

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería Mecánica



Megaproyecto: CubeSat fase 6

Trabajo de graduación en modalidad de Megaproyecto presentado por

Ángel Rodrigo Velásquez Fernández,

Denis Enrique Martínez Soto,

Héctor Francisco Gómez Hernández y

Mario Josué Ramírez López

para optar al grado académico de licenciados en Ingeniería Mecánica

Guatemala

2019

Vo.Bo.:



(f) _____

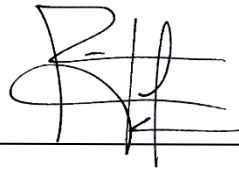
Ing. Víctor Ayerdi

Tribunal Examinador:



(f) _____

Ing. Víctor Ayerdi



(f) _____

Ing. Rony Herrarte



(f) _____

Ing. José Bagur

Fecha de aprobación: Guatemala 27 de noviembre de 2019

CONTENIDO

LISTA DE ILUSTRACIONES	ix
LISTA DE TABLAS	xv
LISTA DE ACRÓNIMOS	xix
RESUMEN	xxi
I. INTRODUCCIÓN	1
II. OBJETIVOS	3
A. Objetivo del megaproyecto	3
B. Objetivos generales de los módulos	3
C. Objetivos específicos de LOS MÓDULOS:	3
III. JUSTIFICACIÓN	5
IV. MARCO TEÓRICO	7
A. Satélites tipo CubeSat	7
B. Características estructurales satélite quetzal – 1	8
C. Efectos de la temperatura para el sistema de potencia	10
D. Almacenaje a largo plazo	12
E. Tipos de baterías usados en satélites	12
F. Curva característica voltaje-corriente en carga	13
1. Carga de corriente constante	13
2. Carga de saturación	13
G. Vibraciones mecánicas	14
H. Pruebas de vibración modal y aleatoria	15
I. Sistemas de vacío	18
1. Alto vacío	18
2. Características de sistemas de alto vacío.	18
3. Generalidades de los sistemas de vacío	19
4. Bombas para alto vacío	21

J.	Pruebas de termo vacío	25
K.	Pruebas de fuerza:	26
1.	Generalidades del sistema de interrupción de despliegue para CubeSats	26
2.	Generalidades del interruptor de despliegue	27
3.	Generalidades del sensor de fuerza económica <i>PASCO</i>	28
L.	Análisis de expansión térmica	29
1.	Generalidades de la expansión térmica	29
2.	Características físicas del imán permanente para el módulo ADCS	30
3.	Características físicas de la brida para el imán de ADCS	30
M.	Análisis térmico del CubeSat por generación interna de calor	30
1.	Transferencia de calor en el espacio	31
2.	Análisis térmico del MinXSS-1 3U CubeSat	31
N.	Teoría de la energía de distorsión para materiales dúctiles	32
O.	Cálculo de precarga	33
P.	Armaduras	36
1.	Formulación de elementos finitos	36
Q.	Armaduras tridimensionales	40
R.	Pernos a cortante	42
S.	Uniones a cortante con carga excéntrica	42
T.	Modelado	44
V.	METODOLOGÍA	45
A.	Pruebas realizadas a baterías quetzal-1	45
B.	Conjunto de pruebas pre-térmicas	47
1.	Conjunto de pruebas funcionales de ciclo térmico de batería	47
2.	Conjunto de pruebas post térmicas de batería	49
3.	Conjunto de pruebas para evaluación de seguridad en la batería	50
4.	Presupuesto de potencia	51
C.	Diseño de banco de prueba para pruebas de vibración.	56
D.	Diseño de banco de prueba para pruebas de termo vacío.	58

E.	Documento para preparación final del CubeSat	60
F.	Desarrollo de cámara de vacío	65
G.	Análisis de fuerza interruptores de despliegue	68
H.	Análisis de expansión térmica	69
I.	Simulación térmica de generación de calor interna	71
J.	Elaboración de documentos para pruebas	76
K.	Modelado de Armaduras	78
L.	Diagramas de cuerpo libre	79
M.	Ubicación de nodos y elementos	81
N.	Matriz de K equivalente	84
O.	Obtención de esfuerzos	84
P.	Cálculo de esfuerzo cortante en pernos	85
Q.	Cálculo de Esfuerzos por precarga	86
R.	Cálculo de esfuerzo de von Mises	86
S.	Cálculo de esfuerzos con tornillo crítico faltante por cara	87
	1. Modelado	87
	2. Obtención de esfuerzos	92
	3. Cálculo de esfuerzo cortante en pernos	92
	4. Cálculo de Esfuerzo de von Mises	92
VI.	RESULTADOS	93
A.	Ciclos de carga de baterías.	93
B.	Pruebas de evaluación de seguridad de baterías.	97
C.	Escenarios esperados durante el vuelo	99
D.	Pruebas de vibración	105
E.	Pruebas de termo-vacío	118
F.	Desarrollo de cámara de vacío	122
G.	Resultados prueba de fuerza interruptores de despliegue	126
H.	Análisis de expansión térmica	127
I.	Simulación térmica de generación de calor interna	129

J.	Inspección de bordes afilados	135
K.	Revisión de ajuste	135
L.	Verificación de la funcionalidad del sistema de inhibición	136
VII.	ANÁLISIS DE RESULTADOS	157
A.	Pruebas de baterías	157
B.	Pruebas de vibración modal y aleatoria	160
C.	Pruebas de termo vacío	162
D.	Desarrollo de cámara de vacío	163
E.	Análisis de fuerza interruptores de despliegue	164
F.	Análisis de expansión térmica	165
G.	Simulación térmica de generación de calor interna.	165
H.	Ubicación de nodos	168
I.	Esfuerzos en modelos de armaduras	168
J.	Cálculo de esfuerzo cortante en pernos	168
K.	Esfuerzos de precarga	169
L.	Diagramas de esfuerzo unitario en tornillos	169
VIII.	CONCLUSIONES	177
IX.	RECOMENDACIONES	181
X.	BIBLIOGRAFÍA	183
XI.	ANEXOS	187
	Anexo 1: Plano de la brida de sujeción del módulo ADCS.	187
	Anexo 2: Procedimiento de inspección para bordes afilados.	189
	Anexo 3: Procedimiento prueba de ajuste	202
	Anexo 4: Procedimiento de verificación de funcionalidad del sistema de inhibición.	216
	Anexo 5: Instrucción para uso de la cámara de vacío.	228
	Anexo 6: Memoria de cálculo del análisis de expansión térmica.	231
	Anexo 7: Informe de prueba térmica de batería	233
	Anexo 8: Hoja de datos de batería	258
	Anexo 9: Imágenes de soporte componentes del satélite	260

Anexo 10: Procedimiento de prueba de vibración	262
Anexo 11: Procedimiento pruebas de termo vacío	281
Anexo 12: Análisis estructural	295

LISTA DE ILUSTRACIONES

Ilustración 1. Tornillos estructurales M2X0.5 6 mm	9
Ilustración 2. Tornillos M2 X 0.4 12 mm	9
Ilustración 3. Tornillos M2 X 0.4 16 mm	10
Ilustración 4. Capacidad de descarga durante un almacenamiento prolongado, en función de la temperatura.	11
Ilustración 5. Disminución temporal de capacidad por enfriamiento de las celdas.	11
Ilustración 6. Disminución temporal de capacidad por enfriamiento de celdas	13
Ilustración 7. Resultados de prueba de búsqueda de resonancia.	16
Ilustración 8. Resultados de prueba de vibración aleatoria	16
Ilustración 9. Dimensiones de la mesa de vibración del laboratorio.	17
Ilustración 10. Diagrama básico de un sistema de vacío.	20
Ilustración 11. Rangos de operación de bombas de vacío.	20
Ilustración 12. Diagrama de una bomba rotatoria.	22
Ilustración 13. Diagrama de bomba <i>Roots</i> .	22
Ilustración 14. Diagrama de bomba turbomolecular.	23
Ilustración 15. Diagrama de bomba difusora.	23
Ilustración 16. Diagrama de bomba iónica.	24
Ilustración 17. Diagrama de bomba criogénica.	25
Ilustración 18. Descripción general de los interruptores de despliegue.	26
Ilustración 19. Características del interruptor ZM50	28
Ilustración 20. Sensor de fuerza económica	28
Ilustración 21. Comparación entre predicciones y mediciones de temperatura, en órbita.	32
Ilustración 22. Diagrama esfuerzo-deformación en materiales para fabricar pernos.	34
Ilustración 23. Interacción de fuerzas en elementos	36
Ilustración 24. Coordenadas locales y globales (Moaveni, 2008)	37
Ilustración 25. Desplazamientos locales y globales	38
Ilustración 26. Fuerzas locales y globales	38
Ilustración 27. Ángulos formados por el elemento en eje X, Y y Z (Moaveni, 2008)	40
Ilustración 28. Falla en perno por cortante puro	42
Ilustración 29. Agrupación de pernos con centroide o y fuerzas cortantes primarias y secundaria	43
Ilustración 30. Modelado de carga	44
Ilustración 31. Batería seleccionada para utilización en Quetzal-1	45
Ilustración 32. Requerimientos establecidos por JAXA para pruebas a baterías	46
Ilustración 33. Interfaz para registro de perfil de carga	47

Ilustración 34. Distribución de baterías dentro del horno	48
Ilustración 35. Distribución de baterías dentro del congelador	48
Ilustración 36. Interfaz de monitoreo de temperatura.	49
Ilustración 37. Perfil de temperatura en prueba.	49
Ilustración 38. Consumo de energía de carga útil en una órbita	52
Ilustración 39. Consumo de energía de carga útil durante una órbita	53
Ilustración 40. Consumo de potencia de ADM durante una órbita.	54
Ilustración 41. Consumo de potencia de ADCS durante una órbita.	55
Ilustración 42. Consumo de potencia ADCS durante una órbita.	56
Ilustración 43. Reemplazo de pines para Arducam	60
Ilustración 44. Ubicación tornillo de fijación para Arducam	61
Ilustración 45 Punto de aplicación de epoxy para Arducam	61
Ilustración 46 Orificios que no se deben cubrir de Arathane en Arducam	62
Ilustración 47. Montaje de Arducam en soporte de metal	62
Ilustración 48 PCB cubierta de Epoxy y Arathane	63
Ilustración 49. PCB conectada con cable	63
Ilustración 50. Celda solar del CubeSat	64
Ilustración 51. Controlador del motor con cinta Kapton	64
Ilustración 52. Bomba de vacío QE <i>Quality</i> QVP-180	65
Ilustración 53. Vacuómetro <i>Winters</i>	66
Ilustración 54. Cámara de vacío <i>Termo Scientific</i>	66
Ilustración 55. Manómetros de refrigeración	67
Ilustración 56. Montaje de prueba de fuerza interruptores de despliegue.	69
Ilustración 57. Montaje imán y brida de sujeción módulo ADCS.	70
Ilustración 58. Formato de validación de requerimientos para simulación de generación de calor interna.	71
Ilustración 59. Modelo simplificado del satélite.	73
Ilustración 60. Generación de calor interna ADCS.	74
Ilustración 61. Generación de calor interna COMM.	75
Ilustración 62. Generación de calor interna EPS y OBC.	75
Ilustración 63. Configuración del análisis térmico transitorio.	76
Ilustración 64. Armadura estructural (elaboración propia)	78
Ilustración 65. Armadura tornillos exteriores (elaboración propia)	79
Ilustración 66. Diagrama de cuerpo libre en aceleración en X	80
Ilustración 67. Diagrama de cuerpo libre en aceleración en Y	80
Ilustración 68. Diagrama de cuerpo libre en aceleración en Z	81
Ilustración 69. Ubicación origen de coordenadas global	81
Ilustración 70. Designación de nodos en armadura estructural	82
Ilustración 71. Designación de elementos en armadura de tornillos estructurales.	82

Ilustración 72. Designación de tornillos por cara	85
Ilustración 74. Armadura estructural sin tornillo 4	87
Ilustración 75. Armadura estructural sin tornillo 2	88
Ilustración 76. Armadura de tornillos externos sin tornillo 3 en -X	89
Ilustración 77. Armadura tornillos externos sin tornillo 1 en -X	89
Ilustración 78. Armadura tornillos externos sin tornillo 4 en -X	90
Ilustración 79. Armadura tornillos externos sin tornillo 1 en +X	90
Ilustración 80. Armadura tornillos externos sin tornillo 3 en +X.	91
Ilustración 81. Armadura tornillos externos sin tornillo 2 en +X	91
Ilustración 82. Perfil de carga y temperatura de batería 1	93
Ilustración 83. Perfil de carga y temperatura de batería 2	93
Ilustración 84. Perfil de carga y temperatura de batería 3	93
Ilustración 85. Perfil de carga y temperatura de batería 4	94
Ilustración 86. Perfil de carga y temperatura de batería 5	94
Ilustración 87. Perfil de carga y temperatura de batería 6	94
Ilustración 88. Perfil de carga y temperatura de batería 7	94
Ilustración 89. Perfil de carga y temperatura de batería 8	95
Ilustración 90. Perfil de carga y temperatura de batería 9	95
Ilustración 91. Perfil de carga y temperatura de batería 10	95
Ilustración 92. Perfil de carga y temperatura de batería 11	95
Ilustración 93. Perfil de carga y temperatura de batería 12	95
Ilustración 94. Perfil de carga y temperatura de batería 13	96
Ilustración 95. Perfil de carga y temperatura de batería 14	96
Ilustración 96. Perfil de carga y temperatura de batería 15	96
Ilustración 97. Perfil de carga y temperatura de batería 16	96
Ilustración 98. Perfil de carga y temperatura de batería 17	97
Ilustración 99. Perfil de carga para confirmación de protección de sobrecarga	97
Ilustración 100. Curva de temperatura para confirmación de protección para cortocircuito externo	98
Ilustración 101. Curva de resistencia y corriente durante la prueba de cortocircuito de la celda.	98
Ilustración 102. Curva de corriente y resistencia durante el cortocircuito externo de la celda.	99
Ilustración 103. Consumo de energía ADM durante el primer escenario	100
Ilustración 104. Consumo de una órbita durante el primer escenario	101
Ilustración 105. Consumo de energía en una órbita durante el segundo escenario	102
Ilustración 106. Consumo de una órbita durante el primer escenario	102
Ilustración 107. Consumo de energía de los sistemas durante el tercer escenario	103
Ilustración 108. Consumo de energía durante el tercer escenario	104
Ilustración 109. Posición de acelerómetros para la prueba en el eje X.	105
Ilustración 110. Posición de acelerómetros para la prueba en el eje Y.	105

Ilustración 111. Posición de acelerómetros para la prueba en el eje Z.	105
Ilustración 112. Configuración prueba de vibración en el eje X	107
Ilustración 113. Control para prueba de vibración en el eje X	107
Ilustración 114. Prueba de vibración en el eje X para el banco de prueba	107
Ilustración 115. Prueba de vibración modal en el eje X antes de vibración aleatoria	108
Ilustración 116. Prueba de vibración modal en el eje X después de vibración aleatoria	109
Ilustración 117. Prueba de vibración aleatoria en el eje X para el banco de prueba	109
Ilustración 118. Prueba de vibración aleatoria para el CubeSat	110
Ilustración 119. Configuración prueba de vibración en el eje Y.	110
Ilustración 120. Control para prueba de vibración en el eje Y	111
Ilustración 121. Respuesta del banco de prueba	111
Ilustración 122. Prueba de vibración modal en el eje Y antes de vibración aleatoria	112
Ilustración 123. Prueba de vibración modal en el eje Y después de vibración aleatoria	112
Ilustración 124. Prueba de vibración aleatoria en el eje Y solo para el banco de prueba	113
Ilustración 125. Prueba de vibración aleatoria en el eje Y para el CubeSat	113
Ilustración 126. Configuración prueba de vibración en el eje Z.	114
Ilustración 127. Control para prueba de vibración en Z	114
Ilustración 128. Respuesta del banco de prueba	114
Ilustración 129. Prueba de vibración modal en el eje Z antes de vibración aleatoria	115
Ilustración 130. Prueba de vibración modal en el eje Z después de vibración aleatoria	116
Ilustración 131. Prueba de vibración aleatoria en el eje Z solo para el banco de prueba	116
Ilustración 132. Prueba de vibración aleatoria en el eje Z para el CubeSat	116
Ilustración 133. Posición de las termocuplas en el CubeSat y el banco de prueba	118
Ilustración 134. Lectura de termocuplas durante el ensayo térmico del CubeSat	119
Ilustración 135. Lectura de termocuplas durante prueba de termo-vacío del CubeSat	119
Ilustración 136. CubeSat durante prueba de termo-vacío	119
Ilustración 137. Segundo Montaje de cámara de vacío	122
Ilustración 138. Validación de requerimientos segundo montaje.	123
Ilustración 139. Tercer montaje cámara de vacío	123
Ilustración 140. Validación de requerimientos tercer montaje.	123
Ilustración 141. Prueba de placa ADCS en vacío.	124
Ilustración 142. Prueba funcional en vacío de convertidores de señal analógica a digital.	125
Ilustración 143. Prueba funcional en vacío de Magnetómetro.	125
Ilustración 144. Prueba funcional en vacío de Giroscopio.	126
Ilustración 145. Resultados prueba de fuerza interruptores de despliegue.	126
Ilustración 146. Curva de temperatura máxima alcanzada en el satélite.	129
Ilustración 147. Generación de calor en el interior del primer tercio de la simulación.	130
Ilustración 148. Generación de calor en el interior del segundo tercio de la simulación.	130

Ilustración 149. Generación de calor en el interior de la simulación completa.	131
Ilustración 150. Generación de calor en el exterior del primer tercio de la simulación.	131
Ilustración 151. Generación de calor en el exterior del segundo tercio de la simulación.	132
Ilustración 152. Generación de calor en el exterior de la simulación completa.	132
Ilustración 153. Temperatura máxima alcanzada.	133
Ilustración 154. Curva de temperatura COMM.	133
Ilustración 155. Curva de temperatura OBC.	134
Ilustración 156. Curva de temperatura Baterías.	134
Ilustración 157. Montaje en el módulo de pruebas de ajuste.	135
Ilustración 158. Superficie +X del CubeSat después de la prueba de vibración	161
Ilustración 159. Superficie +Y del CubeSat después de la prueba de vibración	161
Ilustración 160. Superficie +Z del CubeSat después de la prueba de vibración	161
Ilustración 161. Superficie +X del CubeSat después de la prueba de termo-vacío	162
Ilustración 162. Superficie +Y del CubeSat después de la prueba de termo-vacío	163
Ilustración 163. Superficie +Z del CubeSat después de la prueba de termo-vacío	163
Ilustración 163. Banco de prueba para pruebas de vibración	261
Ilustración 164. Filtro óptico después de la prueba de vibración	261
Ilustración 165. Lente de la cámara después de la prueba de vibración	261
Ilustración 166: Información tornillos en -X	302
Ilustración 167: Información tornillos +X	302
Ilustración 168: Información tornillos en -Y	303
Ilustración 169: Información en +Y	303
Ilustración 170: Información tornillos en -Z	304
Ilustración 171: Información en tornillos +Z	304
Ilustración 172: Determinación de medidas y ángulos en paneles en X	305
Ilustración 173: Determinación de medidas y ángulos en paneles en Y	305
Ilustración 174: Determinación de medidas y ángulos en paneles en -Z	306

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Ubicación centro de masa respecto al centro geométrico (mm).	7
Tabla 2. Partes que conforman la estructura del Quetzal 1	9
Tabla 3. Especificaciones de mesa de vibración del laboratorio	17
Tabla 4. Tipos de vacío.	18
Tabla 5. Especificaciones de cámara de termo vacío	26
Tabla 6. Tabla de verdad para interruptores de despliegue	27
Tabla 7. Características físicas imán ADCS	30
Tabla 8. Coeficiente de expansión térmica (α) para bridas de sujeción.	30
Tabla 9. Diámetro y áreas en roscas métricas	35
Tabla 10. Diámetro y áreas en roscas en pulgadas	35
Tabla 11. Características de la batería seleccionada	45
Tabla 12. Requisitos de pruebas a baterías	46
Tabla 13. Consumo de módulo de carga útil	51
Tabla 14. Consumo de módulo de comunicaciones.	52
Tabla 15. Consumo de energía eléctrica EPS.	53
Tabla 16. Consumo de energía eléctrica ADM.	54
Tabla 17. Consumo de energía eléctrica de ADCS.	55
Tabla 18. Consumo de potencia de C&DH.	55
Tabla 19. Requerimientos de diseño para el banco de pruebas de vibración.	58
Tabla 20. Formato de validación de requerimientos para cámara de vacío.	67
Tabla 21. Formato de validación de requerimientos para prueba de fuerza.	68
Tabla 22. Formato de validación de requerimientos para análisis de expansión térmica.	70
Tabla 23. Propiedades de los materiales utilizados en la simulación térmica.	72
Tabla 24. Propiedades de absorción y emisividad de componentes que transmitirán calor hacia el entorno.	73
Tabla 25. Vibración modal.	77
Tabla 26. Niveles de vibración aleatoria.	77
Tabla 27. Requerimientos de tolerancia para el equipo a utilizar en pruebas de vibración.	78
Tabla 28. Subsistemas activos durante el primer escenario.	100
Tabla 29. Consumo de energía eléctrica durante el primer escenario	101
Tabla 30. Subsistemas activos durante el segundo escenario.	102
Tabla 31. Consumo de energía eléctrica durante el segundo escenario	103
Tabla 32. Consumo de energía eléctrica durante el tercer escenario	104
Tabla 33. Puntos de medición de aceleración	106
Tabla 34. Resultados de frecuencia natural del CubeSat	117

Tabla 35. Posición de termocuplas durante la prueba	118
Tabla 36. Presión dentro de la cámara durante varios periodos	120
Tabla 37. Perfil térmico usado para la prueba	121
Tabla 38. Temperaturas máximas y mínimas de las termocuplas durante la prueba	121
Tabla 39. Validación de requerimientos primer montaje.	122
Tabla 40. Resumen de resultados de prueba de fuerza.	127
Tabla 41. Validación de requerimientos de prueba de fuerza.	127
Tabla 42. Dimensiones generales análisis expansión térmica	127
Tabla 43. Expansión volumétrica brida de aluminio e imán permanente.	128
Tabla 44. Expansión volumétrica brida de policarbonato e imán permanente.	128
Tabla 45. Comparación en caliente brida de aluminio e imán permanente.	128
Tabla 46. Comparación en frío brida de aluminio e imán permanente.	128
Tabla 47. Comparación en caliente brida de policarbonato e imán permanente.	128
Tabla 48. Comparación en frío brida de policarbonato e imán permanente.	129
Tabla 49. Validación de requerimientos del análisis de expansión térmica.	129
Tabla 50. Validación de requerimientos de la simulación térmica de generación de calor interna.	134
Tabla 51. Resultados de la inspección de bordes afilados.	135
Tabla 52. Resultados de Inspección visual posterior a la prueba de ajuste.	135
Tabla 53. Resultados de la prueba de verificación del sistema de inhibición.	136
Tabla 54. Rango de temperatura de operación para componentes internos no críticos.	136
Tabla 55. Rango de temperatura de operación para componentes externos.	136
Tabla 56. Rango de temperatura de operación para componentes críticos.	136
Tabla 57: Esfuerzos en armadura estructural	137
Tabla 58: Esfuerzos en armadura de tornillos exteriores	138
Tabla 59: Esfuerzo en tornillos por carga de paneles	139
Tabla 60: Esfuerzo de precarga	139
Tabla 61: Esfuerzo de von Mises	140
Tabla 62: Esfuerzos en armadura Standoff con tornillo 4 faltante, en aceleración X y Z.	141
Tabla 63: Esfuerzos en armadura Standoff con tornillo 2 faltante, en aceleración Y.	142
Tabla 64: Esfuerzos en armadura tornillos exteriores con tornillo 3 en cara -X faltante, en aceleración X.	143
Tabla 65: Esfuerzos en armadura tornillos estructurales con tornillo 1 en cara -X faltante, en aceleración en Y	144
Tabla 66: Esfuerzos en armadura tornillos estructurales con tornillo 4 en cara -X faltante, en aceleración en Z.	145
Tabla 67: Esfuerzos en armadura tornillos estructurales con tornillo 1 en cara +X faltante, en aceleración en X	146
Tabla 68: Esfuerzos en armadura tornillos estructurales con tornillo 3 en cara +X faltante, en aceleración en Y	147

Tabla 69: Esfuerzos en armadura tornillos estructurales con tornillo 2 en cara +X faltante, en aceleración en Z	148
Tabla 70: Esfuerzo en tornillos por carga de paneles, sin tornillo crítico por cara	149
Tabla 71: Esfuerzo de von Mises, tornillos faltantes en panel -X	150
Tabla 72: Esfuerzo de von Mises, tornillo faltantes en panel +X	151
Tabla 73: Esfuerzo de von Mises, tornillo faltantes en panel -Y	152
Tabla 74: Esfuerzo de von Mises, tornillo faltantes en panel +Y	153
Tabla 75: Esfuerzo de von Mises, tornillo faltantes en panel -Z	154
Tabla 76: Esfuerzo de von Mises, tornillo faltantes en panel +Z	155
Tabla 77: Esfuerzo de von Mises, tornillo faltantes estructurales	156

LISTA DE ACRÓNIMOS

ADCS	Sistema de Determinación y Control de Posición (<i>Attitude Determination and Control System</i>)
C&DH	Manejo de Comandos y Datos (<i>Command and Data Handling</i>)
EPS	Sistema de Potencia Eléctrica (<i>Electrical Power System</i>)
J-SSOD	Desplegador Orbital de Satélites Pequeños de JEM (<i>JEM Small Satellite Orbital Deployer</i>)
JAXA	Agencia de Exploración Aeroespacial Japonesa (<i>Japan Aerospace Exploration Agency</i>)
OBC	Computadora a Bordo (<i>On Board Computer</i>)
PCB	Tabla de Circuitos Impresos (<i>Printed Circuit B</i>)

RESUMEN

Este proyecto corresponde a la última fase del desarrollo del primer satélite guatemalteco, que consta de una configuración tipo CubeSat y cuya misión consiste en la toma de fotografías y traslado de estas hacia la estación ubicada en las instalaciones de la Universidad del Valle de Guatemala. El proyecto se divide en distintos módulos los cuales son: Ingeniería del sistema, Estructura, Potencia, Carga útil, Comunicaciones, C&DH y ADCS, de los cuales se desprenden ciertas tareas que serán completadas a través de este megaproyecto.

Este megaproyecto contempla 4 módulos específicos, los cuales son: Baterías, Pruebas en laboratorios externos, pruebas mecánicas y análisis estructural.

El módulo de potencia de Quetzal-1 es el encargado de la regulación y almacenamiento de la potencia eléctrica consumida por los demás módulos. Las pilas, encargadas de almacenar la energía generada por las celdas solares, son una de las partes más importantes de este subsistema. Este módulo se enfocará en los procedimientos utilizados para la caracterización y posterior selección de las baterías de vuelo a usarse en Quetzal-1. Asimismo, se incluye la teoría detrás del mantenimiento de las pilas voltaicas para su almacenamiento por largos periodos, garantizando el correcto funcionamiento del satélite al estar en órbita. También, se incluye el proceso de cálculo de vida útil de las baterías después de aplicarle los procedimientos de pruebas. Finalmente se presenta el presupuesto de potencia con los datos finales de consumos obtenidos con las respectivas pruebas del satélite.

El módulo de análisis estructural consiste en el análisis de los tornillos estructurales y externos. El análisis correspondiente consiste en el cálculo del esfuerzo de von Mises presentado en los tornillos al momento de someterse a una aceleración de 18.1 G en el eje X, Y y Z tanto en sentido positivo como negativo. El análisis radica en calcular el esfuerzo de von Mises presente en cada tornillo sometido a las mismas aceleraciones que el caso anterior, en el escenario en que llegara a fallar uno de los 4 que hay en cada cara de la estructura. Esto se logró modelando la estructura como una armadura para analizar los esfuerzos producidos por la carga. Adicionalmente se calculó el esfuerzo cortante producido por las placas solares y el esfuerzo de precarga.

El módulo de pruebas externas incluye el diseño de bancos de prueba, análisis de resultados de las pruebas y la elaboración de los procedimientos a seguir para cumplir con el objetivo de las pruebas de manera segura y dejar cada paso documentado. Las pruebas de vibración consisten en someter el CubeSat a ciertas frecuencias y niveles de vibración para verificar que ningún componente se dañará durante el lanzamiento y para encontrar su frecuencia natural. Las pruebas de termo-vacío consisten en someter el CubeSat a ciclos de temperaturas altas y bajas en una presión cercana al vacío, con el objetivo de observar el funcionamiento del satélite en condiciones espaciales.

Por su parte el módulo de pruebas mecánicas consiste en el proceso de desarrollo de la cámara de vacío para el laboratorio de ingeniería aeroespacial ubicado en la universidad, así como el análisis de fuerza para los

interruptores de despliegue del sistema de inhibición del satélite. Entre otros, se encuentra el análisis de expansión térmica del sistema de sujeción del imán permanente del módulo ADCS y la simulación térmica de la generación de calor interna del satélite. Finalmente, se explica el proceso de documentación de las pruebas físicas finales del satélite, donde se contemplan los procedimientos de bordes afilados, ajuste y sistema de inhibición del satélite.

Finalmente, se concluye por parte del módulo de potencia que las ocho baterías seleccionadas son capaces de generar potencia suficiente para operar conforme a los requisitos de la misión. Por lo demás, se desarrollaron los protocolos de prueba con los cuales se logró comprobar el correcto funcionamiento de las baterías seleccionadas, que conjunto con el presupuesto de potencia confirmaron la correcta selección de las baterías.

Con respecto al módulo de pruebas externas, se concluye que las pruebas en los laboratorios externos fueron exitosas. El CubeSat no sufrió daño alguno al finalizar las pruebas, cumpliendo de esta manera con los requisitos de JAXA para poder ser lanzado al espacio. Por su parte los procedimientos establecidos fueron debidamente seguidos, sin embargo, se tuvieron algunas desviaciones debido a inconvenientes que surgieron.

Ahora bien, el módulo de análisis estructural concluye que el modelo de armadura establecido es válido, pudiendo calcular el esfuerzo de von Mises y presentando un factor de seguridad en el menor de los casos de 1.22 en el caso nominal y de 1.17 en el caso de un tornillo faltante por cara.

Por último, el módulo de pruebas mecánicas concluye que es posible desarrollar un sistema de vacío para pruebas no concluyentes previas a las de TVAC, con el modelo expuesto en este trabajo. Además, se asegura la integridad del imán permanente del módulo ADCS y su correcta sujeción frente a cambios de temperatura. De igual manera, se concluye que se espera un comportamiento correcto del satélite por análisis de generación de calor interna y su comparación con el satélite MinXSS-1 3U de la Universidad de Colorado. Por su parte, se asegura que el satélite no tendrá una activación prematura, ya que el sistema de inhibición fue probado y validado con el documento de verificación del sistema de inhibición, además, que los interruptores de despliegue no superan los 3N requeridos para ser activados. Finalmente, el ensamblaje completo del satélite no presenta bordes afilados ni problemas para su ajuste en el J-SSOD del cual será lanzado.

I. INTRODUCCIÓN

El proyecto CubeSat tiene como objetivo diseñar, construir y enviar al espacio el primer satélite guatemalteco. Después de varios años de trabajo por parte de una gran cantidad de estudiantes e ingenieros, se llegó a la fase 6 del megaproyecto.

En el año 2014 inició la primera fase del proyecto CubeSat de la Universidad del Valle de Guatemala. Durante las primeras fases se realizó mucho trabajo en cuanto a los fundamentos del proyecto. Se definió el objetivo del proyecto, se formaron los módulos de Estructura, Potencia, Carga útil, Comunicación, C&DH y ADCS. También se seleccionaron los componentes a utilizar, así como los materiales necesarios para la construcción del satélite. En el año 2017, Naciones Unidas y la Agencia de Exploración Aeroespacial Japonesa anunciaron que este proyecto era el ganador del programa KiboCube. El premio consiste en la oportunidad de lanzar al espacio el primer CubeSat de este país.

Para poder asegurar que los componentes del satélite superen de forma satisfactoria las pruebas requeridas previas a su lanzamiento, se requiere de tareas de preparación. Estas tareas incluyen el diseño de procedimientos de pruebas, el diseño y manufactura de bancos de prueba basados en los requerimientos del laboratorio y del proyecto, además de documentación acerca de la preparación final del CubeSat.

Adicionalmente, parte de los requisitos estructurales del satélite es asegurar que los tornillos soportan las cargas a las que se encontrarán sometidos. En busca de cumplir estos requerimientos en este trabajo se calculó el esfuerzo de von Mises en cada uno de los tornillos externos y en los cuatro tornillos estructurales, en condiciones de aceleración de 18.1G en los tres casos de aceleración. Adicionalmente, como requerimiento se calculó el Esfuerzo de von Mises en los tornillos en el caso en el que el tornillo que más esfuerzos recibe por cara falle, para analizar el resultado de los demás tornillos.

El proceso de cálculo requirió la investigación de información referente al satélite como sus dimensiones, masa, centro de masa, materiales. Para realizar este cálculo se emplearon dos modelos de armaduras, uno con los tornillos estructurales y otro con los tornillos exteriores. Esto se realizó para obtener los esfuerzos que provoca la carga interna del satélite. Adicionalmente, se calculó el esfuerzo cortante que provocan los paneles solares en los tornillos estructurales y los esfuerzos de precarga en los tornillos.

Parte de los requisitos estructurales del satélite es asegurar que los tornillos soportan las cargas a las que se encontrarán sometidos. En busca de cumplir estos requerimientos en este trabajo se calculó el esfuerzo de von Mises en cada uno de los tornillos externos y en los 4 tornillos estructurales, en condiciones de aceleración de 18.1G en los tres casos de aceleración. Adicionalmente, como requerimiento se calculó el Esfuerzo de von Mises en los tornillos en el caso en el que el tornillo que más esfuerzos recibe por cara falle, para analizar el resultado de los demás tornillos.

III. OBJETIVOS

A. OBJETIVO DEL MEGAPROYECTO

1. Asegurar mediante pruebas y análisis mecánicos que los componentes de satélite superarán de forma satisfactoria las pruebas requeridas previo a su lanzamiento.

B. OBJETIVOS GENERALES DE LOS MÓDULOS

1. Caracterizar y seleccionar las baterías a utilizar en el satélite Quetzal-1.
2. Definir los procedimientos para realizar las pruebas del CubeSat en laboratorios externos, los cuales incluyen: Termo-vacío y vibración.
3. Diseñar bancos de prueba a utilizar en las pruebas de vibración y termo-vacío del CubeSat en los laboratorios externos.
4. Asegurar correcto funcionamiento de componentes sometidos a vacío.
5. Definir los procedimientos necesarios para realizar las pruebas requeridas por la Agencia de Exploración Espacial Japonesa (JAXA), los cuales son Procedimiento para inspección de bordes afilados, Procedimiento para inspección de ajuste, y Procedimiento para verificar funcionalidad de sistemas de inhibición.
6. Calcular el esfuerzo de von Mises en los tornillos externos como en los estructurales sometidos a aceleración positiva y negativa en los ejes X, Y y Z; tanto en el caso nominal como también en la ausencia de un tornillo por cara.
7. Asegurar correcto funcionamiento de componentes sometidos a vacío.
8. Definir los procedimientos necesarios para realizar las pruebas requeridas por la Agencia de Exploración Espacial Japonesa (JAXA), los cuales son: Procedimiento para inspección de bordes afilados, Procedimiento para inspección de ajuste, y Procedimiento para verificar funcionalidad de sistemas de inhibición.

C. OBJETIVOS ESPECÍFICOS DE LOS MÓDULOS:

1. Seleccionar las baterías de vuelo para el submódulo de potencia
2. Diseñar y realizar pruebas para la selección de Baterías de vuelo del módulo de EPS para asegurar su correcto desempeño en el espacio
3. Realizar simulaciones de presupuesto de potencia para asegurar que la capacidad de las baterías cumpla con los requisitos de la misión de Quetzal-1.
4. Definir los requerimientos para el diseño y manufactura de los bancos de prueba.
5. Diseñar bancos de prueba para probar el CubeSat de manera segura, permitiendo un maquinado sencillo, que pueda ser transportado y ensamblado en el laboratorio externo.
6. Asegurar que las pruebas de vibración y termo-vacío se realicen debidamente en los laboratorios de Escocia, siguiendo los procedimientos establecidos.
7. Analizar los resultados obtenidos de las pruebas de vibración del CubeSat, verificando que se cumplan los requisitos de JAXA y que el satélite no sufra ningún daño debido a las pruebas.
8. Desarrollar una cámara de vacío para realizar pruebas en el laboratorio de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad del Valle de Guatemala.
9. Prevenir la activación prematura del satélite por medio del correcto funcionamiento de los interruptores de despliegue.
10. Asegurar la integridad del satélite durante los cambios de temperatura en funcionamiento.

11. Asegurar la integridad del imán del módulo ADCS durante los cambios de temperatura en funcionamiento.
12. Asegurar la sujeción del sistema de direccionamiento del módulo ADCS durante los cambios de temperatura en funcionamiento.
13. Documentar los hallazgos durante la realización de las pruebas mecánicas, para futuros proyectos similares.
14. Calcular esfuerzos principales en los tornillos externos y tornillos estructurales.
15. Determinar esfuerzos cortantes en los tornillos externos y principales.
16. Establecer el esfuerzo presente en los tornillos con el límite elástico del material para encontrar un factor de seguridad.
17. Documentar los cálculos y el análisis en los tornillos para futuros proyectos similares.
18. Calcular esfuerzos principales en los tornillos externos y tornillos estructurales.
19. Determinar esfuerzos cortantes en los tornillos externos y principales.
20. Establecer el esfuerzo presente en los tornillos con el límite elástico del material para encontrar un factor de seguridad.
21. Documentar los cálculos y el análisis en los tornillos para futuros proyectos similares.

IV. JUSTIFICACIÓN

La importancia de este trabajo radica en la finalización del proyecto CubeSat luego de cinco años de trabajo previo. En esta fase se finaliza la primera etapa de la introducción del campo de ingeniería aeroespacial del país, estandarizando los procesos, documentando hallazgos y conocimientos, para su próxima replicación.

La importancia de este módulo radica en asegurar el funcionamiento de componentes del satélite en el espacio. Por medio del desarrollo de una cámara de vacío, para realizar pruebas de funcionamiento a todos los elementos que así lo requieran. Con respecto al análisis de fuerza de los interruptores de despliegue, buscando asegurar que el satélite no se accionará de forma prematura. De manera similar con el análisis y simulación térmica de generación interna para el satélite, buscando certificar su funcionamiento en las condiciones dadas. De igual manera con el análisis de expansión térmica para el montaje del imán permanente del módulo ADCS, buscando asegurar la integridad y sujeción del sistema a pesar de los cambios de temperatura. Finalmente, realizar los procedimientos de pruebas mecánicas de Inspección de Bordes Afilados, Inspección de Ajuste, y Verificación de Funcionalidad de sistemas de Inhibición, los cuales serán utilizados para realizar pruebas que aseguren el funcionamiento de dichos sistemas.

VI. MARCO TEÓRICO

A. SATÉLITES TIPO CUBESAT

Un CubeSat es un satélite en forma de cubo de 10 cm con una masa de hasta 1.33 kg. El objetivo del programa CubeSat es permitir acceso al espacio para cargas útiles o experimentos pequeños. Este documento indica que los desarrolladores del CubeSat deben jugar un rol activo para asegurar la seguridad y el éxito de la misión, al implementar buenas prácticas de ingeniería, pruebas y verificaciones para sus sistemas. (Universidad Politécnica de California, 2009:5)

Entre los requerimientos generales de los CubeSats se incluyen: todas las partes deben permanecer sujetas al CubeSat durante el despegue, expulsión y operación. No se permiten pirotécnicos, no se permiten recipientes de presión arriba de 1.2 atmósferas estándar, la energía química total almacenada no debe exceder 100 Watts hora. Además, no se deben utilizar materiales peligrosos y los materiales a utilizar deben cumplir con un criterio de baja desgasificación para prevenir contaminación durante la integración, pruebas y lanzamiento. La pérdida de masa total debe ser menor al 1%, el material volátil condensable debe ser menor al 0.1%. (Universidad Politécnica de California, 2009:7)

Entre los requerimientos mecánicos se incluye: Debe tener forma de cubo con una distancia nominal de 100 mm por cada lado, las dimensiones X y Y deben ser de 100.0 ± 0.1 mm, su dimensión en Z debe ser de 113.5 ± 0.1 mm, adicionalmente los componentes no deben exceder 6.5 mm en la dirección normal a la superficie del cubo. Los rieles deben tener una anchura mínima de 8.5 mm y no deben tener una rugosidad mayor a 1.6 micrómetros, las esquinas de los rieles deben estar redondeadas a un radio de al menos 1 mm. En cuanto a la masa, no se debe exceder de 1.33 kg y el centro de gravedad debe estar ubicado en una esfera de 2 cm desde su centro geométrico. (Universidad Politécnica de California, 2009:8)

En cuanto el centro de masa, utilizando el software ANSYS de AUTODESK en su versión 2019, se determinó la posición del centro de masa en convención a los ejes X, Y y Z.

Tabla 1. Ubicación centro de masa respecto al centro geométrico (mm).

	Eje X	Eje Y	Eje Z
Centro de masa	-0.2619	0.72628	1.8498

(Elaboración propia)

En cuanto a los materiales, se debe utilizar aluminio 7075 o 6061 para la estructura del CubeSat y sus rieles, los cuales además deben ser anodizados para prevenir una soldadura en frío con el desplegador de satélites. La longitud de tiro del resorte debe ser de un mínimo de 0.05 pulgadas sobre la superficie del

separador. Estos resortes se requieren para mantener distancia entre los satélites desplegados y evitar colisiones entre ellos. Este requisito es importante para proveer separación relativa entre CubeSats después de ser desplegados. (Universidad Politécnica de California, 2009:9)

La esperanza de vida de un CubeSat es limitada, debido a que son lanzados en órbitas terrestres bajas, lo cual resulta en un decaimiento rápido y reentrada a la atmósfera. Otro motivo es que la tasa de fallos de CubeSats liderados por universidades es de alrededor de 48%. Esto se debe a la baja calidad en estándares que los desarrolladores aplican durante la manufactura, ensamblaje, integración y validación del CubeSat. Generalmente el desarrollo del proyecto se lleva a cabo sin considerar la experiencia de misiones similares. (Nieto-Peroy & Reza, 2019:1)

Los subsistemas que usualmente se encuentran en los CubeSats, son: Módulo de antenas, ADCS, Carga útil, Computadora de abordó, Sistema eléctrico de potencia, Estructura, Paneles solares, Transceptor y Concentrador de datos. (Nieto-Peroy & Reza, 2019:9)

B. CARACTERÍSTICAS ESTRUCTURALES SATÉLITE QUETZAL – I

La estructura del Satélite Quetzal 1 es una estructura modular. Este tipo de estructuras cuenta con una estructura principal la cual se puede subdividir en distintas subestructuras. Adicionalmente cuentan con una estructura secundaria encargada de ensamblar las subestructuras y ayudar a soportar las cargas a las que el satélite se encuentra expuesto.

La estructura principal del satélite está conformada por 2 marcos laterales, un marco superior y un marco inferior. Estas piezas cuentan con agujeros pasados para ser sujetadas mediante tornillos y tuercas. La estructura está ensamblada mediante 8 tornillos SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M2X0.4 16 mm. Adicionalmente en el exterior de la estructura, en las caras Y+ y Y- se tienen 8 agujeros pasados para sujetar los paneles solares mediante 8 tornillos SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M2x0.4 16 mm. Para sujetar los paneles en las caras Z+ y Z- se utilizaron 8 tornillos SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M2X0.4 12 MM.

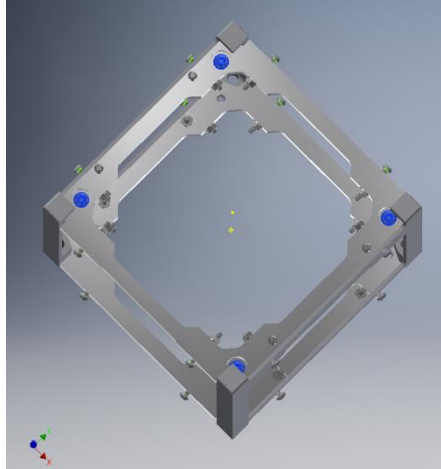
Se utilizaron 4 tornillos SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M3X0.5 para asegurar los PCB Standoffs a la pieza superior. Adicionalmente se utilizaron 4 tuercas SS HEX NUT M3X0.5 mm para asegurar la parte inferior de los standoffs a la pieza inferior.

Tabla 2. Partes que conforman la estructura del Quetzal 1

Pieza	Número de pieza en planos	Material	Cantidad
Upper Piece	PT-STR-BAS-001	Aluminio 7075	1
Lower Piece	PT-STR_BAS-002	Aluminio 7075	1
Lateral Piece	PT-STR-BAS-003	Aluminio 7075	2
SS Button-Head Socket Cap Screw M3X0.5 6mm long (92095A179)	PT-STR-SCR-001	Acero Inoxidable 18-8	4
SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M2X0.4 12 mm LONG (92095A455)	PT-STR-SCR-004	Acero Inoxidable 18-8	8
SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M2X0.4 16 mm LONG (92095A105)	PT-STR-SCR-005	Acero Inoxidable 18-8	16

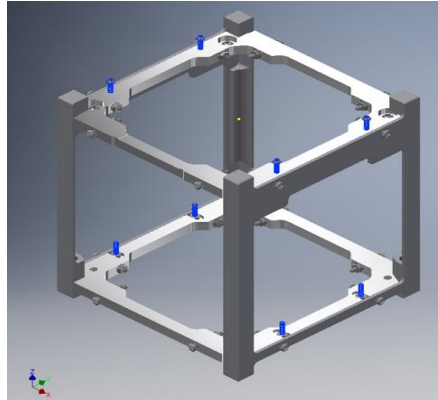
(elaboración propia)

Ilustración 1. tornillos estructurales M2X0.5 6 mm



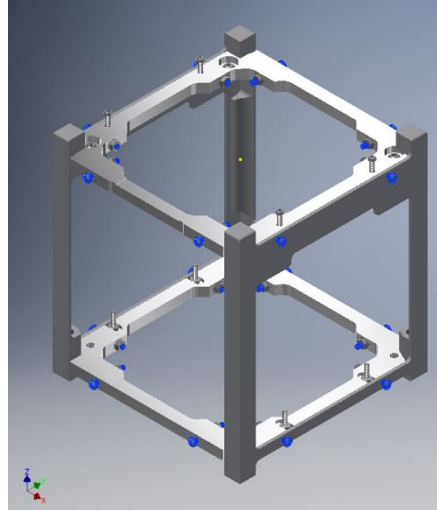
(elaboración propia)

Ilustración 2. tornillos M2 X 0.4 12 mm



(elaboración propia)

Ilustración 3. tornillos M2 X 0.4 16 mm

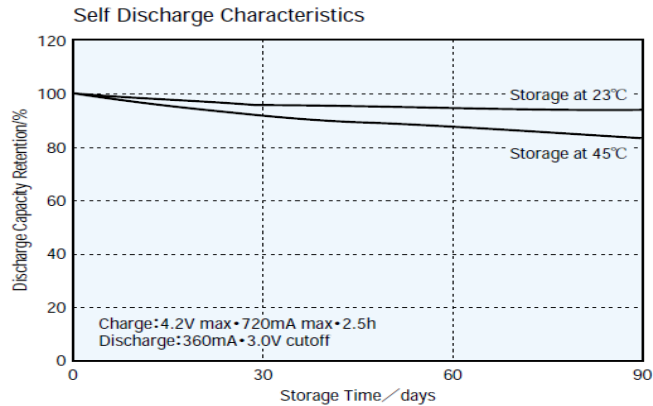


(elaboración propia)

C. EFECTOS DE LA TEMPERATURA PARA EL SISTEMA DE POTENCIA

La auto descarga de una batería se ve afectada por la temperatura de almacenamiento y la profundidad de carga. Cuanto más cerca esté la batería del estado de carga completa en el momento del almacenamiento, y cuanto mayor sea la temperatura ambiente, mayor será la disminución de la capacidad. Cuando se almacena una batería recargable de iones de litio completamente cargada, normalmente pierde aproximadamente el 10% de su capacidad en tres meses. Por estas razones, las baterías recargables de iones de litio deben tener un estado de carga aproximada del 60% cuando se almacenan durante largos períodos de tiempo, y es deseable que se almacenen en un ambiente de baja temperatura. (Panasonic, 2007:3)

Ilustración 4. Capacidad de descarga durante un almacenamiento prolongado, en función de la temperatura.

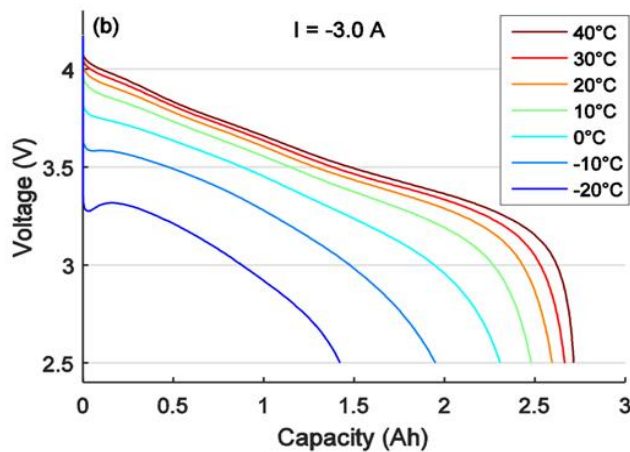


(Sony, 2017)

Como muestra la Ilustración 4, la temperatura de almacenamiento afecta directamente la velocidad de descarga de una batería durante largos períodos de almacenamiento. La humedad relativa también afecta la velocidad de descarga de la batería. Por las razones indicadas anteriormente, las baterías deben almacenarse en un lugar fresco y seco, con temperaturas no superiores a 25 ° C y una humedad inferior al 60% de HR. (Panasonic, 2007:3)

Una temperatura fría también aumenta la resistencia interna y disminuye la capacidad de la batería. Una batería que proporciona el 100% de capacidad a temperatura ambiente, generalmente entregará solo el 50% a – 20 ° C. La disminución momentánea de la capacidad difiere con la química de la batería (ver **Ilustración 2**).

Ilustración 5. Disminución temporal de capacidad por enfriamiento de las celdas.



(Battery University, 2016)

El rendimiento de todas las baterías disminuye drásticamente a bajas temperaturas. Sin embargo, la alta resistencia interna causa un cierto efecto de calentamiento debido a la pérdida de eficiencia causada por la caída

de voltaje cuando se aplica una corriente de carga. Aunque algunas baterías de litio pueden trabajar a temperaturas inferiores hasta de -40°C , estas solamente pueden usarse con una corriente de descarga reducida de aproximadamente 0.2C. (Battery University, 2016).

D. ALMACENAJE A LARGO PLAZO

Se debe realizar una carga periódica para garantizar que la batería permanezca en un valor de estado de carga seguro. De acuerdo con la guía de mantenimiento de Tektronix, se debe realizar un ciclo de carga completo una vez cada seis meses. Estas recomendaciones deben tenerse en cuenta para reducir la degradación de la batería durante el tiempo de almacenamiento.

E. TIPOS DE BATERÍAS USADOS EN SATÉLITES

Las baterías de plata-zinc (Ag-Zn) fueron utilizadas para las primeras misiones espaciales. Estas se utilizaron en Sputnik, el primer satélite artificial, una nave rusa lanzada el 4 de octubre de 1956. Las celdas debían proporcionar energía a la nave espacial durante tres semanas. Esta batería primaria se usó principalmente para comunicaciones. El Sputnik orbitó en el espacio durante más de tres meses, enviando señales a la Tierra ya que no se tenían celdas solares para recargar las pilas.

A mediados de los años 70, la NASA desarrolló las celdas estándar de Ni-Cd y utilizó el primer lote de celdas de 20 Ah en la misión Solar Max. El Ni-Cd se convirtió en el almacenamiento de energía más común en los próximos 20 años. Utilizándose en aplicaciones domésticas e industriales hasta la fecha.

Poco tiempo luego del desarrollo de las baterías de cadmio, se crearon baterías reemplazando el cátodo de cadmio por hidrógeno, debido al riesgo ambiental del cadmio. Sin embargo, las baterías de Ni-H₂ comenzaron a desempeñar un papel importante hasta los años 80. Las baterías de níquel-hidrógeno son las más confiables porque son más baratas y livianas, pero con un ciclo de vida prolongado. El reemplazo de cadmio con electrodos de hidrógeno tiene el doble de energía que el Ni-Cd, pero la energía específica del Ni-H₂ es similar al Ni-Cd debido a su configuración cilíndrica. La primera batería Ni-H₂ se usó en una misión geostacionaria con nombre Intelsat V en 1983. Casi todas las naves espaciales geostacionarias ahora usan baterías de níquel hidrógeno.

Las baterías primarias de litio son utilizadas por sondas planetarias, rovers y equipos de astronautas. Estas se han utilizado como batería de destrucción de emergencia en vehículos de lanzamiento, mientras que las baterías de litio-sulfuro se utiliza en instalaciones de exposición de larga duración. Las baterías recargables de iones de litio son livianas, compactas y se utilizaron en los rovers Mars 2001, Mars 2003 New Millennium ST4 y sondas solares. Sin embargo, la USAF está considerando su uso en vehículos aéreos no identificados, naves en órbita LEO y aparatos espaciales GEO. Estas poseen una alta densidad de energía y pueden llegar a tener hasta 1500 ciclos de carga y descarga.

Celdas de combustible: el primer uso de las celdas de combustible fue el 21 de agosto de 1962 en el Programa Gemini. El primero de siete aviones tripulados en órbita terrestre Gemini se lanzó con celdas electrolíticas PEM (membrana de intercambio de protones). Si bien PEM cumplió su propósito en esta aplicación inicial, se descubrió que no tenía las capacidades de densidad de potencia de las pilas de combustible de tipo alcalino.

F. CURVA CARACTERÍSTICA VOLTAJE-CORRIENTE EN CARGA

1. Carga de corriente constante

En la primera etapa de carga de una batería de iones de litio, se controla la corriente de carga. Por lo general, esta estará entre 0.5 y 1.0 C. Durante esta etapa, el voltaje a través de la celda de iones de litio aumenta hasta un valor máximo determinado por el tipo de celda, usualmente es 4.2V. El tiempo de carga puede ser de alrededor de una hora para esta etapa. Al final de esta fase, la carga de la batería es de alrededor del 70-80%. Esta fase corresponde a la segunda etapa mostrada en la **Ilustración 6**. (Tarascon y Armand, 2001:57)

2. Carga de saturación

Después de un tiempo, el voltaje alcanza un máximo de 4.2 voltios para una celda de polímero de litio. En este punto, la celda ingresa a una segunda etapa conocida como carga de saturación. Se mantiene un voltaje constante de 4.2 voltios y la corriente disminuirá constantemente. El final del ciclo de carga se alcanza cuando la corriente cae alrededor del 10% de la corriente nominal. El tiempo de carga puede ser de alrededor de dos horas para esta etapa, dependiendo del tipo de celda y el fabricante. La eficiencia de carga, es decir, la cantidad de carga retenida por la batería o la celda contra la cantidad de carga que ingresa a la celda es alta. Se pueden lograr eficiencias de carga de alrededor del 95 al 99%. Esto se refleja en niveles relativamente bajos de aumento de la temperatura de la celda.

Ilustración 6. Disminución temporal de capacidad por enfriamiento de celdas

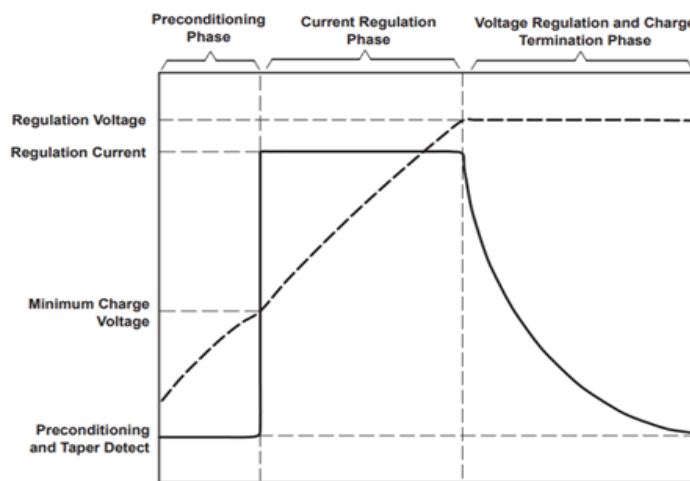


Figure 3. Typical Charge Profile

(Tarascon y Armand, 2001)

G. Vibraciones mecánicas

Cualquier movimiento que se repite después de un intervalo de tiempo se define como vibración u oscilación. La teoría de la vibración se relaciona con los movimientos oscilatorios de los cuerpos y las fuerzas asociadas con estos. Un sistema vibratorio incluye un medio para almacenar energía potencial, un medio para conservar energía cinética y un medio en el cual se pierde gradualmente la energía. La elasticidad se relaciona con la energía potencial, la inercia se relaciona con la energía cinética y la pérdida gradual de energía se relaciona con la amortiguación. (Rao, 2012:13)

La vibración libre de un sistema ocurre cuando el sistema vibra por sí mismo después de una excitación inicial. La vibración forzada ocurre cuando un sistema se somete a una fuerza repetitiva que resulta en una oscilación. Otra manera de clasificar las vibraciones es basada en conocer o desconocer la magnitud de la excitación. Se conoce como vibración determinística el caso en que se conoce en cualquier tiempo dado la magnitud de la excitación. Se conoce como vibración aleatoria el caso en que la magnitud de la vibración no se puede pronosticar. Para analizar este tipo de vibraciones se pueden utilizar procedimientos estadísticos, tales como distribución probabilística y funciones de correlación. (Rao, 2012:13)

La densidad espectral de potencia es una herramienta utilizada para el análisis de vibraciones aleatorias. Está basado en una transformada de Fourier que relaciona el desplazamiento, el promedio de energía, la frecuencia de oscilación y la distribución espectral de energía del sistema. Las unidades utilizadas para representar la respuesta de una vibración aleatoria son Grms^2/Hz , relacionando unidades de aceleración rms y unidades de frecuencia. Esta herramienta presenta una ventaja en el análisis de procesos de banda ancha, debido a que tiene un valor significativo sobre un gran número de frecuencias que describen un proceso o un evento de vibración. Un ejemplo de un proceso de banda ancha sería el ruido producido por un motor de jet. En un proceso de banda estrecha se tiene una menor cantidad de frecuencias con amplitudes aleatorias presentes en un proceso. La densidad espectral de potencia es grande en una banda estrecha de frecuencias. Un ejemplo de un proceso de banda estrecha sería la vibración en el piso de una planta industrial. En conclusión, la densidad espectral de potencia se utiliza para describir la respuesta aleatoria de un sistema al asociar la densidad de energía con una frecuencia definida. (Graham, 2011:803)

La frecuencia natural se define como la frecuencia de una vibración libre. Estas frecuencias libres no tienen amortiguamiento, es decir que después que un sistema es excitado, continuará vibrando aún sin la acción de una fuerza externa. Esta fuente también indica que si la frecuencia forzada, iguala a la frecuencia natural del sistema, entonces ocurre el fenómeno de resonancia. Se define la resonancia como un problema en donde la amplitud de la vibración tiende a infinito y la frecuencia forzada es igual a la frecuencia natural. En este caso, el desplazamiento se volvería infinito, lo cual sería físicamente imposible y llevaría a un sistema a fallar. (Graham, 2011:536)

H. Pruebas de vibración modal y aleatoria

Las pruebas de vibración tienen como objetivo llevar el dispositivo a niveles de vibración comparables con el ambiente de lanzamiento. Se explica que los propósitos para realizar estas pruebas incluyen calificación para ambientes de vuelo, detección de fallas estructurales y verificación de modelos dinámicos. (Kern & Scharton, 2005:2)

Un vehículo espacial se ve afectado por altos niveles de vibración y ruido, este ambiente de vuelo puede representar fallas en componentes electrónicos, mecanismos y estructuras que forman parte del sistema que está siendo probado. También se realiza una prueba de vibración para detectar fallas estructurales debidas a un mal diseño o ensamblaje. Existen problemas que solo se pueden ver representados cuando se lleva a cabo una de estas pruebas. Para la verificación del modelo dinámico se debe asegurar que los niveles de la prueba, así como la duración, permitan que la prueba sea no destructiva. (Kern & Scharton, 2005:2)

Para realizar las pruebas de vibración se debe conocer la configuración de la prueba, esto incluye revisar la ficha técnica de la mesa de vibración, los requerimientos que se tienen para colocar el ítem de prueba y el tipo de interfaz que tiene la máquina. Luego, se debe determinar si el equipo cumple con los requerimientos establecidos para la prueba y se debe revisar la cantidad de acelerómetros a utilizar. Para esto se debe tener contacto con el laboratorio de pruebas, identificar el programa, describir el plan de trabajo y definir cronograma para pruebas. La seguridad del ítem debe ser lo más importante, así que se debe considerar que se cumplan todos los requerimientos para la prueba, las especificaciones, así como el nivel de limpieza y manejo de ítems. (Kern & Scharton, 2005:3)

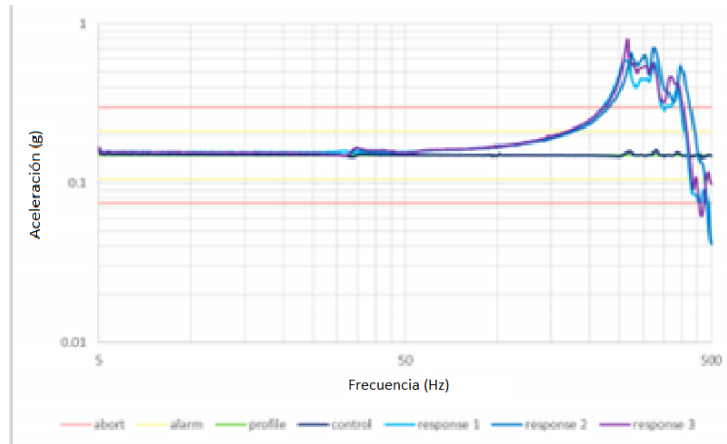
Cada accesorio es único para el ítem de prueba y la máquina que se utiliza. Se debe tomar en cuenta la interfaz con la fuente de vibración, así como las restricciones que tenga el equipo. Estos accesorios de sujeción deben ser definidos, fabricados y probados antes de realizar la prueba. (Kern & Scharton, 2005:3)

Los desarrolladores de CubeSats deben iniciar las tareas de preparación para las pruebas de manera paralela a las tareas de fabricación del satélite. El diseño y la manufactura de accesorios y adaptadores necesarios para llevar a cabo las pruebas en los laboratorios puede tomar varios meses. (Nieto-Peroy & Reza, 2019:15)

Se recomienda hacer una búsqueda de resonancia antes y después de cada prueba mecánica mayor. Se busca el valor más bajo de la frecuencia de resonancia para conocer la respuesta del sistema. La frecuencia natural no debería moverse más de 5% durante las pruebas, debido a que esto puede significar una falla durante una de las pruebas. Por otro lado, un cambio en la frecuencia natural también puede indicar un reajuste interno debido a una desalineación o interferencia con sus componentes. Pero lo más probable es que signifique que los componentes se aflojaron o alguna parte se rompió. (Nieto-Peroy & Reza, 2019:15)

En la Ilustración 7 se muestra un ejemplo de la respuesta de los acelerómetros durante una prueba de búsqueda de resonancia. En el eje X se tiene la frecuencia de vibración y en el eje Y se tiene la aceleración.

Ilustración 7. Resultados de prueba de búsqueda de resonancia.

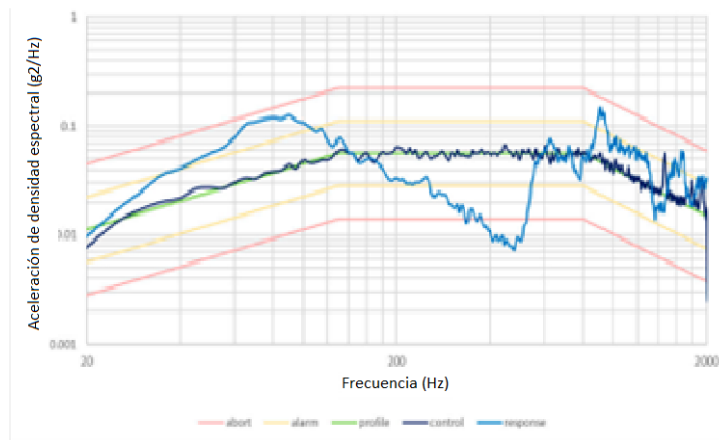


(Nieto-Peroy & Reza, 2019)

Una prueba de vibración aleatoria es utilizada como una prueba de vida acelerada para el CubeSat. Se emplea un rango de frecuencias, en el que las frecuencias resonantes son probadas simultáneamente. Altos niveles de cargas durante la prueba se correlacionan con tiempos de operación largos. (Nieto-Peroy & Reza, 2019:16)

En la Ilustración 8 se muestra un ejemplo de la respuesta de los acelerómetros durante una prueba de vibración aleatoria.

Ilustración 8. Resultados de prueba de vibración aleatoria



(Nieto-Peroy & Reza, 2019)

Una mesa de vibración es una maquina electrodinámica que posee en su interior una bobina de alambre suspendida en un campo magnético radial. Cuando la corriente pasa a través de la bobina se produce una fuerza axial, la cual es transmitida a la estructura de la mesa en la cual se coloca el ítem de prueba. (Fox & Snyder, 2001:2)

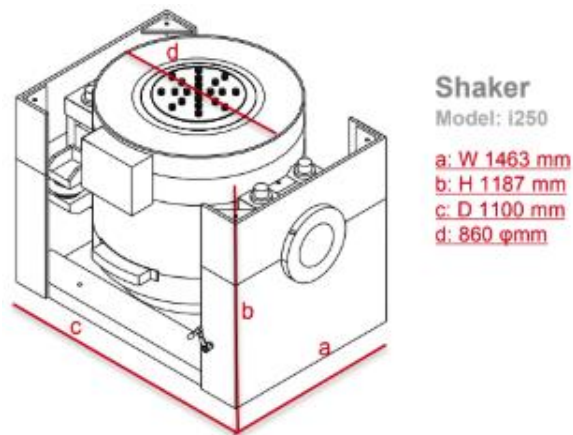
A continuación, se presentan las especificaciones de la mesa de vibración del laboratorio Higgs Centre for Innovation en Escocia:

Tabla 3. Especificaciones de mesa de vibración del laboratorio

Parámetro		Valor
Rango de frecuencias (Hz)		0 – 2500
Fuerza nominal	Sinusoidal (kN)	40
	Aleatoria (kN rms)	40
	Choque (kN)	80
Aceleración máxima	Sinusoidal (m/s ²)	1142
	Aleatoria (m/s ² rms)	800
	Choque (m/s ²)	2284
Velocidad máxima	Sinusoidal (m/s)	2.2
	Choque (m/s)	2.2
Desplazamiento máximo	Sinusoidal (mmp-p)	51
	Máximo recorrido (mmp-p)	68

(IMV, 2018)

Ilustración 9. Dimensiones de la mesa de vibración del laboratorio.



(IMV, 2018)

I. SISTEMAS DE VACÍO

Es importante conocer los sistemas de vacío, sus generalidades, características, componentes y usos. Con esta información se puede clasificar el sistema a utilizar para el desarrollo de la cámara de vacío, determinar sus componentes y el montaje óptimo para el mismo.

1. Alto vacío

Se entiende como vacío un espacio o volumen en el que la presión es menor a la presión atmosférica. Dicho fenómeno puede ser natural o forzado. En este último, se obtiene artificialmente por medio de evacuar un recipiente (cámara de vacío) por medio del trabajo realizado por un sistema de bombas (Talledo, 2013).

El vacío se puede categorizar según su magnitud:

Tabla 4. Tipos de vacío.

Tipo de vacío	Rango (mbar)
Vacío pobre	1000 - 1
Vacío medio	1 – 10e-3
Alto vacío	10e-3 – 10e-7
Ultra alto vacío	10e-7 – 10e-14

(Pisquini, 2017)

2. Características de sistemas de alto vacío.

Para lograr sistemas de alto vacío se tienen que considerar muchos factores, entre ellos se pueden contemplar que todas las superficies expuestas al vacío sean totalmente herméticas. Esto se debe a que cualquier agujero, rendija o defecto del sellado entre dos superficies o cuerpos dará lugar a que el aire de la atmósfera penetre hacia el interior del sistema, generando así fugas.

Según Talledo, en su libro de *tecnologías de alto vacío* las fugas suelen ser los mayores detractores para alcanzar una presión totalmente nula, sin embargo, no es posible alcanzar un alto vacío del todo por dos fenómenos agregados a las fugas:

- La desgasificación: Emanación de gases de los componentes expuestos al alto vacío. Comúnmente los gases emanados suelen ser vapor de agua, oxígeno y gases propios de los materiales o recubrimientos presentes en el sistema o cuerpos dentro de la cámara de vacío.

Es importante considerar la desgasificación en todo sistema menor a 1 Pa de presión, debido a que este fenómeno es el principal factor a la presión última que puede alcanzar un sistema, sin considerar las fugas.

Para poder evitar la desgasificación en sistemas de alto vacío se deben tener dos consideraciones distintas, como lo son, los elementos seleccionados en el diseño de sistema y el ambiente en la cámara de vacío. Con respecto a este último punto, se debe tener un ambiente seco y limpio. Se recomienda que en sistemas de alto vacío se tengan etapas de extracción de vacío y otros gases adheridos a las

paredes de la cámara de vacío. Esta etapa de extracción se recomienda que sea a temperatura menor a 150 °C.

- El contraflujo: Usualmente en los sistemas de vacío el flujo tiene un sentido desde el interior de la cámara de vacío hacia la atmósfera, sin embargo, en el régimen molecular algunas moléculas se comportan de manera opuesta a este flujo principal. Conociendo ese fenómeno como contraflujo.

Teniendo en cuenta los atenuantes que puede tener llegar a una presión final de alto vacío, se debe considerar otras características para el diseño de sistemas de alto vacío. Uno de los aspectos más importantes es el tiempo de bombeo el cual se tardará la bomba en llegar a la presión requerida por el sistema.

La fórmula para calcular el tiempo de bombeo es la siguiente:

Ecuación 1. Tiempo de bombeo.

$$T_b = \frac{V}{S_B} \ln \frac{P_i}{P_f}$$

(Talledo, 2013)

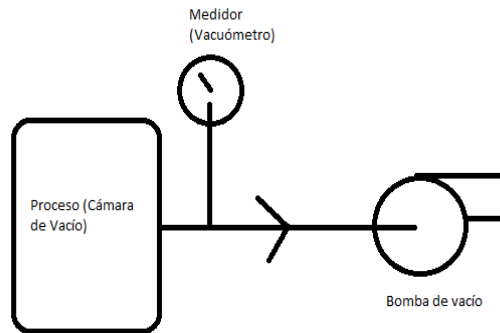
Teniendo esto en consideración, se puede observar que para estabilizar el tiempo en el cual se alcanza una presión de alto vacío, se tiene que considerar el volumen a trabajar, la velocidad de bombeo y las condiciones de presión del ambiente y la que se quiere conseguir.

De estas condiciones a controlar se tienen tres de las cuales depende directamente del diseño del sistema de vacío. En relación con la cámara de vacío se tiene el volumen a trabajar. En relación con la bomba la velocidad de bombeo y del sistema en general la presión la cual se quiere alcanzar. Dichas variables de diseño se tienen que tomar en cuenta para diseñar una cámara de vacío eficiente, con un factor extra como lo son las pérdidas en el sistema, el contraflujo y la desgasificación de los sistemas previamente descritos. (Talledo, 2013)

3. Generalidades de los sistemas de vacío

Según las características que se buscan de alto vacío, es importante considerar el diseño del sistema de vacío y sobre todo los componentes a utilizar en el mismo. El sistema más básico para generar vacío está descrito en la Ilustración 10.

Ilustración 10. Diagrama básico de un sistema de vacío.



(Elaboración propia)

En él podemos visualizar los componentes más comunes para control de vacío, como lo son un actuador, un medidor y el componente donde sucede el proceso (cámara de vacío). Dichos componentes se tienen distintas variantes para utilizar en el diseño.

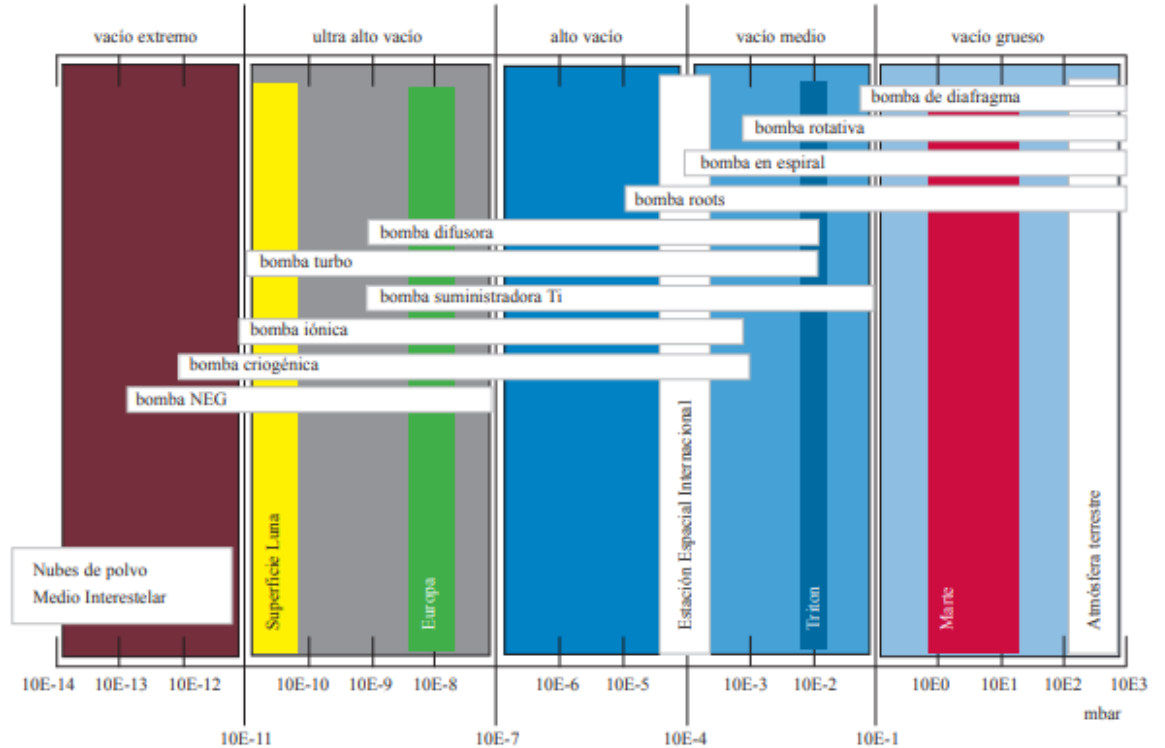
Bombas de vacío:

La función de una bomba de vacío es reducir la presión en un recipiente cerrado, evacuando los gases de una cámara. Dicha función la pueden cumplir por dos métodos: 1) Transferencia de gas del interior al exterior de la cámara y 2) adherencia de moléculas de gas a una superficie sólida dentro de la cámara. Según el primer método descrito se pueden contemplar bombas mecánicas, de difusión y turbo moleculares, asimismo, el segundo método se logra por medio de bombas criogénicas o de adsorción. Por la utilización del segundo método de vacío tan escasa en los métodos de alto vacío a pequeña escala, se describirán únicamente las otras clasificaciones de bombas.

Las bombas de transferencia de gas se pueden segmentar según el régimen viscoso en el cual funcionan, donde las bombas mecánicas trabajan entre 100 a 1×10^4 Pa, y las de difusión y turbo moleculares trabajan en un régimen de presión menor a 100 Pa.

Todas estas distribuciones según el tipo de bomba y la presión de trabajo se pueden observar en la Ilustración 11.

Ilustración 11. Rangos de operación de bombas de vacío.



(Sobrado, 2010)

Como se puede observar, únicamente entran algunas bombas en el rango específico de Alto Vacío, tomando en cuenta las que están en ese rango de trabajo y las otras que pueden ser expandidas al rango de alto vacío.

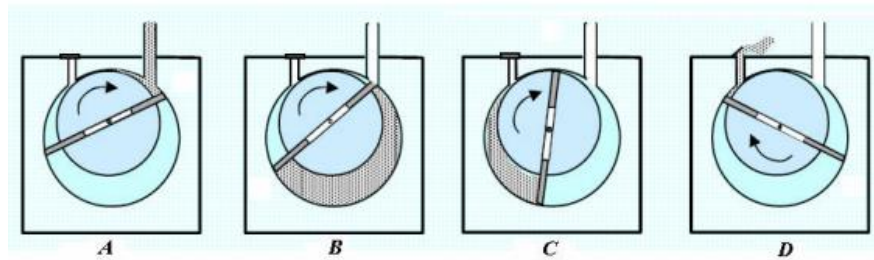
Ahora bien, según el rango de trabajo de las bombas se pueden categorizar como primarias, secundarias o de refuerzo. Por ejemplo, una bomba que trabaje en una zona de alto vacío requerirá la inclusión de otra bomba que desplace las moléculas desde la zona de descarga de vacío medio o bajo, hasta la presión de la atmósfera. Por lo tanto, las bombas que trabajan en rango de vacío pobre se catalogan como bombas primarias, las bombas de vacío medio se catalogan como bombas de respaldo, que según su rango de acción pueden necesitar de bombas primarias para su mejor funcionamiento. Finalmente, las bombas de alto o ultra alto vacío se conocen como bombas secundarias, que según su rango de funcionamiento pueden necesitar bombas de respaldo únicamente o bombas de respaldo y primarias, para su mejor funcionamiento. (TeraTorr-Tecnologies, 2019)

4. Bombas para alto vacío

Bombas rotatorias: En este tipo de bombas primaria el gas ingresa a través del puerto de entrada y queda atrapado por un rotor que comprime el gas y lo transfiere a la válvula de salida. La válvula tiene un resorte con el cual se puede liberar el gas cuando se excede la presión atmosférica. Los componentes básicos de este tipo

de bomba son el estator, las paletas, el rotor, válvulas y la carcasa. De estas bombas existen dos tipos, según las etapas que tienen de bombeo (Etapa simple y doble).

Ilustración 12. Diagrama de una bomba rotatoria.



(Pisquini, 2017)

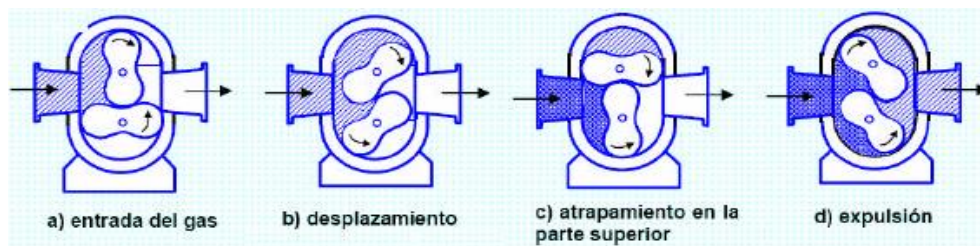
Este tipo de bombas utilizan aceite para sellar y enfriar las paletas. Dichos aceites deben tener propiedades específicas, como una baja presión de vapor a la temperatura de trabajo, mantener su viscosidad y no ser reactivos. Debido a esto se utilizan aceites minerales y sintéticos.

En cuanto al mantenimiento, es importante revisar el nivel de aceite y su cambio antes que se degrade. También es de considerar la revisión y cambio de los filtros que protegen a la bomba y evitan la retro difusión de vapores de aceite.

Bombas Roots: El funcionamiento de una bomba *roots* o lobular, es muy similar al de una bomba de paletas rotatorias. En este caso el aire es trasladado y comprimido por piezas rotatorias con forma lobular, las cuales giran en sentidos opuestos. Este tipo de bomba se usan principalmente como refuerzo de vacío y están diseñadas para eliminar grandes volúmenes de gas.

Estas bombas como refuerzo aumentan el rendimiento de una bomba primaria, incrementando la velocidad de bombeo en una proporción aproximada de 7:1, y mejora el vacío final típico en aproximadamente 10:1. Las bombas *root* suelen alcanzar una presión final típica de $<10^{-3}$ Torr (en combinación con bombas primarias). Puede alcanzar velocidades de bombeo del orden de $100,000 \text{ m}^3 / \text{h}$ ($58,860 \text{ ft}^3 / \text{min}$). (TeraTorr-Tecnologies, 2019)

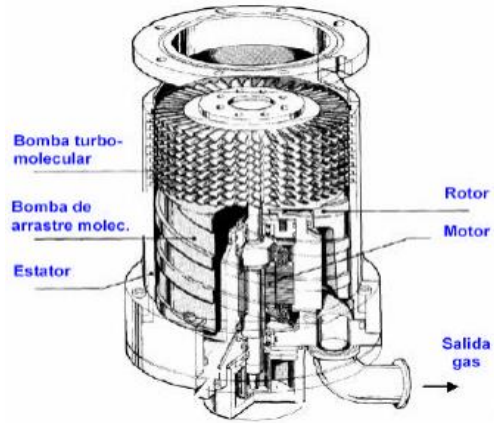
Ilustración 13. Diagrama de bomba *Roots*.



(Pisquini, 2017)

Bombas turbo moleculares: Su funcionamiento es basado en la transferencia de momento a las moléculas de gas por medio de álabes de rotación a alta velocidad (~30,000 RPM) originando así una fuerte diferencia de presión entre las dos regiones de la bomba, este fenómeno se puede visualizar en gran medida como el efecto de un ventilador impulsando el aire. Tiene un rango de velocidad de bombeo de 50 a 5000 l/s. Sus partes principales son el Rotor, Estator, Motor y los álabes respectivos de la bomba turbo molecular y de arrastre molecular.

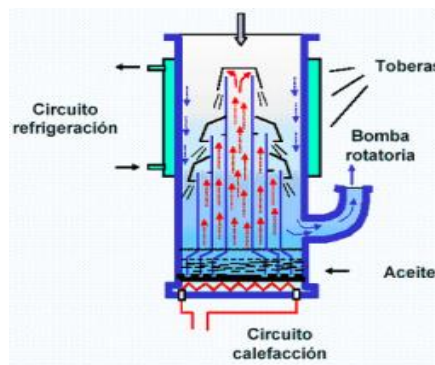
Ilustración 14. Diagrama de bomba Turbomolecular.



(Pisquini, 2017)

Bombas difusoras: Este tipo de bombas secundarias transfieren energía cinética a las moléculas de gas por medio de una corriente de aceite vaporizado que arrastran por medio de las colisiones el gas de la entrada a la salida. El aceite se calienta en la parte inferior de la bomba y asciende por las chimeneas. Posteriormente es liberado hacia abajo por las toberas y al chocar con las paredes refrigeradas se condensa y vuelve al calentador por acción de la gravedad. Estas bombas carecen de piezas móviles por lo cual su mantenimiento es mínimo y proporcionan gran rendimiento a bajo costo. Un problema asociado a esta máquina es la contaminación de la cámara de vacío debida a un reflujo de aceite.

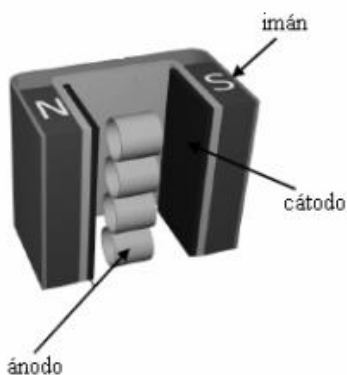
Ilustración 15. Diagrama de bomba difusora.



(Pisquini, 2017)

Bombas iónicas: Consiste en dos electrodos, ánodos y cátodos además de un imán. Distribuidos y con geometrías como los cuales se observan en la Ilustración 16. El campo magnético se encuentra orientado en dirección al eje del ánodo. Los electrones se emiten del cátodo y giran en trayectorias helicoidales debido al campo magnético. Esto aumenta las posibilidades de que choquen con las moléculas de gas, y como resultado de este se crea un ion positivo que se desplaza hacia el cátodo. Después de encontrarse con el cátodo se pulverizan y luego las partículas de gas son atrapadas por una película de titanio químicamente activa. Entre las desventajas de esta bomba es que no reaccionan de igual manera todos los gases, en específico los nobles que no reaccionan con el titanio. En las ventajas encontramos que su ausencia de partes móviles y aceite la hacen más limpia y de menor mantenimiento que la mayoría de bombas.

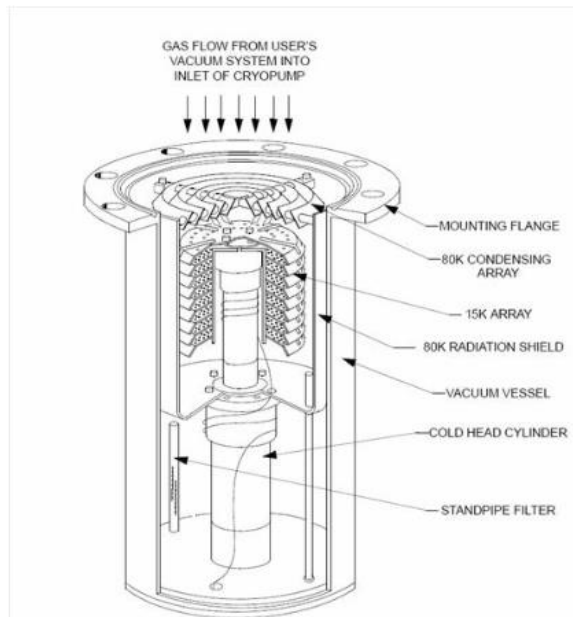
Ilustración 16. Diagrama de bomba iónica.



(Pisquini, 2017)

Bomba criogénica: Estas bombas funcionan capturando y almacenando gases en vez de transferirlos. Consiste en la condensación de los gases en superficies a bajas temperaturas, para su luego captura y almacenaje. Este proceso es conocido como *criocondensación*, y regularmente se trabajan a una temperatura de -263°C . Este proceso es efectivo, pero se suelen tener problemas con la capacidad de almacenamiento de gases. Para solucionar este problema se tienen que purgar periódicamente los gases de la bomba calentando la superficie y bombeando a través de una bomba conocida como “bomba de regeneración”. Finalmente, es importante considerar que para el funcionamiento de dichas bombas es necesario tener un compresor de refrigeración.

Ilustración 17. Diagrama de bomba criogénica.



(Tecnovac, 2012).

J. PRUEBAS DE TERMO VACÍO

Para las pruebas térmicas, se debe considerar la temperatura de referencia del CubeSat, la conIlustración de la cámara térmica, el método de transferencia de calor y los cables de instrumentación. Se utiliza un proceso de cocción (Bake-out) para limpiar y preparar el satélite para la prueba de vacío. Este término se refiere al proceso de emplear alta temperatura y vacío para eliminar compuestos volátiles de materiales antes de colocarlos en situaciones donde la liberación de estos compuestos puede causar contaminación. En otras palabras, es una aceleración artificial para el proceso de desgasificación. (Hermida, 2016:20)

Esta prueba es requerida para asegurar el funcionamiento del CubeSat en condiciones de temperaturas altas y bajas. Se debe tener un ciclo caliente y un ciclo frío para validar el hardware, debido a que de esta manera se pueden simular períodos de luz y sombra durante la órbita. Estas pruebas pueden ahorrar realizar muchas simulaciones térmicas, revisar comportamiento del hardware a diferentes ciclos de temperatura, además de revisar las capacidades del CubeSat para su funcionamiento adecuado. (Hermida, 2016:20)

Las pruebas de termo-vacío son útiles para determinar no solo el comportamiento ante cambios extremos de temperatura en vacío, sino también para evaluar la desgasificación de los componentes y la pérdida de masa del CubeSat. Se recomienda que exista un buen agarre entre el CubeSat y la mesa de la cámara de termo-vacío para mejorar la transferencia de calor al satélite. Una unión pernada puede ayudar al CubeSat a llegar a la temperatura deseada más rápido, comparado a únicamente dejarlo reposando en la mesa. También debe considerarse que el cable para realizar la conexión entre el satélite y el exterior posea propiedades bajas

de desgasificación para evitar contaminación en la cámara de termo-vacío. En conclusión, se considera que la prueba es exitosa si no se observa daño en el satélite al finalizar la prueba y este puede operar de forma normal. (Nieto-Peroy & Reza, 2019:17)

A continuación, se presentan las especificaciones de la cámara de termo vacío utilizada para realizar las pruebas en Escocia:

Tabla 5. Especificaciones de cámara de termo vacío

Descripción de equipo	Marca	Tipo de equipo	Fecha a realizar calibración
Cámara de termo-vacío	Wordentec	Horno de alta presión EED023	16/01/2020
Manómetro de vacío	Pfeiffer Vacuum	TPG 361 X38622	04/06/2020

(Leonardo, 2019)

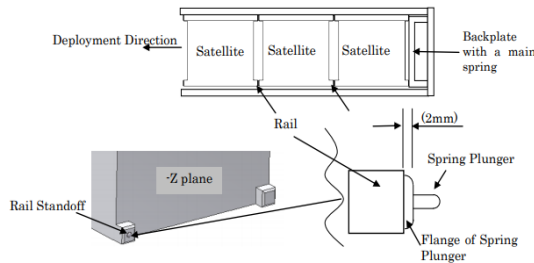
K. PRUEBAS DE FUERZA:

Con respecto a las pruebas de fuerza de los interruptores de despliegue, es importante conocer las generalidades del sistema de interrupción de despliegue para CubeSats, siendo el montaje donde los interruptores cumplen su funcionamiento. Teniendo la vista del sistema completo, y además las características principales de los interruptores de despliegue se pueden establecer los requerimientos de las pruebas de fuerza. Con estos requerimientos ya establecidos es importante conocer el instrumento de medición que se utilizará para la prueba y determinar si este alcanza las expectativas de la prueba.

1. Generalidades del sistema de interrupción de despliegue para CubeSats

Cada satélite debe tener dos o más interruptores de despliegue, en diferente riel principal en dirección a -Z, como se observa en la Ilustración 18. Estos, con la finalidad de evitar una activación prematura del sistema.

Ilustración 18. Descripción general de los interruptores de despliegue.



(JAXA, 2015)

El funcionamiento general de los interruptores indica que el sistema debe estar totalmente desactivado cuando cualquiera de dos interruptores no se encuentre presionados, como se describe en la Tabla 6 obtenida del Anexo 4, es decir, que se encuentre el pin a 0.75 mm desde la superficie. El límite máximo de fuerza de los interruptores debe ser 3N.

Tabla 6. Tabla de verdad para interruptores de despliegue

X: OFF	No. Prueba	RBF	Pin 1	Pin 2	Estado
O: ON	1	X	X	X	Activado
	2	X	X	O	Activado
	3	X	O	X	Activado
	4	X	O	O	Activado
	5	O	X	X	Activado
	6	O	X	O	Activado
	7	O	O	X	Activado
	8	O	O	O	Desactivado

(Elaboración propia)

2. Generalidades del interruptor de despliegue

El interruptor de acción ZM50 series de Honeywell, está diseñado para controlar cargas eléctricas que van desde un nivel lógico hasta conmutación de servicio de potencia. Las especificaciones del interruptor están dadas en la Ilustración 19.

Ilustración 19. Características del interruptor ZM50

MICRO SWITCH Subminiature Basic Switches, ZM/ZM1 Series

Table 1. MICRO SWITCH ZM Series Specifications

Characteristic	ZM10 Series (Logic Level)	ZM50 Series (Standard Duty)	ZM90 Series (Power Duty)
Circuitry	SPDT, SPNC, SPNO		
Operating force (at pin plunger)	60 g, 104 g, 146 g, 249 g	104 g, 146 g, 249 g	249 g
Termination	Solder (standard and extended), PCB (standard, left, or right)		
Sealing	IP40		
Actuators, pin plunger standard Levers (300 series stainless steel)	pin plunger, straight lever (5 lengths), simulated roller lever (3 styles), roller lever, L-shaped lever, special levers		
Agency certification	UL, cUL, CE, CQC, RoHS, and Reach compliant		
Operating temperature (manufacturer rated)	-40 °C to 125 °C [-40 °F to 257 °F]		
Mechanical endurance (cycles)	5,000,000 min. @ 400 cycles/minute max.		
Switch resistance (initial)	100 mΩ max.	100 mΩ max.	300 mΩ max.
Insulation resistance (initial)	100 MΩ min. (500 Vdc for 1 minute)		
Dielectric strength (initial) (between live parts and ground)	1500 V RMS for one minute (≤0.5 ma leakage current)		
Plunger material	PA (nylon)		
Case/cover material	PA (nylon)		
Contact material	gold-plated silver alloy	silver alloy	silver alloy

Note: Refer to engineering drawing for additional information.

(Honeywell, 2016)

3. Generalidades del sensor de fuerza económica *PASCO*

El sensor de fuerza económica *PASCO* está diseñado para usarse con la interfaz *PASCO ScienceWorkshop*, este sensor tiene una salida de $\pm 8V$ y $\pm 50N$, con un límite de extremo de 75N sin ningún daño. Considerando un esfuerzo de compresión como positivo y uno de tensión como negativo. La resolución del sensor es de 0.03 N.

Ilustración 20. Sensor de fuerza económica



(PASCO, 2012)

L. ANÁLISIS DE EXPANSIÓN TÉRMICA

El análisis de expansión térmica tiene dos rubros importantes de investigación. El primero, el modelo matemático que describe el fenómeno físico de expansión térmica, sus expresiones para calcularlo, y todos los conceptos detrás del modelo matemático. Segundo, los elementos en cuestión del análisis, como lo son la brida de sujeción y el imán permanente del módulo ADCS. Teniendo el conocimiento de ambos rubros, se tiene la información necesaria para llevar a cabo el análisis de expansión térmica.

1. Generalidades de la expansión térmica

El fenómeno de expansión térmica es característico a cambio de temperatura, lo cual origina que las moléculas del cuerpo se agiten más rápido y tiendan a separarse, en el caso de aumento de temperatura, y de manera inversa cuando la misma decrece. Esto tiene como efecto la expansión del cuerpo, siendo este un sólido, líquido o gas, sin distinción alguna en la respuesta al comportamiento. Sin embargo, para presiones y temperaturas comparables los gases se expanden más que los líquidos y sólidos. Siendo los líquidos con características mayores de expansión que los sólidos (Hibbeler, 1995).

En cuanto a los sólidos, cuando sufre algún aumento de temperatura, se incrementan sus dimensiones. Este incremento puede afectar la longitud inicial de los sólidos (L_0), su superficie inicial (S_0) o su volumen inicial (V_0). Las ecuaciones, según Hibbeler, para calcular dichos cambios de dimensión son las siguientes:

Para cambios en longitud:

$$L = L_0(1 + \alpha\Delta T)$$

Ecuación 2. Expansión térmica longitudinal.

Para cambios de superficie:

$$A = A_0(1 + \gamma\Delta T)$$

Ecuación 3. Expansión térmica superficial.

Para cambios de volumen:

$$V = V_0(1 + \beta\Delta T),$$

Ecuación 4. Expansión térmica volumétrica.

Donde:

$$\beta \approx 3\alpha$$

Siendo α , γ y β coeficientes de expansión lineal, superficial y de volumen respectivamente.

2. Características físicas del imán permanente para el módulo ADCS

Los imanes de neodimio son miembros de la familia de imanes de tierras raras y son los imanes permanentes más potentes del mundo. También se les conoce como imanes de *NdFeB*, o NIB, porque están compuestos principalmente de neodimio (Nd), hierro (Fe) y boro (B) (KJ-Magnetics, 2019). El imán B444 de *KJ Magnetics* tiene las siguientes características:

Tabla 7. Características Físicas Imán ADCS

Imán B444	
Geometría	Cúbica
Dimensión de arista	0.25 in
Tolerancia	± 0.004 in
Material	NdFeB, grado N42
Recubrimiento	NiCuNi
Temperatura máxima de operación	80°C
α (Paralelo a la dirección de magnetización)	5.2x10-6/°C
α (Perpendicular a la dirección de magnetización)	-0.8x10-6/°C

(KJ-Magnetics, 2019).

3. Características físicas de la brida para el imán de ADCS

La brida que sujeta el imán permanente para el módulo de ADCS, tiene una geometría descrita en el **Anexo 1**. Dicho componente está considerado para dos materiales distintos, los cuales son aluminio 7075 y policarbonato. Los valores del coeficiente de expansión de temperatura de las dos bridas según su material están descritos a continuación:

Tabla 8. Coeficiente de expansión térmica (α) para bridas de sujeción.

Coeficientes de expansión térmica α bridas de sujeción (1/K)	
Policarbonato	Aluminio 7075
2.36E-05	2.15E-05

(Elaboración propia)

M. ANÁLISIS TÉRMICO DEL CUBESAT POR GENERACIÓN INTERNA DE CALOR

Para tener las configuraciones correctas en la simulación térmica por generación de calor interna, es necesario conocer los sistemas de transferencia de calor en el espacio exterior. Asegurando así que el sistema de generación y transferencia de calor sea adecuado en la simulación. Además, es importante tener un punto de comparación para los resultados obtenidos de la simulación, por tal motivo se tomó como punto de referencia el estudio térmico del satélite MinXSS-1 3U de la Universidad de Colorado, ayudando para concluir de manera más cercana a los resultados esperados del satélite en funcionamiento.

1. Transferencia de calor en el espacio

En el espacio exterior, el calor se puede transferir únicamente por dos métodos: Radiación y Conducción. Por radiación se considerará la transferencia que tiene el CubeSat hacia su entorno, por ende, la conducción será la transferencia que sucede dentro de los componentes internos del satélite. Ahora bien, el método de transferencia de calor por convección no es tomado en cuenta para estas condiciones debido a que en la órbita baja terrestre la atmósfera no es significativa. (Cengel, Heat and mass transfer: Fundamentals and applications, 2011)

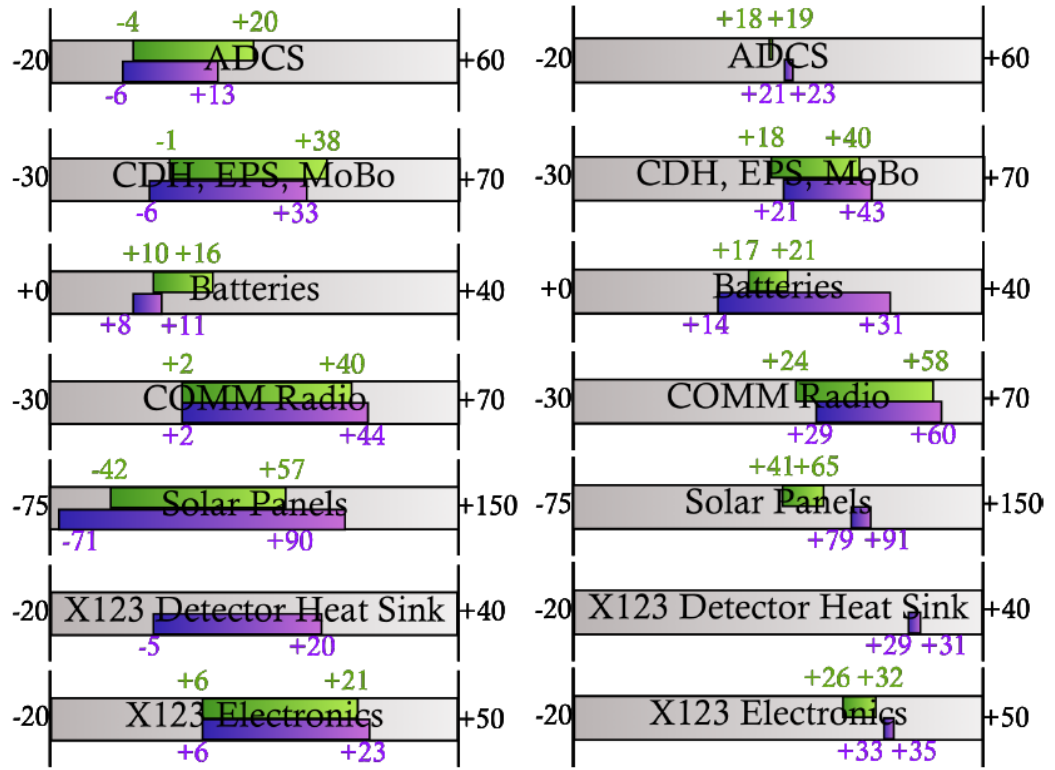
En órbita los flujos de calor hacia el satélite pueden venir de distintos medios, en los cuales los más significativos son: La radiación del Sol, el albedo y la radiación emitida por la tierra. Ahora bien, el satélite también tendrá flujo de calor hacia su entorno. Es importante considerar este fenómeno ya que será el método de disipación por excelencia del CubeSat. Sin embargo, en un análisis de generación interna se obvian todos los flujos externos hacia el satélite, estudiando solamente la generación interna del mismo y su capacidad de disipar la generación de calor. (Pionas, 2004)

2. Análisis térmico del MinXSS-1 3U CubeSat

La Universidad de Colorado en el 2015 realizó un análisis térmico de un satélite tipo 3U. Este análisis se hizo con el objetivo de comparar las temperaturas alcanzadas en órbita con sus pruebas térmicas, buscando comprobar la similitud entre las mismas. Además, como lo especifica el documento “CubeSat on-orbit temperatura comparison to thermal model predictions”, los resultados de este estudio pueden proveer una base de comparación para otros programas desarrolladores de CubeSats que no tienen los recursos necesarios para llevar a cabo pruebas ni modelados térmicos tan especializados. Asegurando en dicho informe que muchos de los resultados son replicables en otros satélites tipo CubeSat.

Para hacer la comparación, se realizaron pruebas de termo vacío (TVAC) y pruebas de balance térmico (TBAL). Posteriormente, a los resultados obtenidos de TBAL, se hicieron ciertos cambios para acomodar la prueba buscando que sus resultados fueran comparables con los resultados térmicos en órbita. Dicha comparación se puede observar en la **Ilustración 21**, donde las escalas de la izquierda representan el comportamiento en el caso más frío (eclipse) y las escalas de la derecha representan el caso caliente (exposición a la radiación solar). Siendo los límites de dichas escalas, en ambos casos, los rangos de operación de temperatura por componentes. Por su parte, las líneas moradas son las predicciones de temperatura y las verdes son las lecturas en órbita.

Ilustración 21. Comparación entre predicciones y mediciones de temperatura, en órbita.



(Mason, Lamprecht, Woods, & Downs, 2015)

N. TEORÍA DE LA ENERGÍA DE DISTORSIÓN PARA MATERIALES DÚCTILES

La teoría de la energía de deformación máxima predice que la falla por fluencia ocurre cuando la energía de deformación total por unidad de volumen alcanza o excede la energía de deformación por unidad de volumen correspondiente a la resistencia a la fluencia en tensión o en compresión del mismo material. (Budynas, 2012).

La teoría de la energía de distorsión se originó debido a que se comprobó que los materiales dúctiles sometidos a esfuerzos hidrostáticos (esfuerzos principales iguales) presentan resistencias a la fluencia que exceden en gran medida los valores que resultan del ensayo de tensión simple. Por lo tanto, se postuló que la fluencia no era un fenómeno de tensión o compresión simples, sino más bien, que estaba relacionada de alguna manera con la distorsión angular del elemento esforzado. (Budynas, 2012)

La distorsión en el elemento es causada por la presencia tanto de esfuerzos principales como de esfuerzos cortantes. La combinación de estos esfuerzos forma un esfuerzo efectivo denominado como Esfuerzo de von Mises.

Ecuación 5: Esfuerzo de von Mises Triaxial

$$\sigma' = \frac{1}{\sqrt{2}} [(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{xz}^2)]^{\frac{1}{2}}$$

donde:

$\sigma_x =$ Esfuerzos principales en X

$\sigma_y =$ Esfuerzos principales en Y

$\sigma_z =$ Esfuerzos principales en Z

$\tau_{xy} =$ Esfuerzo cortante en XY

$\tau_{yz} =$ Esfuerzo cortante en YZ

$\tau_{xz} =$ Esfuerzo cortante en XZ

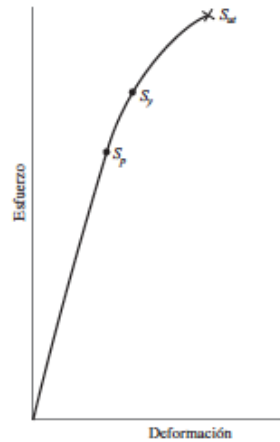
Ecuación 6: Factor de seguridad

$$n = \frac{\text{resistencia de pérdida de la función}}{\text{esfuerzo permisible}} = \frac{S_y}{\sigma}$$

O. CÁLCULO DE PRECARGA

El propósito de un tornillo es sujetar dos o más partes. La carga de sujeción estira o alarga el tornillo; la carga se obtiene haciendo girar la tuerca hasta que el tornillo se alargue casi hasta su límite elástico. Si la tuerca no se afloja, la tensión en el tornillo permanece como la fuerza de precarga o de sujeción. En la Ilustración 7 se presenta el diagrama del esfuerzo-deformación de un material de buena calidad para fabricar pernos. Se observa que no hay un punto de fluencia bien definido y que el diagrama progresa de manera uniforme hasta la fractura, lo que corresponde a la resistencia a la tensión. Esto significa que no importa cuánta precarga se aplique al perno, retendrá su capacidad de soporte de carga. Esto es lo que mantiene firme al perno y determina la resistencia de la unión. La pretensión es el “músculo” de la unión y su magnitud está determinada por la resistencia del perno. Si no se emplea toda la resistencia del perno para desarrollar la pretensión, se desperdicia dinero y la unión es más débil. Los pernos de buena calidad se pueden precargar en el intervalo plástico para que desarrollen más resistencia. Una fracción del par de torsión del perno usado para el apriete produce torsión, lo que incrementa el esfuerzo principal de tensión. Sin embargo, esta torsión se mantiene sólo por la fricción de la cabeza del perno y por la tuerca; con el tiempo se relaja y disminuye un poco la tensión en el perno. Así, como una regla, un perno se fracturará durante el apriete, o no se fracturará. (Budynas, 2012)

Ilustración 22. Diagrama esfuerzo-deformación en materiales para fabricar pernos.



(Budynas, 2012)

Según Budynas, Se recomienda una precarga de 75 por ciento de la carga de prueba. Con base en estas directrices, se recomienda tanto para la carga estática como para la de fatiga que se use lo siguiente para la precarga:

Ecuación 7: Precarga

$$F_i = \{0.75 F_p \text{ para conexiones no permanentes } 0.90 F_p \quad \text{para conexiones permanentes}$$

Donde $F_p =$ carga de prueba

Ecuación 8: Carga de prueba

$$F_p = A_t S_p$$

Donde:

$A_t =$ Area de esfuerzo de tensión tomado de la Tabla 5

$S_p =$ Resistencia de prueba

Budynas indica que, se utiliza un valor aproximado es $S_p = 0.85S_y$. Es necesario tener mucho cuidado de no emplear un material suave en un sujetador roscado. Para pernos de acero de alta resistencia que se utilizan como conectores de acero estructural, si se emplean métodos avanzados de apriete, se necesita apretar hasta la fluencia.

Tabla 9. Diámetro y áreas en roscas métricas

Diámetro nominal d , mm	Serie de paso grueso			Serie de paso fino		
	Paso p , mm	Área de esfuerzo de tensión A_t , mm ²	Área del diámetro menor A_r , mm ²	Paso p , mm	Área de esfuerzo de tensión A_t , mm ²	Área del diámetro menor A_r , mm ²
1.6	0.35	1.27	1.07			
2	0.40	2.07	1.79			
2.5	0.45	3.39	2.98			
3	0.5	5.03	4.47			
3.5	0.6	6.78	6.00			
4	0.7	8.78	7.75			
5	0.8	14.2	12.7			
6	1	20.1	17.9			
8	1.25	36.6	32.8	1	39.2	36.0
10	1.5	58.0	52.3	1.25	61.2	56.3
12	1.75	84.3	76.3	1.25	92.1	86.0
14	2	115	104	1.5	125	116
16	2	157	144	1.5	167	157
20	2.5	245	225	1.5	272	259

(Budynas, 2012)

Tabla 10. Diámetro y áreas en roscas en pulgadas

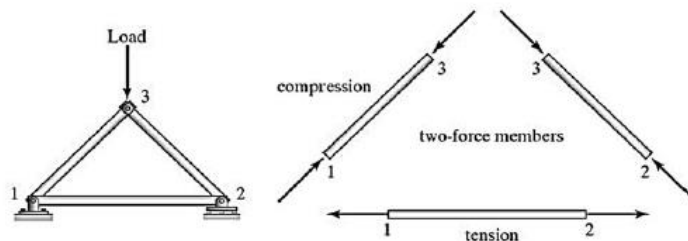
Límites de las dimensiones de la rosca en pulgadas (ISO) - UNC, UNF y 8UN -															
Diámetro nominal B pulgadas	Nº de hilos por pulgada n	Paso P	Rosca exterior, clase de tolerancia 2A. Bulones y tornillos						Rosca interior, clase de tolerancia 2B. Tuercas				Secc. del Ø int. $\frac{\pi}{4} d_i^2$ A _{ci} mm ²	Secc. del Ø int. $\frac{\pi}{4} (d_i - d)^2$ A _{ci} mm ²	
			Diámetro exterior		Diámetro sobre flancos		Diámetro interior		Diámetro exterior		Diámetro interior				
			$d_{máx.}$	$d_{mín.}$	$d_{2máx.}$	$d_{2mín.}$	$d_{3máx.}$	$d_{3mín.}$	$D_{mín.}$	$D_{2mín.}$	$D_{2máx.}$	$D_{1mín.}$			$D_{1máx.}$
Límites de las dimensiones de la rosca en pulgadas, de paso grueso UNC, clases de tolerancia 2A y 2B															
1/4	20	1,2700	6,322	6,117	5,496	5,403	4,765	4,580	6,350	5,525	5,646	4,979	5,257	17,4	20,5
5/16	18	1,4111	7,907	7,687	6,990	6,889	6,174	5,972	7,938	7,021	7,155	6,401	6,731	29,3	33,8
5/8	16	1,5875	9,491	9,254	8,460	8,349	7,543	7,318	9,525	8,494	8,638	7,798	8,153	43,7	50
7/16	14	1,8143	11,076	10,816	9,898	9,779	8,851	8,603	11,113	9,934	10,088	9,144	9,550	60,2	68,6
1/2	13	1,9538	12,661	12,386	11,391	11,265	10,264	9,998	12,700	11,430	11,595	10,592	11,023	81,1	91,5
9/16	12	2,1167	14,246	13,958	12,872	12,741	11,650	11,367	14,288	12,914	13,086	11,989	12,446	105	117,4
5/9	11	2,3091	15,834	15,528	14,335	14,197	13,002	12,698	15,875	14,377	14,559	13,386	13,868	130	146
3/4	10	2,5400	19,004	18,677	17,353	17,204	15,887	15,555	19,050	17,399	17,594	16,307	16,840	195	215
7/8	9	2,8222	22,176	21,824	20,342	20,183	18,714	18,352	22,225	20,392	20,599	19,177	19,761	270	298
1	8	3,1750	25,349	24,969	23,286	23,114	21,452	21,052	25,400	23,338	23,561	21,971	22,606	355	391
1 1/8	7	3,6286	28,519	28,103	26,162	25,980	24,066	23,623	28,575	26,218	26,456	24,638	25,349	447	492
1 1/4	7	3,6286	31,694	31,278	29,337	29,150	27,241	26,792	31,750	29,393	29,636	27,813	28,524	574	625
1 3/8	6	4,2333	34,864	34,402	32,113	31,911	29,669	29,162	34,925	32,175	32,438	30,353	31,115	680	745
1 1/2	6	4,2333	38,039	37,577	35,288	35,083	32,844	32,335	38,100	35,350	35,615	33,528	34,290	835	906
1 3/4	5	5,0800	44,381	43,861	41,081	40,856	38,148	37,557	44,450	41,151	41,445	38,964	39,827	1123	1226
2	4 1/2	5,6444	50,726	50,168	47,061	46,820	43,802	43,155	50,800	47,135	47,449	44,679	45,593	1484	1613
2 1/4	4 1/2	5,6444	57,076	56,518	53,411	53,165	50,152	49,500	57,150	53,485	53,804	51,029	51,943	1948	2097
2 1/2	4	6,3500	63,421	62,817	59,296	59,033	55,631	54,910	63,500	59,376	59,717	56,617	57,581	2400	2581
2 3/4	4	6,3500	69,768	69,165	65,643	65,378	61,978	61,255	69,850	65,726	66,073	62,967	63,931	2981	3181
3	4	6,3500	76,118	75,515	71,993	71,722	68,328	67,600	76,200	72,076	72,428	69,317	70,281	3626	3852

(Budynas, 2012)

P. ARMADURAS

Una armadura es una estructura de ingeniería que consta de miembros rectos los cuales están conectados en sus extremos por medio de pernos, remaches, pasadores o soldadura. Los miembros encontrados en las armaduras pueden consistir en tubos de acero o aluminio, puntales de madera, barras de metal, angulares y canales. Las armaduras ofrecen soluciones prácticas a muchos problemas estructurales en ingeniería, como la transmisión de cargas, análisis de reacciones, análisis de torres, puentes y techos de edificios. Una armadura plana se define como una armadura cuyos miembros se encuentran en un solo plano. Las fuerzas que actúan sobre tal armadura también deben estar en este plano. Los miembros de una armadura generalmente se consideran miembros de dos fuerzas. Este término significa que las fuerzas internas actúan en direcciones iguales y opuestas a lo largo de los miembros, como se muestra en la Ilustración 23. (Moaveni, 2008)

Ilustración 23. Interacción de fuerzas en elementos



(Moaveni, 2008)

En el análisis se supone que los miembros están conectados por pasadores lisos y por una articulación esférica en armaduras tridimensionales. Adicionalmente, se demuestra que mientras las líneas centrales de los miembros que se unen se crucen en un punto común, las armaduras con uniones atornilladas o soldadas pueden tratarse con pasadores lisos (sin flexión). Otro supuesto importante se refiere a la forma en que se aplican las cargas. Todas se deben aplicar en las uniones. Esta suposición es cierta para la mayoría de las situaciones. (Moaveni, 2008)

Por lo general, el peso de los elementos es despreciable en comparación al de las cargas aplicadas. Si fuera necesario considerar los pesos de los miembros, la mitad del peso de cada elemento se aplica a las articulaciones de conexión en sus extremos. Los problemas de armadura estáticamente determinados están cubiertos en muchos textos de mecánica elemental. Esta clase de problemas es analizada por los métodos de articulaciones o secciones. Estos métodos no proporcionan información sobre la desviación de las articulaciones porque los miembros de la armadura se tratan como cuerpos rígidos. El método de elementos finitos nos permite eliminar la restricción del cuerpo rígido y resolver esta clase de problemas. (Moaveni, 2008)

1. Formulación de elementos finitos

Se considera la desviación de un solo miembro cuando está sujeto a la fuerza F . El comportamiento de la sección transversal de un elemento se modela como un resorte con una rigidez equivalente

Ecuación 9: K equivalente

$$k_{eq} = \left(\frac{AE}{L}\right)$$

donde:

A = al área de sección transversal

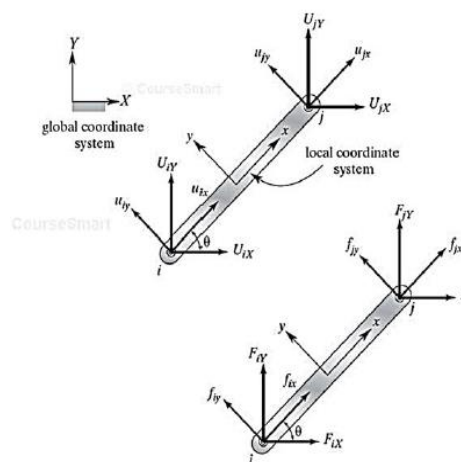
E = módulo de elasticidad del material

L = largo del elemento

Según Moaveni, en el análisis se requieren dos marcos de referencia para describir problemas de armaduras: un sistema de coordenadas global y un marco local de referencia. Se eligió una coordenada global fija para:

- Representar la ubicación de cada articulación (nodo) y mantener el seguimiento de la orientación de cada miembro (elemento), utilizando ángulos.
- Para aplicar las restricciones y las cargas aplicadas en términos de sus respectivos componentes globales.
- Para representar la solución, es decir, el desplazamiento de cada nodo en direcciones globales. También necesitaremos un sistema de coordenadas local para describir el comportamiento de los miembros de dos fuerzas de los elementos individuales. La relación entre las descripciones locales (elemento) y las descripciones globales se muestra en la Ilustración 24.

Ilustración 24. Coordenadas locales y globales



(Moaveni, 2008)

Los desplazamientos globales (U_{iX}, U_{iY} en el nodo i y U_{jX}, U_{jY} en el nodo j) están relacionados a los desplazamientos locales (u_{ix}, u_{iy} en el nodo i y u_{jx}, u_{jy} en el nodo j) de acuerdo con las ecuaciones

Ilustración 25. Desplazamientos locales y globales

$$\begin{aligned} U_{iX} &= u_{ix} \cos \theta - u_{iy} \sin \theta \\ U_{iY} &= u_{ix} \sin \theta + u_{iy} \cos \theta \\ U_{jX} &= u_{jx} \cos \theta - u_{jy} \sin \theta \\ U_{jY} &= u_{jx} \sin \theta + u_{jy} \cos \theta \end{aligned}$$

(Moaveni, 2008)

En forma de matriz queda como $\{U\} = [T]\{u\}$

$$\{U\} = \begin{Bmatrix} U_{iX} \\ U_{iY} \\ U_{jX} \\ U_{jY} \end{Bmatrix}, [T] = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}, \text{ and } \{u\} = \begin{Bmatrix} u_{ix} \\ u_{iy} \\ u_{jx} \\ u_{jy} \end{Bmatrix}$$

Donde $\{U\}$ y $\{u\}$ representan los desplazamientos de los nodos i y j respecto al XY global y el marco local de referencias xy, respectivamente. $[T]$ es la matriz de transformación que permite la transferencia de deformaciones locales a sus respectivos valores globales. De igual manera, las fuerzas locales y globales pueden estar relacionadas de acuerdo con las ecuaciones

Ilustración 26. Fuerzas locales y globales

$$\begin{aligned} F_{iX} &= f_{ix} \cos \theta - f_{iy} \sin \theta \\ F_{iY} &= f_{ix} \sin \theta + f_{iy} \cos \theta \\ F_{jX} &= f_{jx} \cos \theta - f_{jy} \sin \theta \\ F_{jY} &= f_{jx} \sin \theta + f_{jy} \cos \theta \end{aligned}$$

(Moaveni 2008)

En forma de matriz queda como $\{F\} = [T]\{f\}$

Donde $\{F\}$ son las componentes de fuerza actuando en los nodos i y j respecto a las coordenadas globales y $\{f\}$ representa las componentes locales de las fuerzas en los nodos i y j.

Se debe tener en cuenta que los desplazamientos y las fuerzas en la dirección “y” local son cero. Este hecho se da ya que, bajo la suposición de las dos fuerzas, los miembros solo se pueden estirar o acortar a lo largo de su eje longitudinal (eje x local). Este hecho también es válido para las fuerzas internas que actúan solo en la dirección x local. Inicialmente se establece estos términos iguales a cero para mantener una descripción general de la matriz que hará más fácil la derivación de la matriz de rigidez del elemento. Este proceso quedará claro cuando se establece componentes “y” de los desplazamientos y fuerzas iguales a cero. Las fuerzas internas locales y los desplazamientos están relacionados a través de la matriz de rigidez. (Moaveni, 2008)

$$\{f_{ix} \ f_{iy} \ f_{jx} \ f_{jy}\} = [k \ 0 \ -k \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ -k \ 0 \ 0 \ 0 \ k \ 0 \ 0 \ 0] \{u_{ix} \ u_{iy} \ u_{jx} \ u_{jy}\}$$

En forma de matriz queda como $\{f\} = [K]\{u\}$ al sustituir los términos $\{f\}$ y $\{u\}$ en términos de $\{F\}$ u $\{U\}$ queda como

Ecuación 10: igualdad $\{f\}=\{u\}$

$$\overbrace{[T]^{-1}\{F\}}^{\{f\}} = [K] \overbrace{[T]^{-1}\{U\}}^{\{u\}}$$

Donde $[T]^{-1}$ es el inverso de la matriz transformada $[T]$

Ecuación 11: Inverso matriz T

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$

Al sustituir en la ecuación queda una matriz de rigidez para cualquier elemento.

Ecuación 12: matriz K equivalente

$$[K]^{(e)} = k \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin \theta \cos \theta & -\cos^2 \theta & -\sin \theta \cos \theta \\ \sin \theta \cos \theta & \sin^2 \theta & -\sin \theta \cos \theta & -\sin^2 \theta \\ -\cos^2 \theta & -\sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta & \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & -\sin^2 \theta & \sin \theta \cos \theta & \sin^2 \theta \end{bmatrix}$$

Los siguientes pasos implican ensamblar o conectar las matrices de rigidez del elemento, aplicando condiciones de frontera y cargas, resolviendo desplazamientos y obteniendo reacciones.

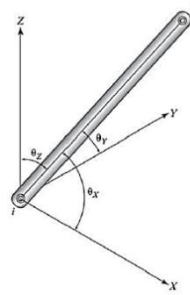
Q. ARMADURAS TRIDIMENSIONALES

Una armadura tridimensional a menudo se llama armadura espacial. Como se mencionó anteriormente, los miembros de una armadura generalmente se consideran miembros de dos fuerzas. Al analizar las armaduras espaciales, se supone que los miembros están conectados entre sí mediante juntas de rótula. Se puede demostrar que mientras las líneas centrales de los elementos atornillados se cruzan en un punto común, las armaduras con uniones atornilladas pueden tratarse bajo el supuesto de articulaciones esféricas (momentos de flexión insignificantes en las articulaciones). Otra restricción se refiere a la suposición de que todas las cargas deben ser aplicadas en las articulaciones. Esta suposición es cierta para la mayoría de las situaciones. (Moaveni, 2008)

La formulación de elementos finitos de armaduras espaciales es una extensión del análisis del plano. En una armadura espacial, el desplazamiento global de un elemento está representado por seis incógnitas U_{iX} , U_{iY} , U_{iZ} , U_{jX} , U_{jY} y U_{jZ} porque cada nodo puede moverse en tres direcciones.

Además, los ángulos θ_x , θ_y y θ_z definen la orientación de un miembro con respecto al sistema de coordenadas global, como se muestra en la Ilustración 27. (Moaveni, 2008)

Ilustración 27. Ángulos formados por el elemento en eje X, Y y Z



(Moaveni, 2008)

Los cosenos direccionales se pueden escribir en términos de la diferencia entre las coordenadas de los nodos j e i de un miembro y la longitud del miembro de acuerdo con las relaciones:

Ecuación 13: ángulo en x

$$\cos\theta_x = \frac{X_j - X_i}{L}$$

Ecuación 14: ángulo en Y

$$\cos\theta_Y = \frac{Y_j - Y_i}{L}$$

Ecuación 15: ángulo en Z

$$\cos\theta_Z = \frac{Z_j - Z_i}{L}$$

Donde L es el largo del elemento

Ecuación 16: largo del elemento

$$L = \sqrt{(X_j - X_i)^2 + (Y_j - Y_i)^2 + (Z_j - Z_i)^2}$$

El procedimiento para obtener la matriz de rigidez de elementos para un miembro de armadura espacial es idéntico al que se sigue para derivar la rigidez bidimensional del elemento de armadura. El procedimiento inicia relacionando los desplazamientos y fuerzas globales con los locales a través de una matriz de transformación. Entonces, se hace uso de la propiedad de dos fuerzas en un elemento. Se utiliza una relación matricial similar a la utilizada en la matriz de rigidez bidimensional. Esta relación conduce a la matriz de rigidez [K] (e) para un elemento. Es importante darse cuenta de que la matriz de rigidez elemental para una armadura espacial es una matriz de 6 X 6 en lugar de la matriz de 4 X 4 que obtuvimos para la bidimensional. (Moaveni, 2008). Para un miembro de armadura espacial, la matriz de rigidez elemental es

Ecuación 17: Matriz de rigidez

$$[K]^{(e)} = k \begin{bmatrix} \cos^2 \theta_X & \cos \theta_X \cos \theta_Y & \cos \theta_X \cos \theta_Z \\ \cos \theta_X \cos \theta_Y & \cos^2 \theta_Y & \cos \theta_Y \cos \theta_Z \\ \cos \theta_X \cos \theta_Z & \cos \theta_Y \cos \theta_Z & \cos^2 \theta_Z \\ -\cos^2 \theta_X & -\cos \theta_X \cos \theta_Y & -\cos \theta_X \cos \theta_Z \\ -\cos \theta_X \cos \theta_Y & -\cos^2 \theta_Y & -\cos \theta_Y \cos \theta_Z \\ -\cos \theta_X \cos \theta_Z & -\cos \theta_Y \cos \theta_Z & -\cos^2 \theta_Z \\ -\cos^2 \theta_X & -\cos \theta_X \cos \theta_Y & -\cos \theta_X \cos \theta_Z \\ -\cos \theta_X \cos \theta_Y & -\cos^2 \theta_Y & -\cos \theta_Y \cos \theta_Z \\ -\cos \theta_X \cos \theta_Z & -\cos \theta_Y \cos \theta_Z & -\cos^2 \theta_Z \\ \cos^2 \theta_X & \cos \theta_X \cos \theta_Y & \cos \theta_X \cos \theta_Z \\ \cos \theta_X \cos \theta_Y & \cos^2 \theta_Y & \cos \theta_Y \cos \theta_Z \\ \cos \theta_X \cos \theta_Z & \cos \theta_Y \cos \theta_Z & \cos^2 \theta_Z \end{bmatrix}$$

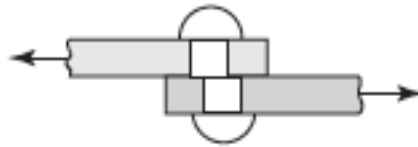
Source:Shahri

El procedimiento para el ensamblaje de matrices elementales individuales para una armadura espacial, la aplicación de condiciones frontera, cargas y resolución de desplazamientos de miembros es exactamente idéntico al que se sigue para una armadura bidimensional.

R. PERNOS A CORTANTE

Las uniones con pernos y remaches sujetas a carga cortante se consideran exactamente igual en el diseño y el análisis. En la Ilustración 28 se presenta la falla del remache por cortante puro; el esfuerzo en el remache es $\tau=F/A$

Ilustración 28. Falla en perno por cortante puro



(Budynas, 2012)

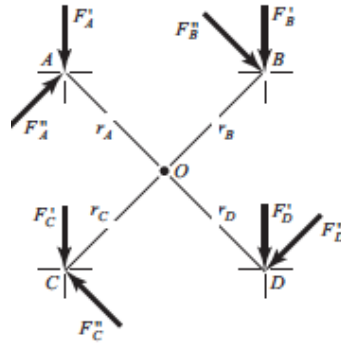
Donde A es el área de la sección transversal de todos los remaches en el grupo. Una práctica estándar en el diseño estructural consiste en emplear el diámetro nominal del remache, en vez del diámetro del agujero.

En una unión con remaches, todos ellos comparten la carga en cortante, y las fallas son por aplastamiento en el remache, aplastamiento en el elemento y cortante en el remache. En otras fallas sólo se presenta la participación de una parte de la unión. En una unión con pernos, el cortante es tomado por la fricción de sujeción y no existe el aplastamiento. Cuando se pierde la precarga, un perno comienza a soportar el cortante y el aplastamiento, hasta que la fluencia ocasiona poco a poco que otros sujetadores compartan el cortante y el aplastamiento. Por último, todos los sujetadores participan, así que esta es la base de la mayoría de los análisis de una unión con pernos si la precarga se pierde por completo. (Budynas, 2012)

S. UNIONES A CORTANTE CON CARGA EXCÉNTRICA

En el caso anterior la carga se distribuyó igualmente en los pernos debido a que la carga actuaba a lo largo de la línea de simetría de los sujetadores. Para el análisis de una unión a cortante es importante la ubicación del centro del movimiento relativo de los dos elementos. el punto pivote está en el centroide del patrón del área de la sección transversal de los pasadores o de los remaches. (Budunas, 212)

Ilustración 29. Agrupación de pernos con centroide o y fuerzas cortantes primarias y secundaria



(Budynas, 2012)

Según Budynas las fuerzas que se muestran en la Ilustración 29 son las fuerzas resultantes que actúan sobre los pasadores con una fuerza neta y un momento igual y opuesto a las cargas de reacción V_1 y M_1 que actúan en O . La carga total tomada por cada perno se calculará en tres pasos:

En el primero, el cortante V_1 se divide igualmente entre los pernos, de manera que en cada uno $F' = \frac{V_1}{n}$ donde n se refiere al número de pernos en el grupo y la fuerza F' se llama carga directa o cortante primario. Se observa que una distribución igual de la carga directa para los pernos supone un elemento absolutamente rígido. La configuración de los pernos o la forma y el tamaño de los elementos algunas veces justifican el uso de otro supuesto respecto de la división de la carga. Las cargas directas F'_n se muestran como vectores en el diagrama de carga.

La carga del momento, o cortante secundario, se define como la carga adicional sobre cada perno debida al momento M_1 . Si r_A, r_B, r_C, \dots , son las distancias radiales desde el centroide hasta el centro de cada perno, el momento y la carga del momento están relacionados de la manera siguiente:

$M_1 = F''_A r_A + F''_B r_B + F''_C r_C + \dots$ donde las F'' representan las cargas de momento. La fuerza que soporta cada perno depende de su distancia radial desde el centroide; es decir, el perno más alejado del centroide asume la carga mayor, en tanto que el más cercano toma la menor. Por lo tanto, se puede escribir

Ecuación 18: cortantes secundario

$$F''_n = \frac{M_1 r_n}{r_A^2 + r_B^2 + r_C^2 + \dots}$$

donde el subíndice n se refiere al perno particular cuya carga se va a determinar. Las cargas de los momentos también se muestran como vectores en el diagrama de carga.

En el tercer paso las cargas directas y del momento se suman en forma vectorial para obtener la carga resultante en cada perno. Esto se hace mediante el método del paralelogramo en la suma de vectores o la ecuación

Ecuación 19: suma vectorial en cortante primario y secundario

$$|\vec{a} + \vec{b}| = \sqrt{|\vec{a}|^2 + |\vec{b}|^2 + 2 \cdot |\vec{a}| \cdot |\vec{b}| \cdot \cos \alpha}$$

donde:

\vec{a} = Fuerza cortante primaria

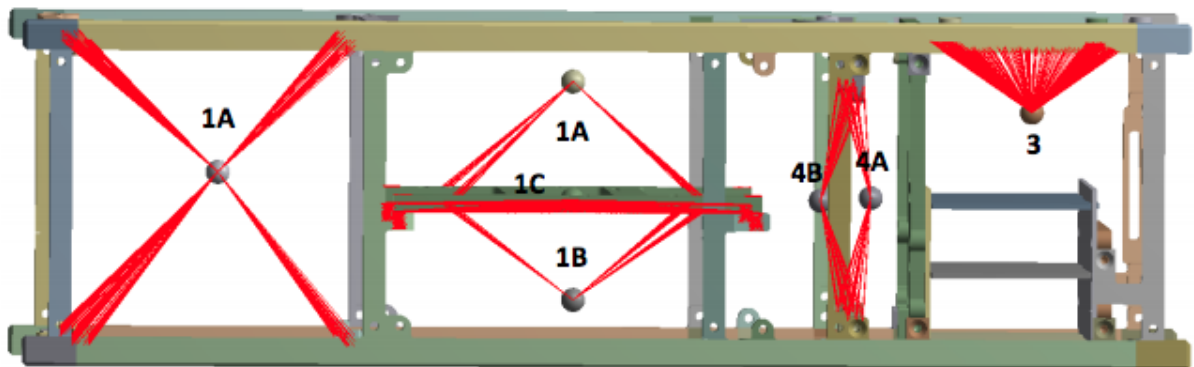
\vec{b} = Fuerza cortante secundaria

α = ángulo entre fuerzas cortantes

T. MODELADO

Según Fagerud para realizar el análisis de esfuerzos es conveniente simplificar la estructura debido a la complejidad de los elementos que lo integran. El marco que conforma la estructura se mantiene en su forma original ya que ahí se encuentran colocados los elementos de interés que son los tornillos. Los paneles solares se toman como una placa plana para proporcionar una distribución de masa uniforme. La carga interna se modela como una carga puntual localizada en el centro de masa del satélite. Esta carga puntual se sujeta a los tornillos estructurales por medio de enlaces modelados como enlaces rígidos.

Ilustración 30. Modelado de carga



(Fagerudd, 2015)

VII. METODOLOGÍA

A. PRUEBAS REALIZADAS A BATERÍAS QUETZAL-1

Ilustración 31. Batería seleccionada para utilización en Quetzal-1



Se seleccionó una batería de polímero de litio con una capacidad de 2000 mAh (ver Tabla 11). Para las pruebas de funcionalidad se utilizaron dieciocho baterías, estas no habían sido utilizadas antes en aplicaciones espaciales, careciendo de legado de vuelo, por lo que fue necesario un intensivo programa de pruebas. Estas pruebas permitieron verificar el funcionamiento de las baterías y de sus circuitos de protección. El fabricante de las baterías, Data Power Technology, posee una hoja de especificaciones con las características de la celda y las pruebas a las que fue sometida en fábrica para validación de su resistencia. En las pruebas realizadas en la Universidad del Valle de Guatemala se utilizó como base la hoja del fabricante para crear los procedimientos de dichas pruebas. Ya que estas incluían pruebas rigurosas que sobrepasaban los requerimientos de JAXA, se decidió realizar los ensayos con base en los procedimientos establecidos por el fabricante.

Tabla 11. Características de la batería seleccionada

Característica	Descripción
Química	Polímero de litio
Talla	5.6 mm x 49.2 mm x 68.8 mm
Fabricante	DTP
Número de modelo	DTP605068
Tensión nominal de circuito abierto.	3.7 V
Voltaje esperado en carga	3.3 V
Capacidad nominal	2000 mAh

Se definieron procedimientos de referencia para las pruebas preliminares que se realizaron en la Universidad del Valle de Guatemala. Tales pruebas no cumplen con algunos aspectos, de acuerdo con los requisitos y estándares establecidos por JAXA, pero proporcionaron una idea general sobre la funcionalidad de los componentes de almacenaje de energía del CubeSat bajo algunas de las condiciones que se experimentan en el entorno espacial. También se realizaron pruebas de seguridad a los sistemas de protección de la celda para verificar la confiabilidad de estos y su habilidad para soportar sobretensiones, cortocircuito y sobredescarga.

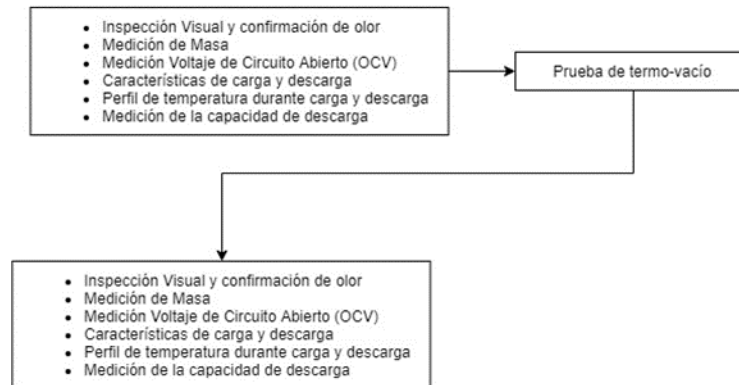
Para la validación de las pruebas y la verificación de su cumplimiento se tomaron como referencia los requisitos establecidos por JAXA. En la **Tabla 12** se detallan los requerimientos que las baterías debían cumplir para considerar exitosa la prueba. En estas no se incluyeron las pruebas de vacío debido a que no existe cámara de termo vacío en la universidad. Sin embargo, las pruebas de ciclos de temperatura se realizaron de acuerdo con los requisitos de temperaturas y tiempos de meseta para asegurar una similitud entre las pruebas realizadas en la Universidad del Valle de Guatemala y las pruebas oficiales en Escocia.

Tabla 12. Requisitos de pruebas a baterías

Característica	Requisito de prueba
Masa	menos del 0.1%
OCV	menos del 0.1%
Capacidad	menos de 5%
Perfil de carga/descarga	La tendencia no cambió
Temperatura de Descarga	La tendencia no cambió

(elaboración propia)

Ilustración 32. Requerimientos establecidos por JAXA para pruebas a baterías



(elaboración propia)

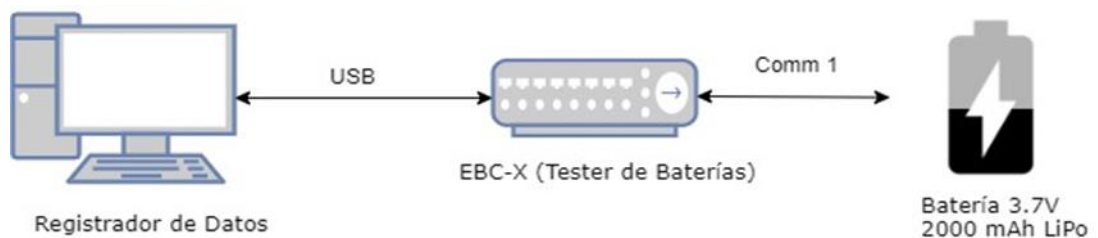
B. CONJUNTO DE PRUEBAS PRE-TÉRMICAS

Esta prueba debía revelar el rendimiento de las baterías antes de someterlas a un entorno de vacío. Para esta prueba se utilizaron dieciocho baterías, dos de estas baterías se incluirán en los componentes de vuelo de Quetzal-1. Se realizó una prueba de aceptación en las baterías de vuelo para garantizar un rendimiento correcto en órbita. Esta prueba es un requisito de JAXA. Una verificación física de las baterías asegura que no haya anomalías en su estructura, incluida la masa y OCV. Para verificar su comportamiento eléctrico, la capacidad de carga y descarga también se probó.

En las pruebas previas a los ciclos térmicos se pesaron las baterías para tener un registro de la masa previo a las verificaciones. Se registraron también las dimensiones de cada batería para poder hacer una comparación luego de las pruebas térmicas. Estos parámetros permitieron verificar la desgasificación del litio, que compone las baterías, al someterse a las altas temperaturas de las pruebas. Se inspeccionó la estructura física de las celdas para asegurar que estas no poseyeran anomalías como rajaduras, deformaciones o asimetrías. Los valores obtenidos en esta prueba fueron registrados en el procedimiento de pruebas descrito en el **anexo**.

Para tener un registro de las características eléctricas de la batería se llevó a cabo un ciclo de descarga y carga profunda. Esta prueba permitió obtener un perfil de carga y de carga de cada batería. Este perfil se utilizó como control para compararse luego de las pruebas térmicas. Se utilizó una corriente de carga de 500mA y un voltaje máximo de 4.2 V. Estos valores se mantuvieron constantes para obtener un perfil de carga con los mismos valores de referencia a lo largo de todas las pruebas. Los valores de voltaje de carga y descarga se registraron usando un cargador de baterías conectado a un registrador de datos (**Ilustración 33**). El registrador de datos posee un software que se encarga de controlar la corriente y voltaje inducido a las terminales de la batería para garantizar una correcta saturación de la carga.

Ilustración 33. Interfaz para registro de perfil de carga



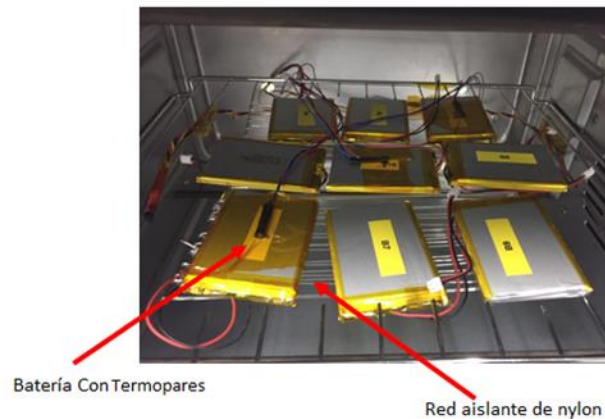
(elaboración propia)

1. Conjunto de pruebas funcionales de ciclo térmico de batería

Esta prueba debería poder revelar cómo se comportan las baterías después de exponerlas a un entorno de ciclo térmico comprendido entre -15°C y 60°C . Para esta prueba se utilizaron dieciocho baterías, de las cuales dos se seleccionaron para vuelo.

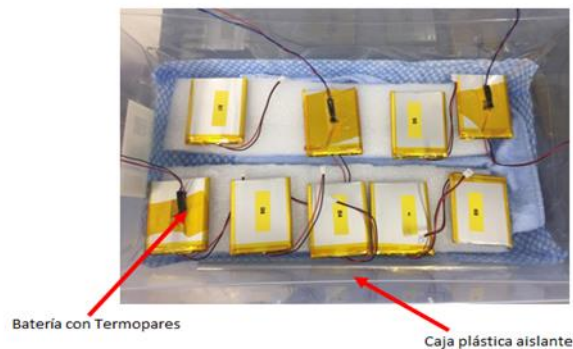
El procedimiento de ciclo térmico consistió en una prueba de esfuerzo térmico con cuatro ciclos. Cada batería se sometió a temperaturas inferiores a $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ y superiores a $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ con un tiempo de permanencia de al menos una hora. Las pruebas de alta temperatura se llevaron a cabo en un horno con una red aislante para evitar el contacto entre la parrilla metálica del horno y las baterías (ver **Ilustración 34**) Las pruebas de baja temperatura se realizaron en un congelador capaz de alcanzar una temperatura mínima de $-27\text{ }^{\circ}\text{C}$. El conjunto de baterías se colocó en una caja de plástico aislante con material desecante para evitar la formación de condensación en los componentes al retirar las baterías del congelador (ver **Ilustración 35**). Se utilizaron tres termopares para registrar la temperatura de las baterías durante los ciclos térmicos, proporcionando una mejor fidelidad de los datos recopilados.

Ilustración 34. Distribución de baterías dentro del horno



(elaboración propia)

Ilustración 35. Distribución de baterías dentro del congelador

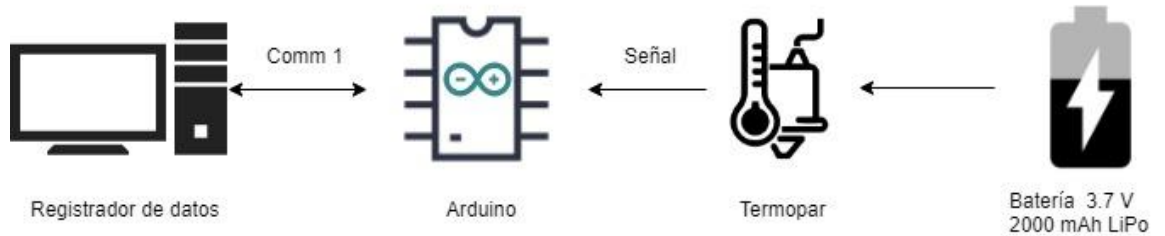


(elaboración propia)

Para el registro de temperaturas se utilizaron tres termopares conectados a un Arduino. El Arduino luego se conectó a un software de adquisición de datos que enviaba las temperaturas registradas y el tiempo desde que se iniciaba la corrida (ver Ilustraciones 34 y 35). Con esto se esperaba crear una línea de tendencia de temperaturas durante las pruebas. Debido al peligro de formación de condensación en los componentes al salir

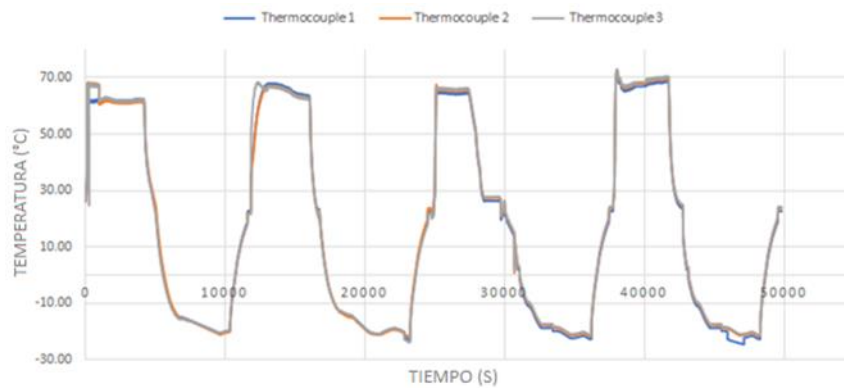
de la prueba a baja temperatura, los termopares también se usaron para verificar que las baterías alcanzaran una temperatura por encima del punto de rocío. El procedimiento para la prueba se describe en el anexo Pruebas Térmicas de Baterías. Se puede observar en la Ilustración 37 el perfil de temperatura de las baterías durante la prueba.

Ilustración 36. Interfaz de monitoreo de temperatura.



(elaboración propia)

Ilustración 37. Perfil de temperatura en prueba.



(elaboración propia)

2. Conjunto de pruebas post térmicas de batería

Una verificación física de las baterías asegura que no hay anomalías en su estructura, incluida la pérdida de masa y OCV. El perfil de carga y descarga también se verificó, así como la capacidad de almacenaje de las baterías.

Esta prueba debía revelar el rendimiento de las baterías después de haber sido sometido a un entorno de ciclo térmico. Para esta prueba se utilizaron dieciocho baterías, una de estas baterías se elegiría componente de vuelo. Se utilizó una corriente de carga de 500mA y un voltaje máximo de 4.2 V. Estos valores se tomaron de la prueba pre térmica a las celdas. Los valores de voltaje de carga y descarga se registraron usando un cargador de baterías conectado a un registrador de datos. El procedimiento de la prueba post térmica se describe en el anexo.

3. Conjunto de pruebas para evaluación de seguridad en la batería

Descarga excesiva de celdas

Este procedimiento se llevó a cabo para verificar el funcionamiento del circuito de protección de las baterías. Según la hoja de datos brindada por el fabricante (ver anexo hoja técnica de baterías), la protección debía actuar al alcanzar un voltaje menor a $3.0V \pm 0.050V$ y tener un tiempo de reacción menor a 144 ms.

Para realizar esta prueba se utilizó una carga electrónica programable fijada a una resistencia de 30Ω durante veinticuatro horas a temperatura ambiente. Se registró el voltaje de la batería durante la prueba, así como la potencia entregada por la misma hasta la acción del circuito de protección. Luego del ensayo se verificó el estado de las baterías haciendo una inspección visual en busca de cambios en la geometría de la celda y de rupturas en su estructura.

Sobrecarga de celda

Para la prueba de sobrecarga previamente se realizó una carga completa a una batería hasta un voltaje inducido de 4.2V. Luego de la carga completa se realizó el ensayo utilizando un cargador de baterías programable que permite monitorear el voltaje. La batería se cargó con una corriente de 500 mA y un voltaje inducido máximo de 4.5V. Este ensayo se realizó durante ocho horas a temperatura ambiente. Según la hoja de datos brindada por el fabricante (ver anexo hoja de datos de batería), la protección debía actuar al alcanzar un voltaje mayor a $4.280V \pm 0.025V$ y tener un tiempo de reacción menor a 1200 ms.

Se obtuvo una curva de voltaje y temperatura durante la prueba para verificar el funcionamiento de la protección. La curva de voltaje permite verificar la variación de tensión en la batería a lo largo de la prueba. El perfil de temperatura confirma el funcionamiento del circuito, al evitar que la celda aumente su temperatura debido a la sobrecarga. El voltaje de reconexión de la batería debía ser $4.180 \pm 0.025V$ o menor para declarar el ensayo exitoso.

Prueba de cortocircuito de celda

El ensayo de cortocircuito empezó con una carga completa de la batería con el cargador programable, con un voltaje inducido máximo de 4.2V. Luego de la carga se conectó la batería a una carga electrónica programable para inducir una resistencia de 0.1Ω hasta que el circuito de protección actuara. Para esta prueba se utilizó la modalidad de simulación de cortocircuito que está integrada en la carga electrónica. Esta reduce la resistencia entre las terminales hasta obtener un valor de corriente previamente especificado o hasta detectar un corte de corriente debido a un circuito de protección. En este caso no se fijó un valor de corriente sino se dejó aumentar hasta que el circuito de protección de la batería entrara a funcionar.

Se monitoreó la corriente en las terminales de la batería, así como la resistencia aplicada por la carga electrónica programable. Este perfil permitió observar el tiempo de acción del circuito de protección, que debe

ser menor a 320 μ s. La curva se utilizó para comprobar el valor de resistencia necesario para hacer actuar la protección contra cortocircuito.

4. Presupuesto de potencia

Consumo de potencia de módulos

El consumo de potencia de cada módulo de Quetzal-1 se encuentra detallado en los cuadros 3-8. Estos datos se obtuvieron de forma experimental utilizando un registrador de datos capaz de medir la corriente consumida por los equipos. En estos se midió la potencia disipada durante la fase de reposo y su potencia pico en funcionamiento.

Consumo de potencia de módulos

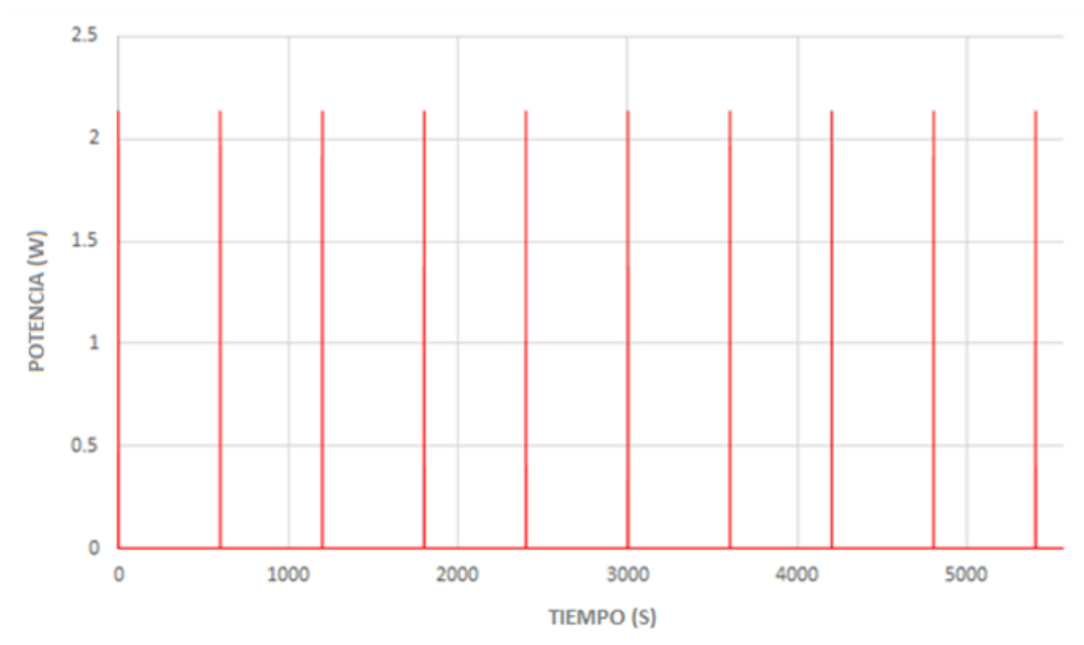
Tabla 13. Consumo de módulo de carga útil

Componente	Cantidad	Voltaje (V)	Pico		Reposo	
			Corriente (mA)	Potencia (W)	Corriente (mA)	Potencia (W)
ArduCam	1	3.300	249.2	1.246	60,4	0.302
Tekceleo WLG-30	1	7.500	760.30	5.780	98.300	0.747

(elaboración propia)

Debido al bajo par necesario para mover el carrusel, el motor rotará a una velocidad aproximada de 300 rpm. Esta velocidad da un resultado de 220ms para rotar el carrusel 90°. Para la cámara, se tuvo en cuenta el tiempo completo de captura de fotos, lo que resultó en un tiempo pico total de 400 ms. Se deben tomar cuatro fotos por ciclo, dejando un tiempo entre cada foto tomada para poder recopilar y almacenar los datos. En el presupuesto de energía, se estableció una condición para activar la carga útil solo cuando el estado de carga (estado de carga) era superior al 65% y dejar que la carga útil se ciclara cada 600 segundos si se cumplía esta condición. Esto se hizo para demostrar la capacidad del CubeSat para trabajar con un uso continuo de la carga útil.

Ilustración 38. Consumo de energía de carga útil en una órbita



(elaboración propia)

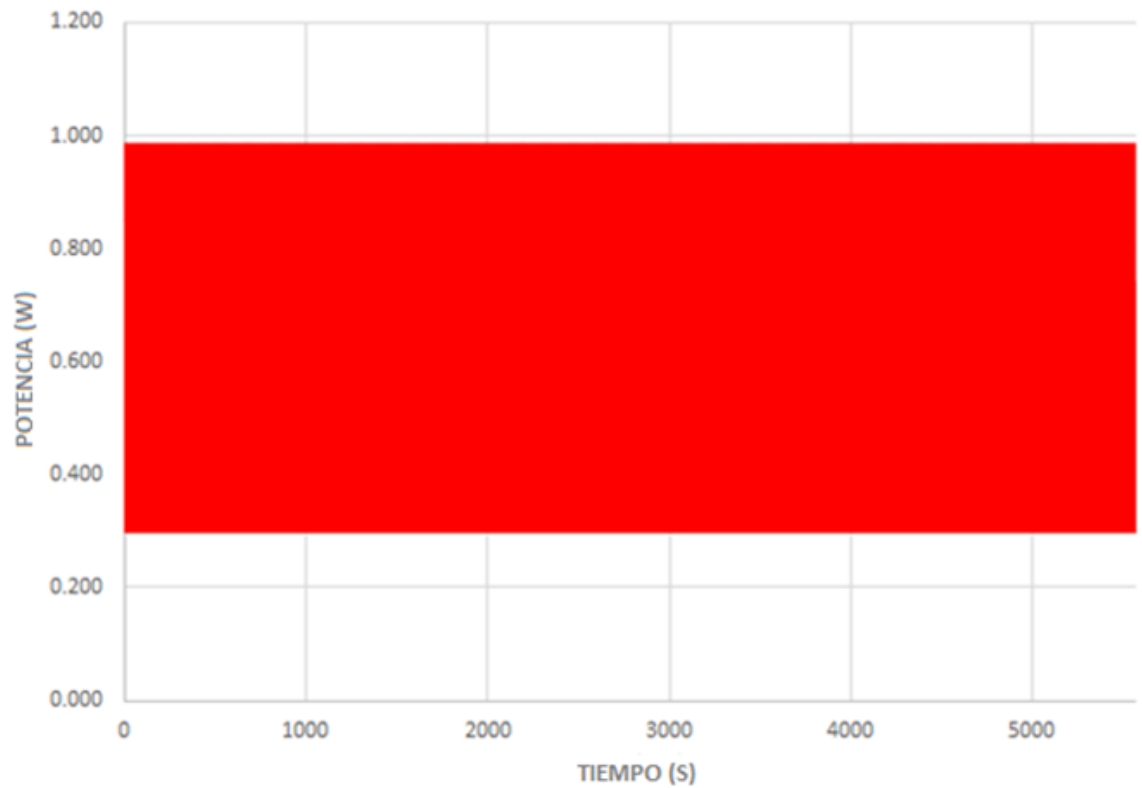
Consumo de módulo de comunicaciones

Tabla 14. Consumo de módulo de comunicaciones.

Componente	Cantidad	Voltaje (V)	Pico		Reposo	
			Corriente (mA)	Potencia (W)	Corriente (mA)	Potencia (W)
NanoCom AX100	1	3.300	998	3.293	90	0.297

(elaboración propia)

Ilustración 39. Consumo de energía de carga útil durante una órbita



(elaboración propia)

Para los datos de estado de salud del satélite, la NanoCom AX100 transmitirá una baliza, con una duración de 300 ms, cada 10 segundos durante la órbita completa. Para esta comunicación, NanoCom AX100 utilizó una potencia máxima de 3.293 W, transmitiendo en TX nivel 3, que corresponde a la mayor potencia con la que puede transmitir Quetzal-1.

Consumo de energía eléctrica de EPS

Tabla 15. Consumo de energía eléctrica EPS.

Componente	Cantidad	Voltaje (V)	Pico	
			Corriente (mA)	Potencia (W)
Subsistema EPS	1	3,3	6.11	2.0E-2

(elaboración propia)

El subsistema EPS funciona constantemente a su potencia máxima de $2.0E-2W$, ya que el subsistema COMMS permanece operativo cada 10 segundos. Este componente no entra en modo nominal.

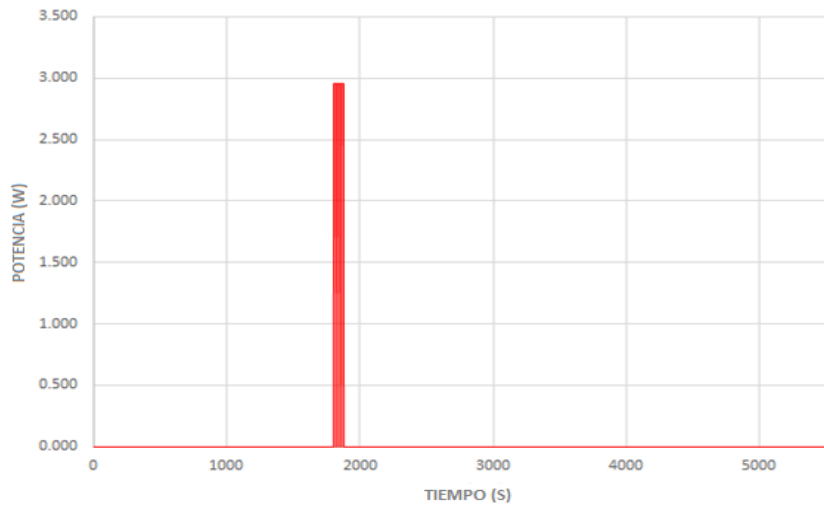
Consumo de energía eléctrica ADM

Tabla 16. Consumo de energía eléctrica ADM.

Componente	Cantidad	Voltaje (V)	Pico		Reposo	
			Corriente (mA)	Potencia (W)	Corriente (mA)	Potencia (W)
RESISTENCIA VISHAY PRO1	4 4	4.2 4.2	720	3,05	0,000	0,000

(elaboración propia)

Ilustración 40. Consumo de potencia de ADM durante una órbita.



(elaboración propia)

El mecanismo de despliegue de la antena realizará más de un ciclo si no se realiza con éxito el despliegue de una de las antenas en el primer intento. Los ciclos consisten en activar cada resistencia con la potencia máxima de 2.442W durante 25 segundos y esperar 5 segundos para encender otra resistencia después de que la anterior se apagara. Después de terminar este ciclo, hay un período de espera de 30 minutos después del siguiente ciclo si no se desplegó una de las antenas.

Consumo de energía eléctrica de ADCS.

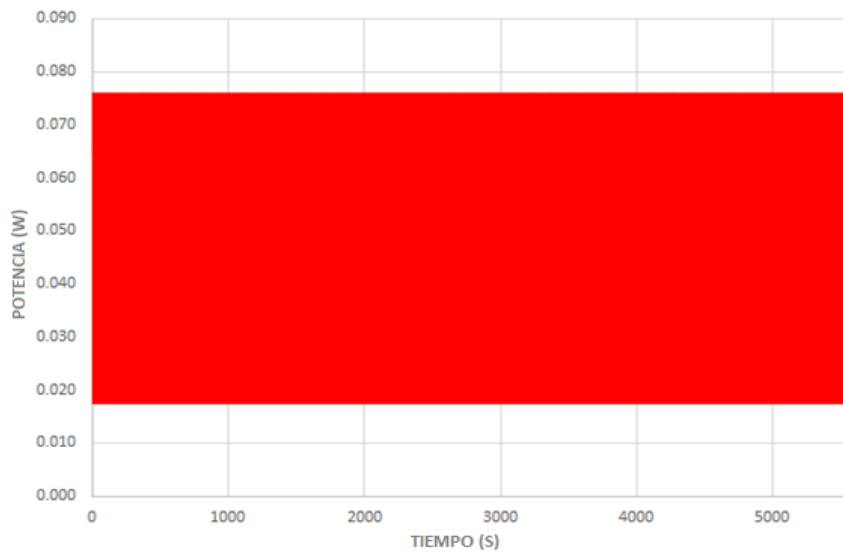
Tabla 17. Consumo de energía eléctrica de ADCS.

Componente	Cantidad	Voltaje (V)	Pico		Reposo	
			Corriente (mA)	Potencia (W)	Corriente (mA)	Potencia (W)
Subsistema ADCS	1	3,3	19.506	0,076	4.454	1.75E-2

(elaboración propia)

Este subsistema recopilará datos de los componentes cada 10 segundos y la medición tardará 2 segundos en tomarse. Durante la medición, todos los componentes requerirán una carga máxima de 7.60E-2W. Después de esto, todos los componentes entrarán en modo de suspensión, por lo tanto, utilizando la carga nominal de 1.75E-2 W.

Ilustración 41. Consumo de potencia de ADCS durante una órbita.



(elaboración propia)

Consumo de energía del subsistema C&DH

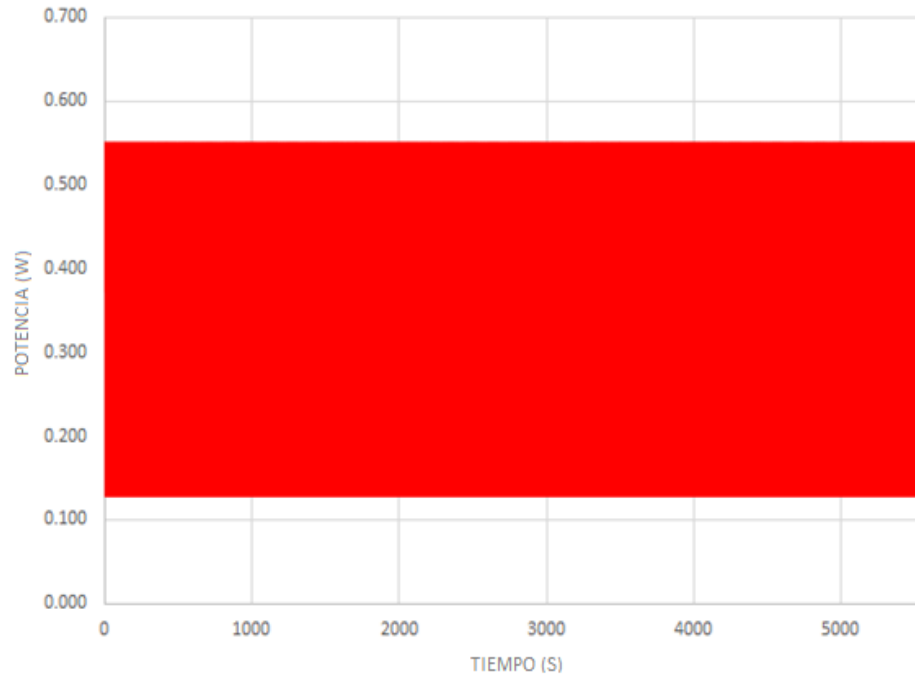
Tabla 18. Consumo de potencia de C&DH.

Componente	Cantidad	Voltaje (V)	Pico		Nominal	
			Corriente (mA)	Potencia (W)	Corriente (mA)	Potencia (W)
NanoMind A3200	1	3.300	38,7	0,552	38,7	0,128

(elaboración propia)

El módulo de C&DH es una computadora de a bordo, tiene la función de controlar subsistemas y procesar datos. El consumo de energía se mantiene en su pico de 0.552 W, para poder enviar balizas cada 10 segundos.

Ilustración 42. Consumo de potencia ADCS durante una órbita.



(elaboración propia)

C. DISEÑO DE BANCO DE PRUEBA PARA PRUEBAS DE VIBRACIÓN.

Se requiere un banco de pruebas para la prueba de vibración debido a que no se puede simplemente colocar el satélite, o el ítem de prueba, a vibrar libremente en la mesa de vibración. El diseño de los bancos de prueba depende tanto del ítem que se va a someter a una prueba, así como de la máquina en la que se realizará. Se requiere de un sistema de sujeción para restringir la dirección del movimiento y poder realizar mediciones en el ítem de prueba, debe poseer suficiente espacio para colocar la cantidad de acelerómetros necesarios para recopilar todos los datos.

El laboratorio Higgs Centre for Innovation de Escocia tiene una mesa de vibración con las siguientes características: rango de frecuencias entre 0 y 2500 Hz, una fuerza de 40 kN para operación sinusoidal y aleatoria, así como una aceleración máxima de 1142 m/s² para operación sinusoidal y de 800 m/s² para operación aleatoria y su velocidad máxima es de 2.2 m/s. La frecuencia de resonancia de la armadura ocurre en 1900 Hz, su diámetro es de 440 mm y su máxima carga útil es de 600 kg. Adicionalmente utilizan una armadura externa con un patrón de agujeros de 100x100 mm, para utilizar pernos M10.

Entre los requisitos que debía tener el banco de prueba para pruebas de vibración se encuentra: mantener el CubeSat en una posición estable y segura, tener una estructura rígida, permitir acceso al satélite, ser fácil de ensamblar y poseer una interfaz para sujetarse a la mesa de vibración del laboratorio en que se realizaron las pruebas. También debe restringir el movimiento del satélite en toda dirección, dejar aperturas para colocar acelerómetros sobre el CubeSat, y que pudiera ser manufacturado en el taller de la Universidad del Valle de Guatemala. Otro requisito importante para considerar, en especial durante la manufactura, es la tolerancia de las dimensiones que definen el espacio disponible para el CubeSat. No debe tener una holgura alta ni presentar interferencia, debe ser un espacio adecuado para ingresar y sacar el CubeSat sin que represente daño alguno para su estructura y las celdas solares.

El diseño al que se llegó tiene la capacidad de sujetarse a la armadura de la mesa de vibración mediante cuatro pernos M10 con un torque de 24.5 N*m. Se utilizó como referencia el libro de bolsillo de Torque de Tohnichi y se encontró que el torque standard para un perno con diámetro nominal de 10mm era de 24.5 N*m. El método que utilizan se conoce como Método de control de torque. Su ventaja radica en que el valor del torque no depende de la longitud, sino únicamente de su diámetro, haciendo fácil una estandarización. El esfuerzo estándar asumido para cada perno es 210 N/mm². El manual de Tohnichi presenta estos datos en forma de gráfica y de Tabla.

Esta fuente relaciona el torque y los tornillos con las siguientes ecuaciones:

$$T = K * d * Ff$$

$$A_s = \frac{\pi}{4} * \left(\frac{d_2 + d_3}{2} \right)^2$$

$$d_3 = d_1 - \frac{H}{6}$$

$$H = 0.866025P$$

$$\sigma = \frac{Ff}{A_s}$$

Donde:

T : Torque [N*m]

Ff : Tensión axial [N]

K : Coeficiente de torque 0.2

d : diámetro nominal del perno [mm]

d_1 : diámetro de raíz del perno [mm]

d_2 : diámetro efectivo del perno [mm]

d_3 : valor de 1/6 de la altura del triángulo fundamental menos d_2 [mm]

H : altura del triángulo fundamental [mm]

A_s : área de esfuerzo del perno [mm²]

P : paso [mm]

σ : Esfuerzo de tensión del perno [N/mm²]

Este diseño contiene las siguientes partes: Parte inferior del banco de pruebas (PT-VIB-SCO-001), Parte superior del banco de pruebas (PT-VIB-SCO-002), Parte lateral A (PT-VIB-SCO-003), Parte Frontal/Trasera (PT-VIB-SCO-004), y Parte lateral B (PT-VIB-SCO-005). Para ensamblarlo se requiere de 6 pernos M8 x 140mm, 6 tuercas M8 y 24 pernos M6x30mm. Estos planos pueden observarse en Anexos.

En cuanto a la manufactura, se utilizó la fresadora CNC Haas del Taller de Metal mecánica de la Universidad del Valle de Guatemala. Las piezas fueron maquinadas en aluminio G.AL® C210R, el proceso de maquinado duró aproximadamente dos semanas.

Luego de esto, se iniciaron las pruebas de ensamblaje del banco de prueba. Se consiguieron los tornillos, tuercas y arandelas necesarias para el ensamblaje y se siguió el procedimiento establecido. Las piezas encajaron bien y no fueron requeridos cambios de maquinado. Debido a que el espacio disponible para el CubeSat estaba determinado por el correcto ensamblaje del banco de pruebas, se tuvieron precauciones tales como colocar Kapton tape en los rieles. Esto con el fin de minimizar el juego entre el banco de prueba y el CubeSat.

En el siguiente cuadro se tiene una síntesis de los requerimientos de diseño para el banco de prueba de vibración:

Tabla 19. Requerimientos de diseño para el banco de pruebas de vibración.

Requerimientos de diseño
Mantener el Cubesat en una posición estable y segura
Poseer una interfaz para sujetarse a la mesa de vibración
Restringir el movimiento del satélite en toda dirección
Poseer aperturas para colocar acelerómetros sobre el Cubesat
Poder ser manufacturado en el taller de la Universidad del Valle de Guatemala

(elaboración propia)

D. DISEÑO DE BANCO DE PRUEBA PARA PRUEBAS DE TERMO VACÍO.

Se requiere un banco de pruebas para la prueba de termo-vacío debido a que no se puede colocar el satélite, o el ítem de prueba, directamente sobre la cámara de termo-vacío. Un banco de prueba funciona como interfaz entre la base de la cámara y el satélite, debe ser capaz de sujetar el CubeSat en la cámara de termo-vacío durante el tiempo que dure la prueba. Debe estar sujeto firmemente para evitar accidentes, por ejemplo, que se deslice el CubeSat y se dañen las celdas solares al impactar contra una superficie. También debe ser capaz de realizar una fuerza de compresión entre la estructura del CubeSat y la placa del banco de prueba. Esto con el fin de mejorar la transferencia de calor por conducción desde la placa térmicamente controlada hacia el CubeSat

El laboratorio Leonardo de Escocia tiene una cámara de termo-vacío que cuenta con un espacio disponible de $600 \times 320 \times 90 \text{ mm}^3$ para sujetar el banco de pruebas no se tenía un requerimiento dimensional. Por este motivo, se les envió el diseño del banco de prueba para que fuera aprobado por ellos y pudieran hacer las adaptaciones necesarias para este.

Entre los requisitos que debía tener el banco de prueba para pruebas de termo-vacío se encuentra: mantener el CubeSat en una posición estable y segura, tener una estructura rígida, permitir acceso al satélite, ser fácil de ensamblar y poseer una interfaz para sujetarse a la cámara de termo-vacío del laboratorio en que se realizaron las pruebas. Además, debido a que la transferencia de calor ocurre mediante radiación y conducción, se requiere de comprimir los rieles del satélite contra el banco de prueba para sacar aire atrapado entre los rieles del CubeSat y la estructura del banco de prueba, esto debido a que la transferencia de calor debe ser solamente hacia los rieles. Adicionalmente, se tenía el requisito de poder hacer una prueba de despliegue de antenas durante el ciclo frío de la prueba de termo-vacío. Esto limitaba el sistema de sujeción del CubeSat debido a que se necesitaba tener el espacio suficiente para que las antenas pudieran desplegarse sin dañarse. Los ingenieros del laboratorio de Escocia solicitaron como requerimiento adicional que el banco de prueba debía poseer una rugosidad baja y que la pieza fuera lo más plana posible, esto se cumplió gracias a la selección de material y el proceso de manufactura.

El diseño al que se llegó tiene la capacidad de sujetarse a la cámara de termo-vacío mediante 4 pernos M6x20mm. Este diseño contiene las siguientes partes: Base de banco de pruebas para termo-vacío (PT-TVA-SCO-001), Rieles de compresión para banco de pruebas (PT-TVA-SCO-002), Soporte de rieles para banco de pruebas (PT-TVA-SCO-003). Para ensamblarlo se requiere de 4 pernos M8x130mm y 4 tuercas M8. Los planos se pueden observar en Anexos.

En cuanto a la manufactura, también se utilizó la fresadora CNC Haas del Taller de Metal mecánica de la Universidad del Valle de Guatemala. Las piezas fueron maquinadas en aluminio G.AL® C210R, el proceso de maquinado duró aproximadamente una semana. Sin embargo, luego de la manufactura de algunas piezas se encontraron inconvenientes en el banco de pruebas.

Al ensamblar el sistema, se podía notar que existía deflexión en los rieles de compresión del banco de pruebas. Esto no permitió la correcta sujeción y compresión del CubeSat contra la base del banco de prueba. Se realizaron pruebas de ensamblaje y se determinó que la mejor opción era diseñar y manufacturar otras piezas que funcionaran como soporte para los rieles, de manera que ya no se pandearan. El proceso de diseño y maquinado de estos soportes fue realizado en una semana, posterior a esto se hicieron nuevamente pruebas de ensamblaje y se determinó que el diseño era funcional.

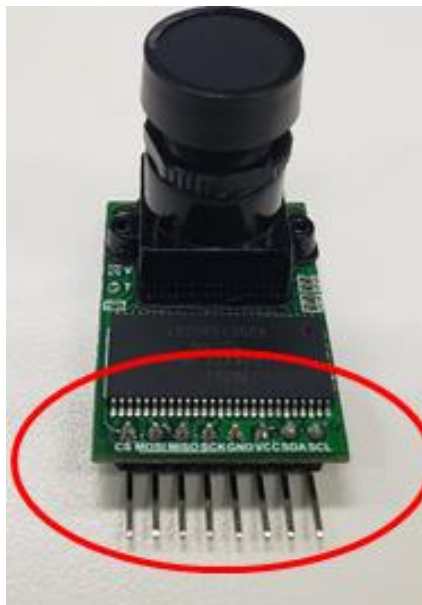
E. DOCUMENTO PARA PREPARACIÓN FINAL DEL CUBESAT

Este documento titulado “DOC-SYS-045 Procedimiento final de preparación para el CubeSat” incluye los detalles relacionados a la preparación final del CubeSat, incluye cuidados a tener durante el ensamblaje y la preparación de componentes de vuelo. Se incluyeron fotos y descripciones de cada paso a tomar para realizar la preparación

Con el fin de mantener un registro de todas las recomendaciones dadas para preparar los componentes de vuelo del satélite, se realizó este documento. De esta manera se pueden mitigar los riesgos debidos a fallas de componentes debido a condiciones ambientales. Se incluyen precauciones para trabajar con Loctite y Arathane de forma segura. Estas incluyen: limpiar con alcohol isopropílico la superficie a la que se aplicará Loctite, fijar los sujetadores dentro de los 20 minutos posteriores a la aplicación de Loctite, siempre usar guantes al aplicar Arathane debido al riesgo de quemaduras químicas.

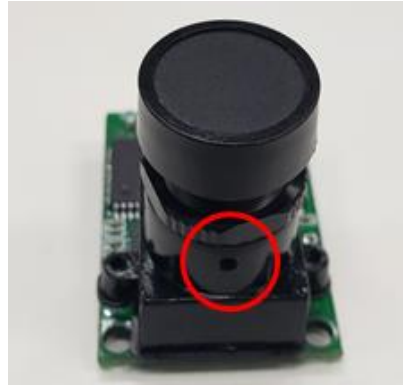
Se tiene una sección relacionada a la preparación de la cámara de vuelo, en la que se incluyen instrucciones acompañadas de fotografías. Entre los pasos se incluye: retirar el disipador térmico de la parte posterior del chip. Debido a que el disipador térmico podría convertirse en un riesgo durante la prueba de vibración porque podría aflojarse y caerse. Reemplazar los pines de la Arducam con cables, como se observa en la Ilustración 43. Reemplazar los 2 tornillos que sujetan la cámara en su lugar con tornillos M2x12mm, estos son tornillos más largos que la hacen más segura y se ajusta mejor. Una vez que la cámara esté en el lugar apropiado para enfocar, inserte el tornillo de fijación M2x3 mm en el espacio que se muestra en la Ilustración 44.

Ilustración 43. Reemplazo de pines para Arducam



(elaboración propia)

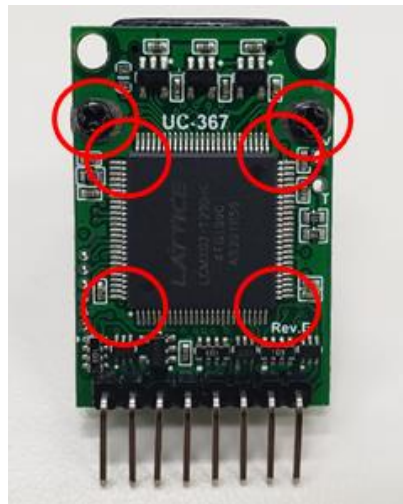
Ilustración 44. Ubicación tornillo de fijación para Arducam



(elaboración propia)

Aplicar epoxy las cabezas de los tornillos que sostienen las cámaras, asegurándose de formar una línea de unión desde el centro del tornillo a la PCB. Colocar arathane a lo largo de la base de la carcasa de la lente de la cámara asegurándose de formar una línea de unión sólida para evitar que se produzca una desgasificación en el detector. Colocar arathane alrededor del chip winbond solo en los contactos, asegurándose de no poner ninguno encima del chip, como se observa en la Ilustración 45.

Ilustración 45 Punto de aplicación de epoxy para Arducam



(elaboración propia)

Cubrir todo el otro lado de la placa, donde se encuentra el chip Lattice excepto por dos pequeños orificios que se muestran en la Ilustración 46, cerca del lado de la cámara de la PCB. Estos son vitales para ventilar desde el interior de la carcasa de la cámara. No se debe colocar Arathane en el lateral de la PCB, ya que no cabe en el acoplamiento de la cámara. Una vez que el arathane está curado, colocar la cinta de kapton en la parte superior del chip Winbond permitiendo que el lado de la cinta de kapton suba en el montaje de la cámara

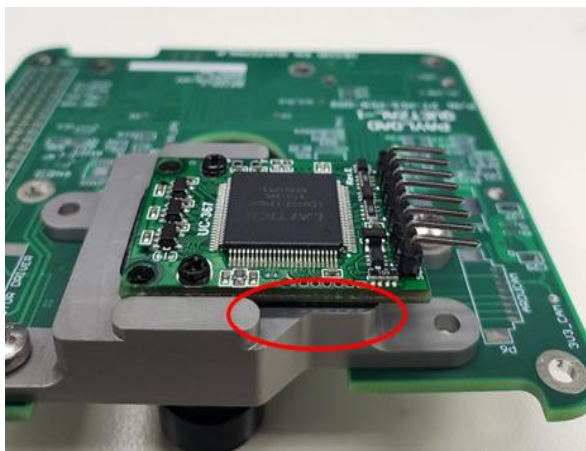
Ilustración 46 Orificios que no se deben cubrir de Arathane en Arducam



(elaboración propia)

Montar la cámara en el soporte de metal con tornillos y tuercas, como se muestra en la Ilustración 47. Asegurarse de colocar los tornillos en las tuercas después de limpiar el área. Colocar epoxi en el lado de la PCB haciendo una línea de unión con la carcasa de metal.

Ilustración 47. Montaje de Arducam en soporte de metal



(elaboración propia)

Verter Epoxy 2216 en un vaso de plástico con la pistola de aplicación y mezcle hasta uniformidad. Aplicar a los alrededores de cada componente para ajustarlos firmemente a la PCB. Tiene que aplicarse a cualquier componente más grande que una resistencia.

Para curar el epóxico, puede dejarse durante 7 días a temperatura ambiente o usar un horno calentado a 66 ° C durante 2 horas. Aplicar Arathane con un pincel pequeño en todos los componentes eléctricos, asegurándose de que haya una capa que cubra todo en la PCB, así como se muestra en la Ilustración 48. El arathane utilizado tiene que mezclarse en una proporción de 20 partes de A por cada 100 partes de B.

Ilustración 48 PCB cubierta de Epoxy y arathane



(elaboración propia)

Aplicar arathane en la interfaz entre los cables y sus conectores, así como se muestra en la Ilustración 49. Esto se puede hacer con una aguja para extender el arathane a través del cable y el conector. Durante el ensamblaje final, aplicar arathane entre los pines de PCB y los conectores de cable para asegurarlos adecuadamente.

Ilustración 49. PCB conectada con cable

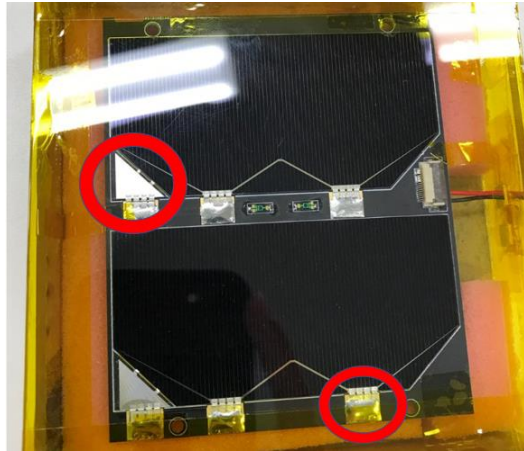


(elaboración propia)

Se tuvo un problema durante la aplicación del arathane en la PCB del módulo de potencia. Al aplicarle el arathane la placa de EPS se empezaba a calentar cuando se encendía. Uno de los componentes eléctricos se estaba calentando y esto causaba que la placa se apagara. Después de revisar el componente que estaba fallando, se le retiró el arathane a ese componente. Se hicieron otras pruebas, y ya no se observó el problema.

En el caso de celdas solares, el arathane se debe aplicar en soldaduras y contactos electrónicos. Estos puntos son señalados en la Ilustración 50.

Ilustración 50. Celda solar del CubeSat



(elaboración propia)

También se tienen los pasos a seguir para preparar el controlador del motor. Aplicar capas de cinta Kapton a los transformadores del controlador asegurándose que estén firmemente unidos entre sí y a la placa, como se observa en la Ilustración 51.

Ilustración 51. Controlador del motor con cinta Kapton



(elaboración propia)

Verificar la calidad de la soldadura en los componentes de cualquier PCB, en especial de Componentes sacados del estante (COTS). Si la calidad de la soldadura no es adecuada, se debe volver a hacer para asegurar que los componentes no se salgan, no se aflojen y para evitar que fallen.

F. DESARROLLO DE CÁMARA DE VACÍO

Se necesita desarrollar una cámara de vacío para iniciar las pruebas que posteriormente se harán en un laboratorio especializado de termo vacío. El objetivo de estas pruebas es la validación de funcionamiento de los componentes en alto vacío, buscando la preparación de las pruebas concluyentes de validación de requerimientos de JAXA, así como iniciar el proceso de *bakeout* el cual consiste en eliminar componentes volátiles de cualquier material por vacío o proceso de cocción por temperatura.

Considerando esto se determinó que los requerimientos del sistema van en 4 pilares:

1. Otorgar alto vacío.
 - a. Se determina que la presión a alcanzar es de -25 inHg, correspondiente a 0.26 kPa, con una caída de presión máxima de 2 kPa.
2. Autonomía de operación, debió a pruebas de alto tiempo.
 - a. No depender de interacción humana para mantener la presión al menos por 45 min.
3. Conservar el alto vacío, disminuir las fugas.
 - a. Estar lo más cercano posible al tiempo de vacío, 1.42 min. (**Ecuación 1**) Con un límite máximo de 2 min.
4. Integridad de los componentes.
 - a. No superar los 40 °C de operación especificados por el proveedor de la bomba de vacío.

Analizando un modelo realizado con anterioridad de una cámara de vacío ya se contaba con equipo para realizar un ensamblaje similar. Dichos componentes y sus especificaciones son los siguientes:

Bomba de vacío QE *Quality* QVP – 180:

Bomba rotatoria de paletas, que trabaja a frecuencia de 50-60 H, con un flujo volumétrico de 50 L/min, y un vacío último de 2 Pa. Esta bomba es de 2 etapas con una entrada estándar SAE de ¼” y un reservorio de aceite de 150 ml. (QE-Quality, 2018)

Ilustración 52. Bomba de vacío QE *Quality* QVP-180



(elaboración propia)

Vacuómetro *Winters PFP-ZR 180*:

Es un instrumento de medición de presión de *bourdon*. El rango de temperatura de operación de esta serie es de -40 a 120 °C. El rango de medición de vacío es de 0 a -30 inHg (0 a -101592 pa). (Winters, 2019)

Ilustración 53. Vacuómetro *Winters*



(elaboración propia)

Cámara de Vacío Termo *Scientific Nalgene 5305-0609*:

Cámara de vacío con una capacidad de 1.25 galones, de policarbonato. Conexión de manguera NPT ¼”, con sello de neopreno. Un rango de temperatura del policarbonato de ± 135 °C.

Ilustración 54. Cámara de vacío *Termo Scientific*



(elaboración propia)

Manómetros de refrigeración

Juego de manómetros de refrigeración o conocidos como manómetros medidores de presión freón. Usualmente utilizados para medir presión en sistemas de refrigeración, congelación y aire acondicionado. Con

soldadura especializada buscando disminuir las fugas. Tienen conexión BSP 1/4" Macho y sus mangueras con conexión de la misma dimensión.

Ilustración 55. Manómetros de refrigeración



(elaboración propia)

Teniendo todos los componentes establecidos se definieron los requerimientos de operación que el sistema debe alcanzar como se pueden observar en la Tabla 20.

Tabla 20. Formato de validación de requerimientos para cámara de vacío.

Requerimiento	Verificación de requerimientos		
	Método de validación	Requerimiento alcanzado (Sí/No)	Comentario
Se alcanza la presión de 25 inHg (-84.65 kPa)	Visual (Vacuómetro)		
El tiempo de bombeo para la presión establecida está en el rango de 1.42 - 2 min	Medición cronometrada de tiempo		
En un ciclo de prueba no se supera la temperatura de operación de la bomba	Medición de temperatura		
No necesitar interacción humana por menos de 45 min	Control y contabilización de veces que se necesitó encender la bomba para alcanzar el vacío.		

(elaboración propia)

Analizando los requerimientos y su éxito se determina si es el modelo adecuado para poder establecer como funcional la cámara de vacío y pasar a la documentación. De lo contrario se debe iterar para buscar el cumplimiento de los requerimientos.

Teniendo todos los conceptos de operación cubiertos, se procede a la documentación de uso del sistema, buscando estandarizar su operación para minimizar riesgos añadidos al uso y posibles incidentes de seguridad. El primer paso es establecer el alcance del documento, en el cual se determinó que tuviera como objetivo esencial describir el proceso de operación a detalle de manera comprensible para que cualquier miembro del

equipo pudiese realizar pruebas de vacío sin ninguna complicación. Considerando que las pruebas deben realizarse con mucha frecuencia, con distintos componentes, módulos y ejecutores, se tomó la decisión de realizar una instrucción en vez de un proceso operativo estándar.

La estructura de esta instrucción es la siguiente:

1. Equipo necesario para el montaje.
2. Equipo de seguridad indispensable.
3. Pasos para el montaje (Con imágenes).
4. Pasos para accionar la cámara de vacío.
5. Notas adicionales.

Luego de la redacción de la instrucción, se procede a buscar la aprobación del líder del módulo, para su posterior oficialización del documento a todo el equipo por medio del canal de comunicación determinado.

G. ANÁLISIS DE FUERZA INTERRUPTORES DE DESPLIEGUE

Como primer paso en la metodología utilizada, se estableció el requerimiento y criterio de éxito de la prueba de fuerza. Según los requerimientos de JAXA, para evitar la activación prematura del satélite los interruptores de despliegue deben tener activarse a una fuerza máxima de 3N, estando en estado desactivado cuando cualquiera de los dos pines no esté activado. Estableciendo así el primer requerimiento de la prueba, poder determinar la fuerza a la cual se activan los interruptores de despliegue y que ésta se encuentre por debajo de los 3N establecidos.

Teniendo el requerimiento en mente, se generó el formato de criterio de éxito de la prueba:

Tabla 21. Formato de validación de requerimientos para prueba de fuerza.

Verificación de requerimientos			
Requerimiento	Método de validación	Requerimiento alcanzado (Sí/No)	Comentario
La fuerza del interruptor es menor a 3N	Prueba de fuerza		

(elaboración propia)

Teniendo los requerimientos en mente, se procedió a determinar los instrumentos de medición y el método a utilizar durante la prueba y el análisis.

Con respecto al instrumento de medición, se determinó la utilización del sensor de fuerza económica de © PASCO, con un rango de lectura de $\pm 50\text{N}$ y una incertidumbre de 3 N. Para la utilización de este fue necesario tener acceso al programa de control © PASCO. Con respecto al montaje, se tomó la decisión de dejar fijo el sensor y mover el interruptor de despliegue hacia el sensor buscando controlar así la distancia de brazo de

palanca, la cual debe ser a la misma distancia en la cual hacen la fuerza de activación los pines del sistema de interrupción.

Ilustración 56. Montaje de prueba de fuerza interruptores de despliegue.



(elaboración propia)

Posteriormente, si la prueba cumplía con todos los requerimientos se debe proceder con la documentación de esta, buscando establecer los hallazgos e informar a todo el equipo de la validación de los interruptores de despliegue. Incluyendo en el documento los apartados de alcance de la prueba, antecedentes, método de validación, resultados y conclusiones. Si en caso la prueba no cumpliera con los conceptos de operación, se debe iterar hasta tener una prueba acorde a los requerimientos.

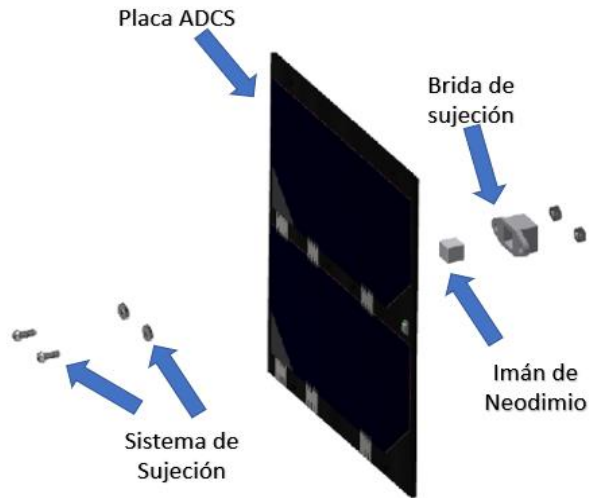
H. ANÁLISIS DE EXPANSIÓN TÉRMICA

Con respecto al análisis de expansión térmica del imán y brida de sujeción del módulo ADCS, se inició la metodología con el análisis de requerimientos. Iniciando con entender el modelo a analizar.

El sistema de imán del módulo ADCS consiste en un imán de neodimio con coeficiente de expansión térmica de 5.2×10^{-6} (1/K) y una brida de sujeción, la cual puede ser de policarbonato o aluminio 7075 con coeficientes de expansión térmica de 2.15×10^{-5} (1/K) y 2.36×10^{-5} (1/K) respectivamente. Los cuales están expuestos a temperatura máxima de 80 °C y -20°C.

Dicho sistema consiste en insertar el imán dentro de la brida y sujetarla en la placa del módulo ADCS

Ilustración 57. Montaje imán y brida de sujeción módulo ADCS.



(elaboración propia)

Como se puede observar, el riesgo mayormente de falla en la sujeción en la interacción de la cavidad de la brida con el imán, que por dilatación térmica pueda permitir contacto del imán que pueda lastimar el recubrimiento de este en el montaje, además de un riesgo latente que se expanda demasiado la parte superior de la brida y permita movimiento hacia el exterior del imán. A raíz de este problema se determina que el requerimiento de la prueba consiste en garantizar las dimensiones de la brida con respecto al imán para una sujeción segura incluso con dilatación térmica. Dando como resultado esperado el espacio a considerar entre las dimensiones del imán y dimensiones del compartimiento interno de la brida. Así como determinar el material óptimo por temas de dilatación térmica a tomar en cuenta para el montaje final. Quedando el formato de criterios de éxito de la prueba de la siguiente manera:

Tabla 22. Formato de validación de requerimientos para análisis de expansión térmica.

Requerimiento	Verificación de requerimientos		
	Método de validación	Requerimiento alcanzado (Sí/No)	Comentario
Determinar el espacio necesario entre el compartimiento de la brida y las dimensiones del imán considerando los efectos de la expansión térmica.	Cálculos de expansión térmica por materiales.		
Determinar el material óptimo para los efectos de la expansión térmica	Análisis y comparación de resultados del cálculo de expansión térmica por materiales		

(elaboración propia)

Ya habiendo determinado los requerimientos de la prueba, se procede a establecer el método de análisis de expansión térmica. En este caso se tomó la decisión de utilizar el método de análisis volumétrico de expansión térmica expuesto en la ecuación 4, usando la aproximación que establece que tres veces el coeficiente lineal de expansión térmica es el coeficiente de expansión volumétrica. Buscando así determinar la diferencia de volúmenes y compararlos contra los iniciales, trasladando esa diferencia a las aristas tanto del imán como del espacio de la brida y sacando así el espacio físico necesario para asegurar la integridad del sistema. Este proceso hecho para los dos tipos de materiales de la brida de sujeción. Dicho procedimiento está descrito en el **Anexo 6**.

I. SIMULACIÓN TÉRMICA DE GENERACIÓN DE CALOR INTERNA

Considerando el riesgo latente que existe respecto a la temperatura de operación de los componentes del satélite ya funcionando en órbita, se determinó la necesidad de analizar la generación de calor interna que atada a la capacidad de disipar el calor del CubeSat que puede dar un horizonte de los límites que tendrá el satélite en términos de temperatura de operación. Dando pie al requerimiento general de la prueba: Determinar la temperatura máxima en una órbita de operación normal, de manera general y localizar los componentes críticos más afectados por dicho fenómeno. Quedando el formato de criterios de éxito de la prueba de la siguiente manera:

Ilustración 58. Formato de validación de requerimientos para simulación de generación de calor interna.

Verificación de requerimientos			
Requerimiento	Método de validación	Requerimiento alcanzado (Sí/No)	Comentario
Determinar la temperatura máxima alcanzada por el satélite en una órbita, por generación interna de calor.	Simulación ANSYS		
Determinar los elementos más críticos por temperatura.	Simulación ANSYS		
Validar si la disipación de calor del satélite es adecuada para su funcionamiento correcto	Simulación ANSYS		

(elaboración propia)

Teniendo los requerimientos definidos se hizo un análisis de intentos previos, debido a que ya existían ciertos análisis similares de simulaciones térmicas.

En el documento del proyecto CubeSat llamado “DOC-THR-007 Simulaciones Térmicas del CubeSat”, podemos encontrar el listado de materiales utilizados en la simulación, y con la biblioteca en línea de propiedades de materiales *MatWeb* se determinaron las propiedades por material como densidad, conductividad térmica y calor específico, los cuales se replicarán para simular la generación de calor interna.

Tabla 23. Propiedades de los materiales utilizados en la simulación térmica.

Componente	Material	Densidad [Kg/m ³]	Conductivi	Calor
			dad térmica [W/m*K]	específico [J/°C*Kg]
Celdas Solares	Arseniuro de galio	5320	52	350
Estructura	Aluminio 7075	2810	130	848
Carrousel/Standoffs/Arducam	Aluminio 6061	2700	152	885
PCB	FR-4	1850	0.29	1150
Baterías	Litio	534	85	1560
Motor	Acero Inoxidable	2700	152	885
OBC, COMM, PC104 BUS, EPS, Magnetómetro	BLCP	1750	1.56	1200
Sistema de Antenas	Cobre	8300	405	385
Filtros	Borofloat 33	2230	1.2	830
Calentador de baterías	Kapton Tape	1420	0.12	1090
Imán	NdFeB	7400	8.95	500
Conectores en general	Nylon	1460	0.25	1700
Brida de Imán	Polycarbonato	1200	0.19	1200
PCB Antena	Poliamida	1520	0.25	1150
tornillos, tuercas y arandelas.	Acero Inoxidable	8000	15.1	480

(Proyecto CubeSat UVG, 2018) (MatWeb, 2019)

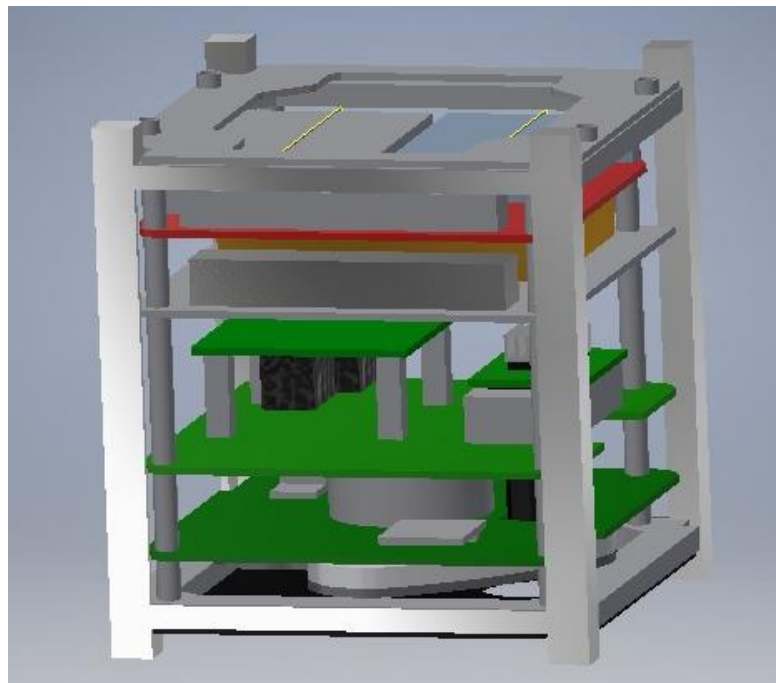
Tabla 24. Propiedades de absorción y emisividad de componentes que transmitirán calor hacia el entorno.

	Celdas Solares	PCB	Aluminio 7075
Absorción (α)	0.9	0.72	0.7
Emisividad (ϵ)	0.81	0.8	0.8

(Proyecto CubeSat UVG, 2018) (MatWeb, 2019)

Teniendo las características de los materiales a utilizar, se procedió con realizar el modelo tridimensional a analizar con elementos finitos por medio del software *Autodesk ANSYS* versión 2019 R1. Dicho modelo, desarrollado en el software *Autodesk INVENTOR* versión 2019 se hizo buscando simplificar lo más posible el análisis, ya que, si se realizaba un modelo totalmente apegado a la realidad, el análisis corría riesgo de no llevarse a cabo por limitaciones de memoria de la computadora a utilizar. Como resultado final se obtuvo un modelo con geometrías sencillas, buscando hacer énfasis en los componentes críticos para el funcionamiento que estuviesen expuestos mayormente a generación de calor, como lo son OBC, COMM y las baterías.

Ilustración 59. Modelo simplificado del satélite.



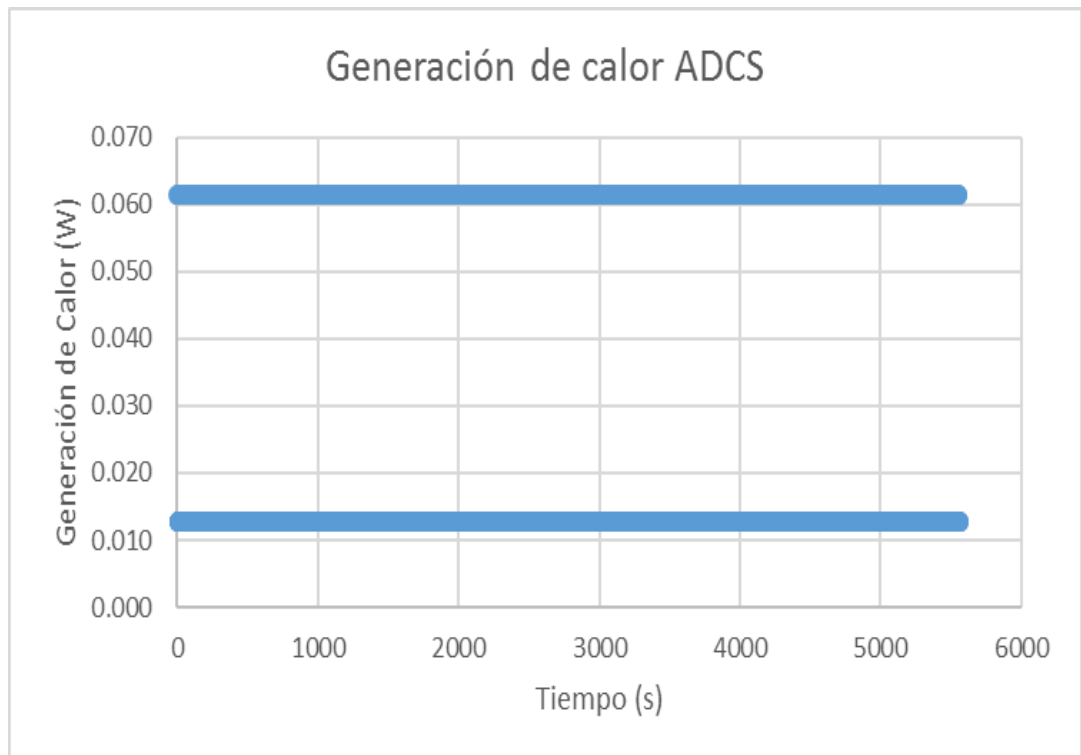
(elaboración propia)

Posteriormente se procedió con la creación del proyecto en ANSYS. En dicho proyecto se establecieron los parámetros de contactos a utilizar. Los contactos se establecieron en su mayoría “*Bonded*” o fijos, simulando un contacto que no permite movimiento relativo entre sus superficies, ya que los componentes están sujetos por tornillos o pegados entre sí. Siendo este tipo de contacto el más realista. Sin embargo, por conIlustraciónción de ANSYS toma algunas superficies que tienen una separación muy pequeña como un contacto fijo, por lo que se tiene que hacer una revisión exhaustiva de todos los contactos.

Finalizando con la selección de características físicas del modelo a analizar, se establecieron las propiedades de los materiales en cuestión utilizando la información en las **Tabla 23 y 24**.

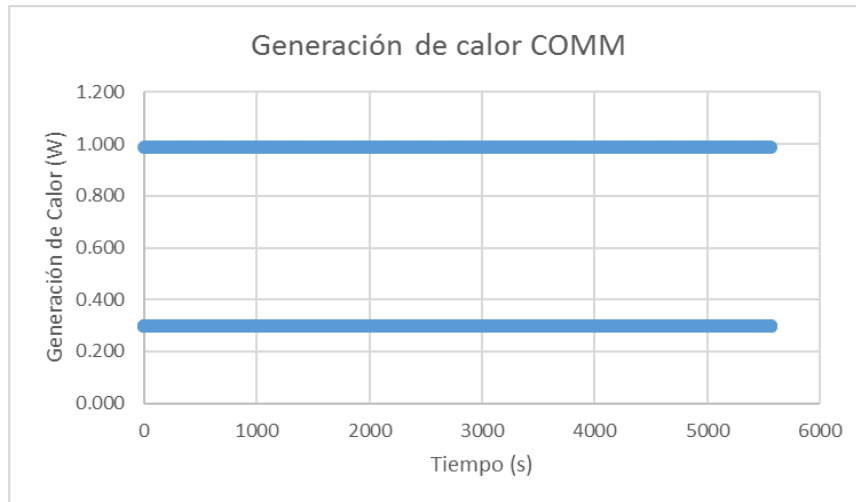
Con las características físicas establecidas, se siguió el proceso determinando el tipo de análisis a utilizar, en este caso fue el térmico transitorio, compuesto por distintos comportamientos de generación de calor, descritos a continuación.

Ilustración 60. Generación de calor interna ADCS.



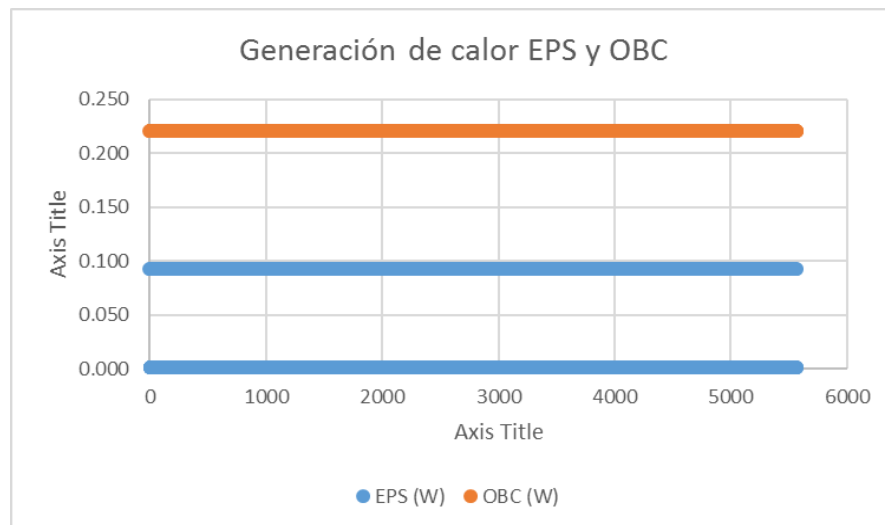
(elaboración propia)

Ilustración 61. Generación de calor interna COMM.



(elaboración propia)

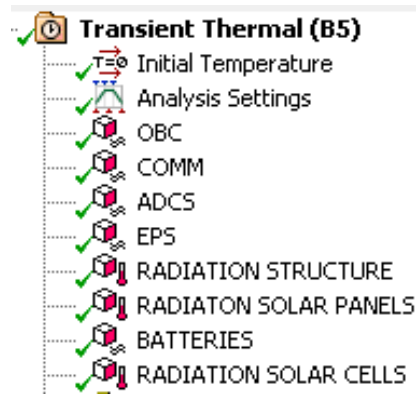
Ilustración 62. Generación de calor interna EPS y OBC.



(elaboración propia)

Por lo tanto, con los datos de las Ilustraciones 60 - 62 se procedió a poner flujos de calor tabulares para OBC, COMM, EPS y ADCS. Así como establecer los métodos de radiación para los componentes que estarán haciendo transferencia de calor con el ambiente, como lo son la estructura (parte externa), PCB (Paneles Solares) y Celdas Solares.

Ilustración 63. Configuración del análisis térmico transitorio.



(elaboración propia)

Posteriormente se hizo el mallado más sencillo posible (hexaedros con un tamaño de 5mm por elemento) por la cantidad de datos que se manejan, y siendo un análisis térmico no se generan los mismos problemas de nodos deformados como un análisis estructural. Finalmente, en el apartado de soluciones la temperatura total del sistema y probetas de medición en los componentes críticos.

J. ELABORACIÓN DE DOCUMENTOS PARA PRUEBAS

Según la metodología utilizada en el proyecto, se necesita documentar con procesos operativos estándar los pasos y cuidados a seguir durante la realización de pruebas en laboratorios externo. Los documentos por ende deben incluir toda la información necesaria para cumplir de forma satisfactorio las pruebas en el laboratorio externo de Escocia. Como parte de la determinación de requerimientos para los documentos, se tomaron en consideración todos los requerimientos que solicita JAXA. La estructura de dichos procedimientos está descrita en el listado del apartado 13 de Marco Teórico llamado “Generalidades de los procedimientos operativos estándar”.

El documento DOC-SYS-034 (**Anexo 2**) “Procedimiento de inspección para bordes afilados” incluye todos los pasos para llevar a cabo la inspección de todos los bordes del satélite, previo a las pruebas de vibraciones, termo vacío y de baterías. Este procedimiento busca evitar cualquier borde que pueda causar daño a cualquier miembro del equipo que manejará el montaje posterior a su validación. En dicho documento se detalla el método de verificación, los materiales a utilizar y espacio para documentar cualquier desviación al estándar o procedimiento.

El documento DOC-SYS-033 (**Anexo 3**) “Procedimiento Prueba de Ajuste” busca documentar todos los pasos y la metodología para verificar el ajuste que tiene el satélite que será lanzado desde el J-SSOD. Dicho procedimiento tiene como propósito validar que no exista ninguna interferencia del montaje final del satélite con el módulo de pruebas de ajuste del J-SSOD.

El documento DOC-SYS-041 (**Anexo 4**) “Procedimiento de verificación de funcionalidad del sistema de inhibición” incluye todos los pasos a seguir para probar el sistema que inhibe al satélite. Definiendo en el documento la correcta funcionalidad de las tres inhibiciones (el pin RBF y los interruptores de despliegue). La prueba debe revisar los estados "Activado" y "Desactivado" de las inhibiciones. Además, tendrá espacio para reportar cualquier desviación al procedimiento o el estándar esperado.

El documento DOC-SYS-037 (**Anexo 11**) “Pruebas de Termo vacío” incluye todos los pasos necesarios para realizar con éxito una prueba de termo-vacío. Se define la configuración del equipo, el ensamblaje del banco de prueba, los ciclos a probar, las temperaturas máximas y mínimas, el tiempo de cada ciclo, además de los pasos para realizar una prueba de despliegue de antenas en la temperatura más baja. Esta última prueba permite conocer si el mecanismo de despliegue de antenas funciona aún en el peor caso posible. Los parámetros están descritos en el apartado “I. Pruebas de termo vacío”, de la sección de Marco Teórico.

El documento DOC-SYS-036 (**Anexo 12**) “Pruebas de Vibración” incluye todos los pasos necesarios para realizar con éxito una prueba de vibración modal y aleatoria. El objetivo de este procedimiento es definir la configuración del equipo, el ensamblaje del banco de prueba, las aceleraciones máximas, el rango de frecuencias a probar, además de los pasos para encontrar la frecuencia natural del CubeSat mediante una prueba de vibración modal. A continuación, se presentan las condiciones para la prueba de vibración:

Tabla 25. Vibración modal.

Dirección de vibración	Frecuencia (Hz)	Aceleración (Grms)	Duración de vibración (s)
Todas	20-2000	0.5	60

(elaboración propia)

Tabla 26. Niveles de vibración aleatoria.

Frecuencia (Hz)	Densidad espectral de potencia [G ² /Hz]
20	0.015
25.6	0.027
30	0.08
80	0.08
133.1	0.04
200	0.04
2000	0.002
Aceleración (Grms)	4.825
Duración (min/ eje)	1

(elaboración propia)

Tabla 27. Requerimientos de tolerancia para el equipo a utilizar en pruebas de vibración.

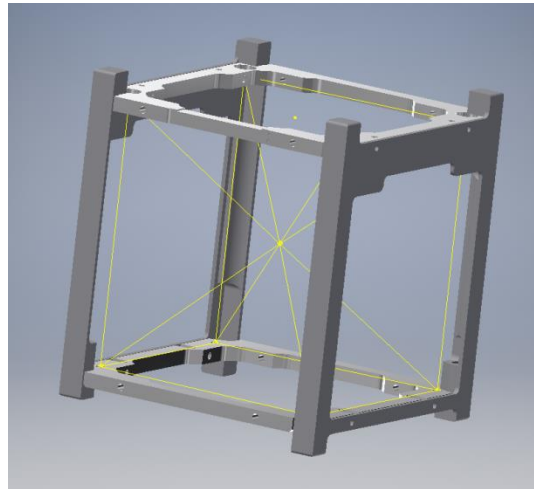
Parámetros	Requisito
Aceleración (Grms)	$\pm 1.5\text{dB}$
Densidad espectral de potencia [G ² /Hz]	+ 3.0dB / - 1.0dB
Frecuencia (Hz)	$\pm 2\%$ o 1 Hz
Duración de vibración (s)	+ 10% / - 0%
Precisión del acelerómetro	$\pm 8.4\%$
Tiempo para mediciones	$\pm 0.5\%$

(elaboración propia)

K. MODELADO DE ARMADURAS

Se modeló la estructura del satélite como dos armaduras tridimensionales para encontrar las reacciones en los tornillos. La primera armadura se modeló como un cubo cuyas aristas están formadas por los Standoffs estructurales y la pieza superior e inferior, como se ve en las líneas amarillas en la Ilustración 64.

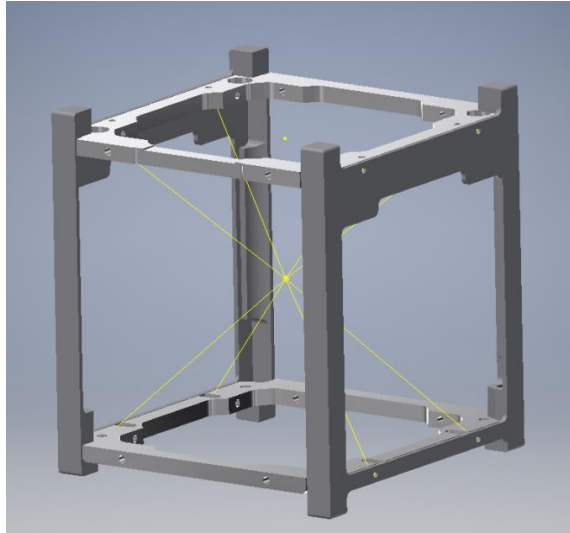
Ilustración 64. Armadura estructural



(elaboración propia)

La segunda armadura se modeló como una estructura en donde intervenían los tornillos externos en las caras +X y -X. Esta estructura soporta toda la carga interna modelada en la armadura anterior. La Ilustración 65 detalla la armadura utilizada, está representada por las líneas amarillas. La carga puntual se encuentra conectada a los tornillos. Los tornillos se encuentran conectados únicamente por el elemento que los une mediante los marcos laterales.

Ilustración 65. Armadura tornillos exteriores



(elaboración propia)

Según lo establecido por Fagerudd se modeló la carga interna del satélite como una masa puntual localizada en el centro de masa. Esta carga puntual se sujeta a los tornillos estructurales por medio de enlaces modelados como enlaces rígidos. Las propiedades de estos enlaces rígidos se toman como las propiedades de los Standoffs ya que estas son las piezas que conectan la carga a la estructura por lo que tanto el módulo de elasticidad y sección transversal de estos elementos rígidos se toma como la de las piezas mencionadas previamente.

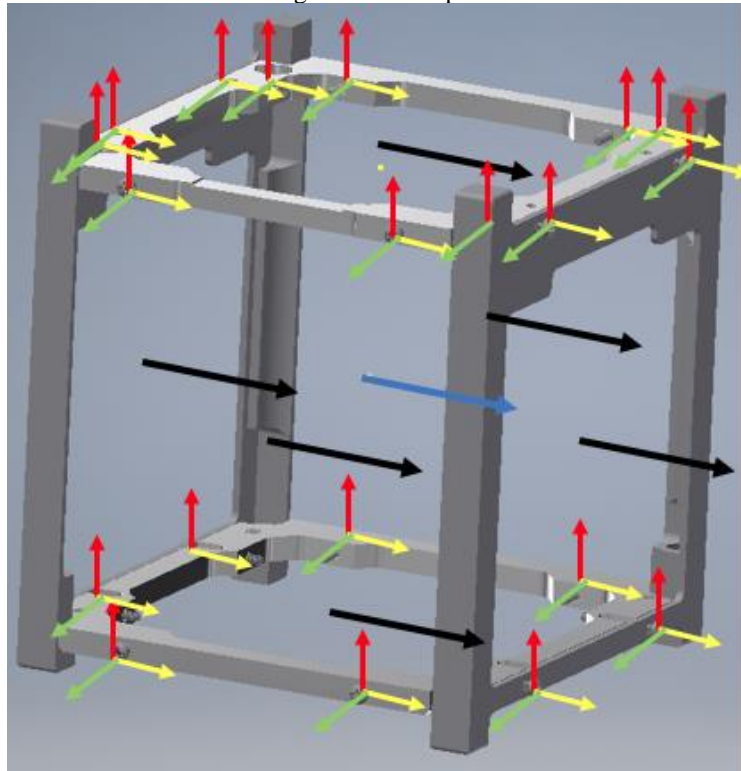
L. DIAGRAMAS DE CUERPO LIBRE

En las ilustraciones 66, 67 y 68 se encuentran los diagramas de cuerpo libre implementados para cada caso de aceleración. Esto con el objetivo de poder visualizar las fuerzas que actúan en los modelos y así calcular los esfuerzos para la realización de los cálculos del esfuerzo de von Mises.

Las fuerzas se encuentran representadas de la siguiente manera:

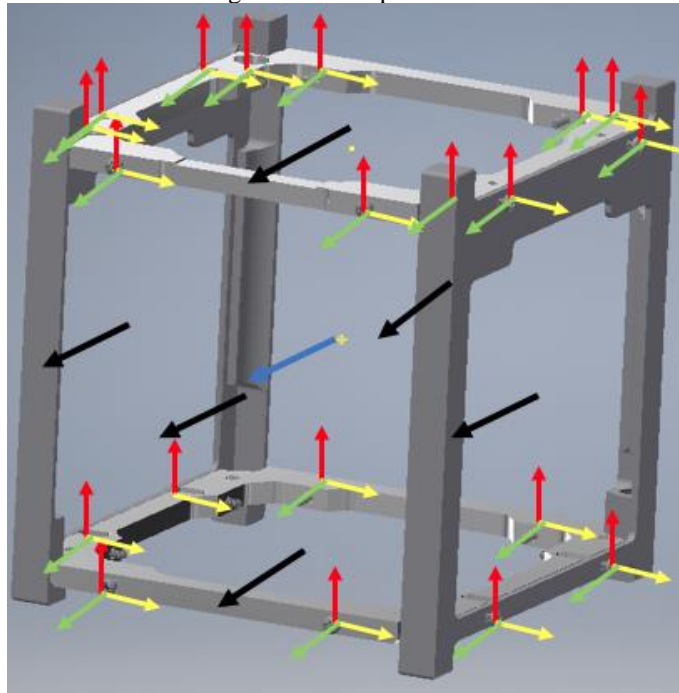
- El vector en azul representa la fuerza ejercida por el centro de masa del satélite.
- Los vectores de color negro representan la fuerza ejercida por el centro de masa de las placas solares.
- Los vectores en amarillo representan las reacciones en el eje X.
- Los vectores en verde representan las reacciones en el eje Y.
- Los vectores en rojo representan las reacciones en el eje Z.

Ilustración 66. Diagrama de cuerpo libre en aceleración en X



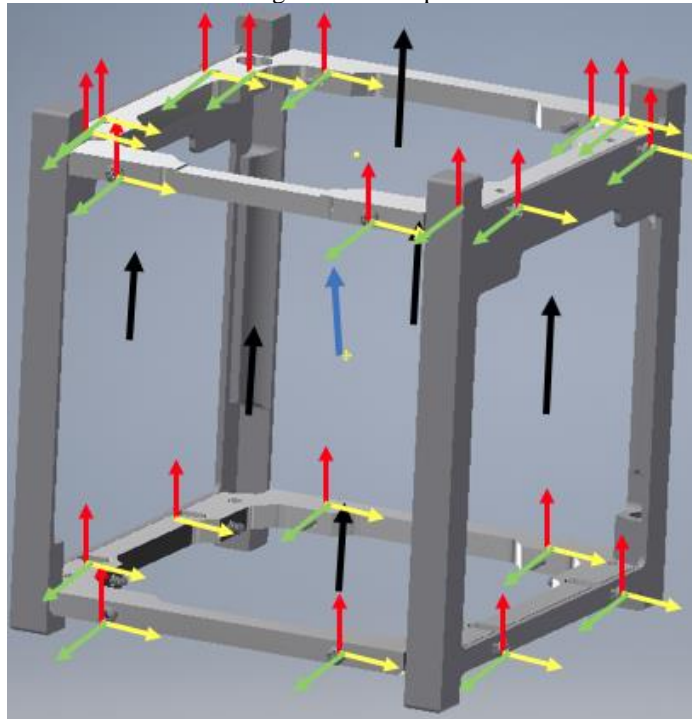
(elaboración propia)

Ilustración 67. Diagrama de cuerpo libre en aceleración en Y



(elaboración propia)

Ilustración 68. Diagrama de cuerpo libre en aceleración en Z

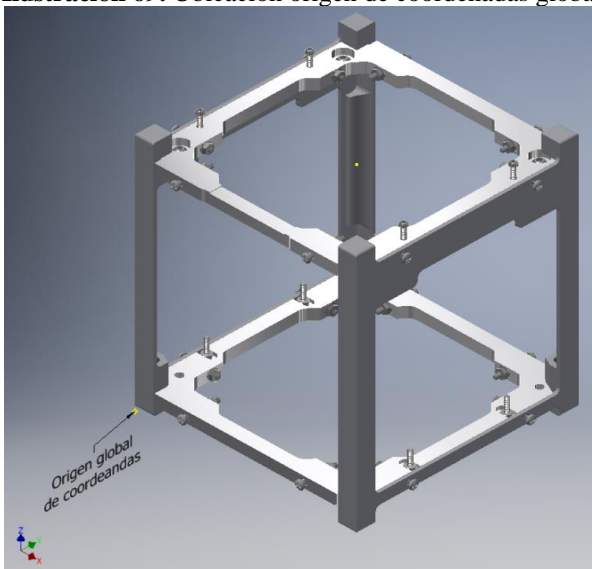


(elaboración propia)

M. UBICACIÓN DE NODOS Y ELEMENTOS

Se estableció el sistema de coordenadas global con el origen ubicado como en la convención de ejes establecido por JAXA. Se estableció como 0 en X la cara exterior de la pieza lateral en X, como 0 en Y la parte exterior del riel en Y y como 0 en Z la parte más baja del riel en Z.

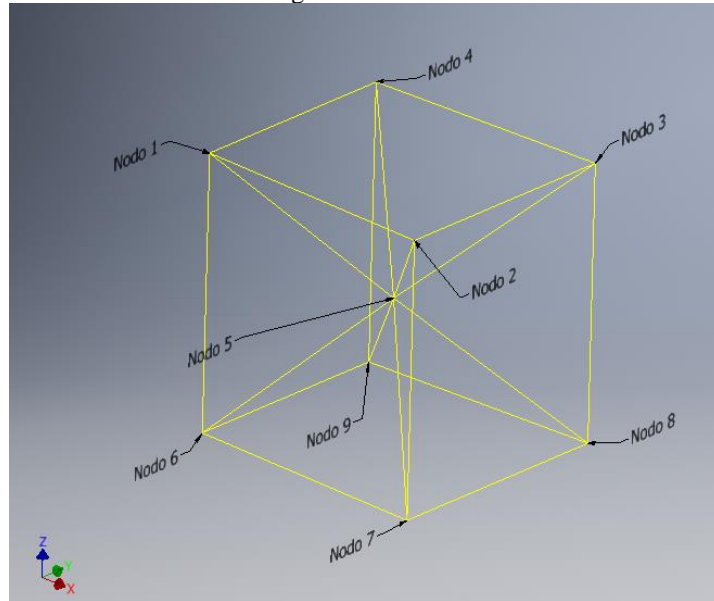
Ilustración 69. Ubicación origen de coordenadas global



(elaboración propia)

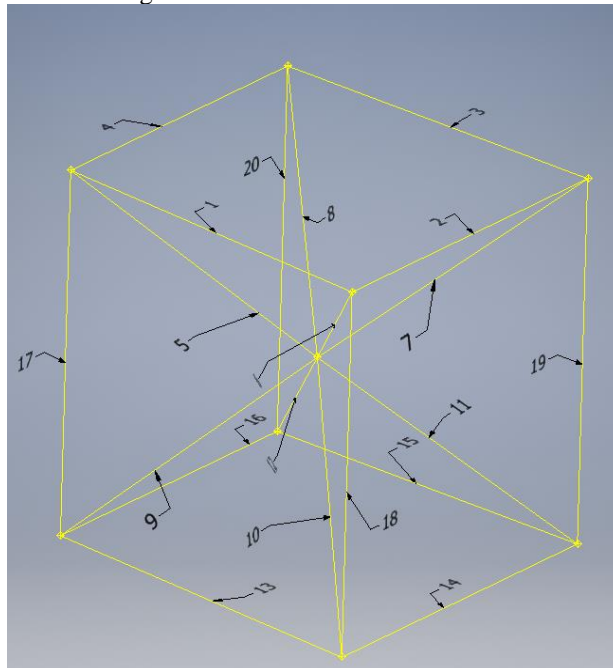
Posteriormente se procedió a establecer los nodos y elementos en las armaduras. Se representaron los tornillos como nodos para evaluar las fuerzas de reacción que los afectan. Se colocó el centro de masa como nodo por ser el punto de acción de la carga. Los elementos representan las uniones que existen entre los tornillos. La Ilustración 70 muestra la designación de nodos y elementos en la armadura estructural. De igual manera la Ilustración 71 muestra la designación de nodos y elementos de la armadura de tornillos externos.

Ilustración 70. Designación de nodos en armadura estructural



(elaboración propia)

Ilustración 71. Designación de elementos en armadura de tornillos estructurales.



(elaboración propia)

La ubicación de los nodos respecto a las coordenadas globales se realizó mediante el análisis del juego de planos final y el software Autodesk Inventor con el uso del ensamblaje enviado a JAXA. Se determinó la posición respecto al origen en el eje X, Y y Z. La ubicación de cada nodo de la armadura de tornillos estructurales se encuentra tabulada en la Tabla 27 y la de los nodos de la armadura de tornillos externos se encuentra en la Tabla 81.

Con la información de la ubicación de los nodos se determinó el largo de cada elemento utilizando la ecuación 11. Posteriormente se calculó el ángulo en coordenadas locales de los elementos utilizando respectivamente las ecuaciones 8, 9, y 10. Adicionalmente se determinó el área de sección transversal de cada elemento.

Luego por medio de la ecuación 5 se encontró la K equivalente de cada elemento. Estos resultados se encuentran tabulados en la Tabla 82 para la armadura estructural y en la Tabla 83 para la armadura de tornillos externos.

Para realizar el cálculo de la K equivalente fue necesario contar con el módulo de elasticidad de los materiales y con la sección transversal de los elementos. Estas propiedades se establecieron de forma diferente para cada modelo de armadura.

En el caso de la armadura de tornillos Estructurales se utilizó el material Aluminio 7075 para los elementos 1,2,3,4,13,14,15 y 16, como se muestra en la Ilustración 21. De este material están fabricadas las piezas superior e inferior del satélite. Se consideró este material pues en este modelo de armadura los elementos anteriormente mencionados se encuentran modelados como barras en esta parte de la estructura. En cuanto a la sección transversal del elemento se toma el ancho del tornillo (3mm) y el espesor de la pieza superior pues se atraviesa en su totalidad.

Para el resto de los elementos de este modelo se tomó el material de los Standoffs el cual es aluminio 6061y la sección transversal de estos. Se consideró de esta manera pues en el modelo real estos son los elementos encargados de distribuir o hacer llegar la carga a los tornillos.

En el caso de la armadura de tornillos externos se utilizó el material Aluminio 7075 para los elementos 1, 2, 11 y 12. La razón es porque es el material del cual están fabricadas las piezas superior e inferior de la estructura del satélite y es en esa sección donde se encuentran representados dichos elementos. Para la sección transversal se tomó el ancho del tornillo que en este caso es de 2 mm y el espesor total de la pieza pues el tornillo la atraviesa. El resto de los elementos se modelaron de la misma forma que en la armadura estructural. Se tomó el material de los Standoffs el cual es aluminio 6061y la sección transversal de estos. Se tomó de esta manera pues en el modelo real estos son los elementos encargados de distribuir o hacer llegar la carga a los tornillos.

N. MATRIZ DE K EQUIVALENTE

Utilizando el valor de la k equivalente de cada elemento se estableció la matriz K para cada elemento y luego se formó la matriz general.

Se procedió a aplicar las condiciones fronteras. En el modelo de armadura con tornillos de Standoff se tomó como nodos fijos los nodos 1, 2, 3, 4, 6, 7, 8, y 9 los cuales representan los tornillos, ya que de esta forma se obtuvo la información de las reacciones aplicadas en estas piezas.

En el modelo de armadura con tornillos estructurales, de igual manera, se tomó como nodos fijos los 1, 2, 3, 4, 6, 7, 8, y 9 los cuales representan los tornillos, para determinar las reacciones en estas piezas. Luego se aplicó la transformada a esta Matriz con condiciones frontera para encontrar la Matriz U de desplazamiento y posteriormente encontrar las reacciones.

En base a los requerimientos de JAXA se tenía que el satélite debe soportar una aceleración de 18.1 G lo equivalente a 177.742 m/s². Las cargas aplicadas se encuentran en la Tabla 84.

Tanto en la armadura estructural como en la armadura de tornillos externos la carga se aplicó en el nodo 5 en la dirección X, Y o Z respectivamente según la aceleración.

Las Ilustración 66, 67 y 68 representan los diagramas de cuerpo libre en su caso respectivo de aceleración.

O. OBTENCIÓN DE ESFUERZOS

Al contar con las reacciones por nodo se procedió a calcular los esfuerzos. Esto se realizó mediante la ecuación $\sigma = \frac{F}{A}$ donde la fuerza era la reacción obtenida y el área se obtenía de la Tabla 9 y se aplicaba según fuera esfuerzo de tensión o corte.

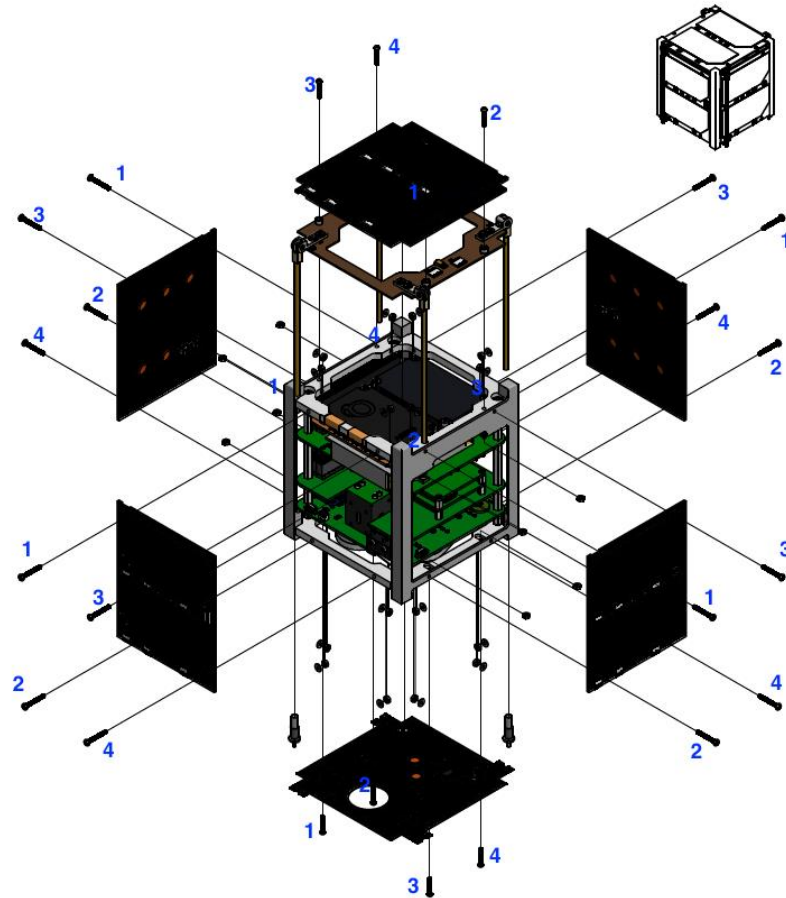
En la armadura estructural las reacciones en Z provocan esfuerzos de tensión y las reacciones en X y Y provocan esfuerzos de corte. En la armadura de tornillos externos las reacciones en X provocan esfuerzos de tensión y las reacciones en Y y Z provocan esfuerzos de corte.

Los resultados de los esfuerzos provocados por las reacciones en la armadura estructural se encuentran tabulados en la Tabla 57. En esta se presentan los esfuerzos en X, Y y Z en los tornillos, en los tres casos de aceleración. Se presentan los resultados de los nodos 1, 2, 3 y 4 pues estos representan a los tornillos que se están analizando.

Los resultados de los esfuerzos provocados por las reacciones en la armadura de tornillos externos se encuentran tabulados en la Tabla 58. En esta se presentan los esfuerzos en X, Y y Z en los tornillos, en los tres casos de aceleración.

Para el análisis y obtención de datos necesarios para el cálculo se procedió a designar una numeración a cada tornillo en el arreglo por cara. La designación se hizo mediante el software Autodesk Inventor. Se colocó cada panel para que el origen quedara ubicado en la esquina inferior izquierda. Luego se le designó como 1 al tornillo ubicado en la esquina superior izquierda, 2 al que se encuentra en la esquina inferior izquierda, 3 al que está en la esquina superior derecha y 4 al que está en la esquina inferior derecha.

Ilustración 72. Designación de tornillos por cara



(elaboración propia)

P. CÁLCULO DE ESFUERZO CORTANTE EN PERNOS

Se buscó determinar los esfuerzos cortantes en los tornillos que sujetan los paneles solares. Para determinar esto fue necesario determinar el centro de masa de las placas y el centroide del arreglo de tornillos. Se determinó el centro de masa de la placa mediante el software Autodesk Inventor. El centro de masa se presenta mediante coordenadas cuyo origen es el origen de la pieza determinado en el software. El centroide de los tornillos se determinó dibujando líneas entre los tornillos en la diagonal opuesta e interceptando ambas líneas para así ubicar el centro del arreglo. La ubicación del centro del arreglo de tornillos también se presenta en coordenadas

locales con el mismo origen que el del centro de masa de la Ilustración. Esto se encuentra tabulado en la Tabla 84.

Posteriormente, mediante el análisis de planos y el software inventor se encontró la distancia entre el centroide del arreglo y cada tornillo. Se analizó también el ángulo entre el cortante primario y el cortante secundario resultante en la aceleración X, Y y Z. Los resultados se encuentran en la Tabla 85. Es importante destacar que en las caras $-X$ y $+X$ en la aceleración en X, la carga no realiza esfuerzo de corte sino esfuerzo normal, por lo que no se tiene un ángulo de acción entre cortante primario y secundario en esos casos. Lo mismo pasa con las caras $-Y$ y $+Y$ en la aceleración en Y y con las caras $-Z$ y $+Z$ en la aceleración en Z.

Al contar con la información necesaria se procedió a encontrar la fuerza cortante primaria y secundaria. La fuerza cortante primaria se encontró dividiendo la carga entre el número de tornillos. La fuerza cortante secundaria se encontró mediante la ecuación respectiva a fuerza cortante secundaria. Esto se realizó para la aceleración en X, Y y Z. Los resultados se encuentran en la Tabla 87 y 88 en anexos.

Luego se encontró la fuerza resultante respectiva en cada uno de los tornillos de los arreglos por cara en cada uno de los tres casos de aceleración. Se realizó mediante la ecuación 13. Los resultados se encuentran tabulados en la Tabla 89. Luego se calcularon los esfuerzos por tornillo, utilizando los valores del área para tensión y para compresión de la Tabla 59.

Q. CÁLCULO DE ESFUERZOS POR PRECARGA

Se calculó la carga de prueba mediante la ecuación 4. Se utilizó la ecuación para conexiones permanentes. El valor de resistencia de fluencia para el material es de 215 Mpa. Posteriormente se tomó el valor del área de tensión en la Tabla 9 y se calcula el esfuerzo de precarga. Los resultados tanto para tornillos estructurales como para tornillos estructurales se encuentran en la Tabla 9.

R. CÁLCULO DE ESFUERZO DE VON MISES

El cálculo del esfuerzo de von Mises representa el paso final. En este se utilizó los esfuerzos encontrados mediante el modelo de armaduras, los esfuerzos resultantes de la carga por paneles solares y los esfuerzos de precarga. El análisis se realizó mediante la ecuación 1. En las Ilustraciones 155 a 161 se observa el diagrama de esfuerzo unitario triaxial donde se indican los esfuerzos que están actuando en los grupos de tornillo por cara, en los tres casos de aceleración.

Según este análisis se calculó el esfuerzo de von Mises, tabulado en la Tabla 61. En esta Tabla se indica el tornillo, por cara, que mayores esfuerzos recibe. Esto con el objetivo de realizar el mismo análisis, pero esta vez con ese tornillo faltante.

Al contar con el valor del esfuerzo de von Mises en los tronillos se calculó el factor de seguridad por medio de la ecuación 2.

S. CÁLCULO DE ESFUERZOS CON TORNILLO CRÍTICO FALTANTE POR CARA

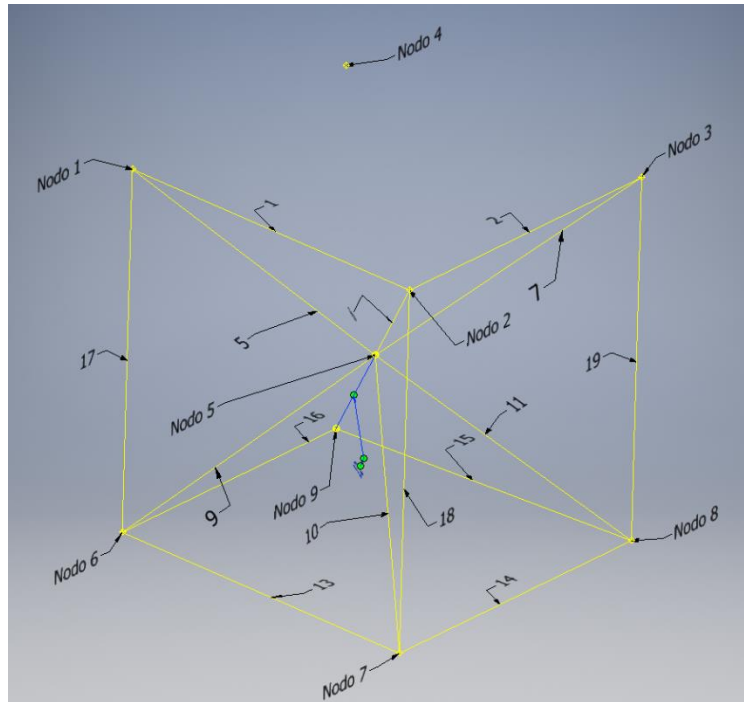
En este análisis se realizó nuevamente los cálculos mencionados anteriormente, salvo que en este caso se retiró el tornillo que más esfuerzos había presentado en cada cara y de esta forma evaluar el comportamiento de los otros tres. En la Tabla 10 se indica el tornillo que más esfuerzos presentó por cara en cada uno de los tres casos de aceleración.

1. Modelado

Para realizar el análisis con el modelo de armadura se evaluó los tornillos a quitar para así modelar las armaduras con los nodos y elementos faltantes. Como se indica en la Tabla 61 en cuanto a los tornillos estructurales se tiene que el tornillo 4 es el elemento crítico en la aceleración X y Z y el tornillo 2 lo es en la aceleración Y.

Según esto se realizaron 2 modelos de armaduras estructurales, el primero como se indica en la Ilustración 73 se realizó eliminando el nodo 4, respectivo al tornillo 4. Con esto desaparecen los elementos 3, 4, 8 y 20. En esta nueva armadura se aplicó la carga y se evaluó en los casos de aceleración de X y Z.

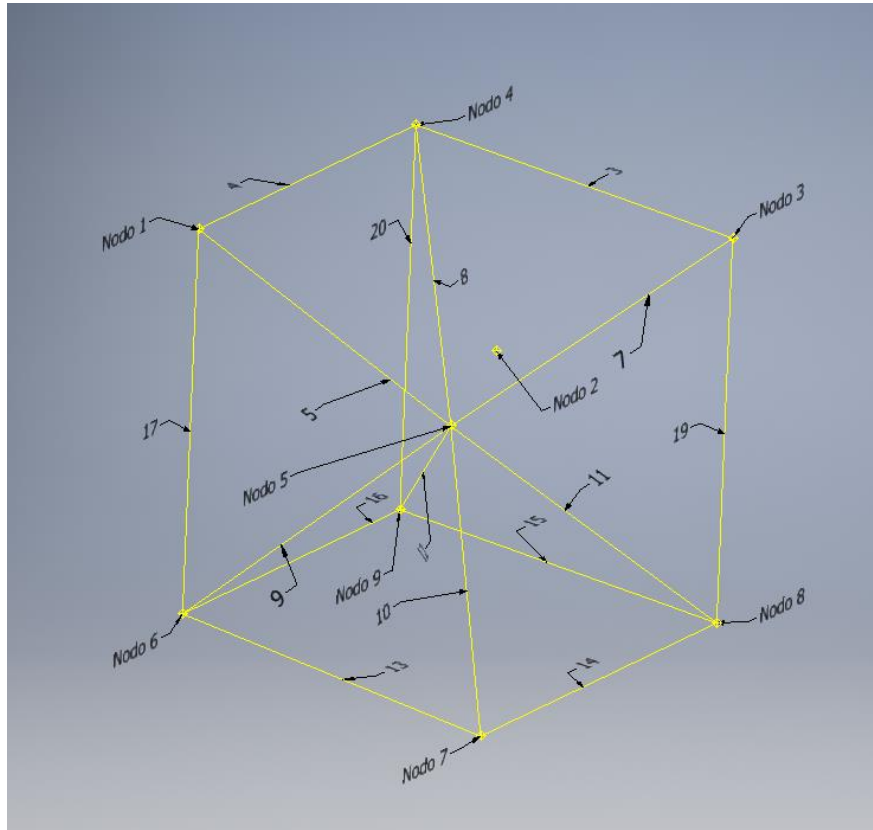
Ilustración 74. Armadura estructural sin tornillo 4



(elaboración propia)

El segundo modelo de armadura estructural, como se indica en la Ilustración 74 se realizó eliminando el nodo 2 correspondiente al tornillo 2. Con esto se eliminó los elementos 1, 2, 6 y 18. En esta armadura se aplicó la carga y se evaluó en el caso de aceleración en Y.

Ilustración 75. Armadura estructural sin tornillo 2



(elaboración propia)

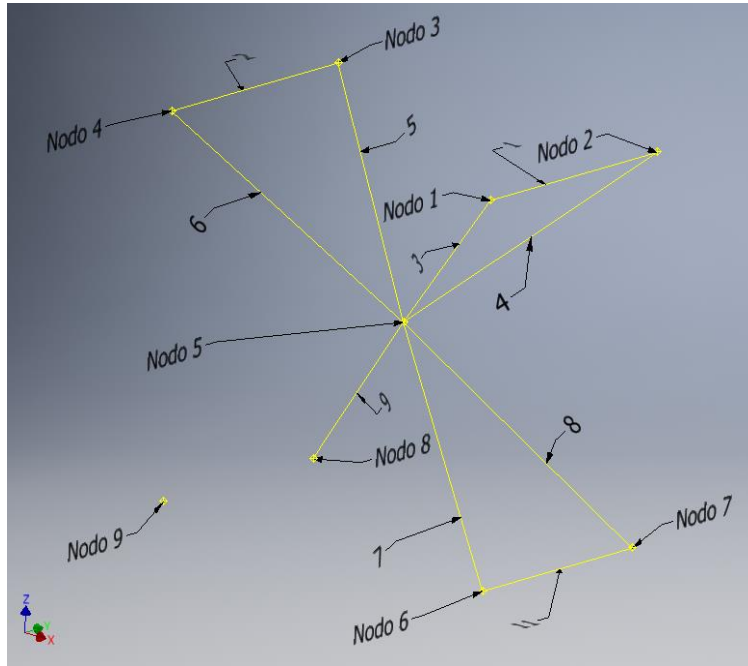
Para el posterior análisis es necesario conocer el tornillo crítico por cara. La Tabla 61 indica que en la armadura de tornillos estructurales, el tornillo 3 en la cara $-X$ es el tornillo crítico en el caso de aceleración en X , el tornillo 1 de la cara $-X$ lo es en la aceleración en Y y el tornillo 4 en la cara $-X$ lo es en la aceleración en Z .

Respecto a la cara $+X$ se tiene que el tornillo crítico en la aceleración en X es el número 1, en la aceleración en Y es el número 3 y en la aceleración en Z es el número 2.

Según esto se realizaron 5 modelos de armadura de tornillos externos:

- En el primero (Ilustración 76) se eliminó el tornillo 3 en la cara $-X$, con esto se eliminó el nodo 4 y los elementos 2 y 6. Se aplicó la carga y se evaluó en el caso de aceleración en X .

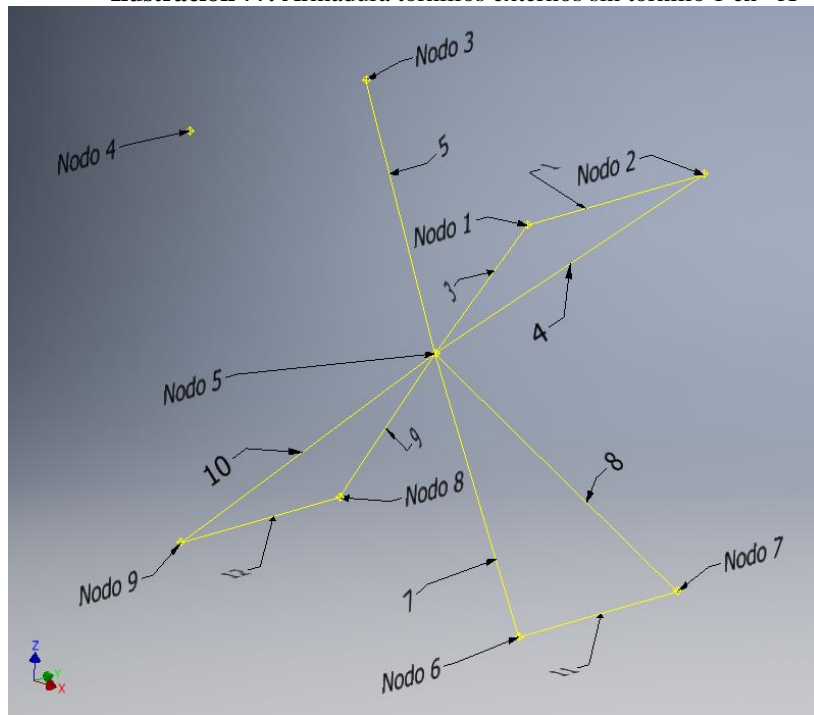
Ilustración 76. Armadura de tornillos externos sin tornillo 3 en -X



(elaboración propia)

- En el segundo modelo (Ilustración 77) se eliminó el tornillo 1 de la cara -X, con esto se eliminó el nodo 3 y los elementos 2 y 5. Se aplicó la carga y se evaluó en el caso de aceleración en Y.

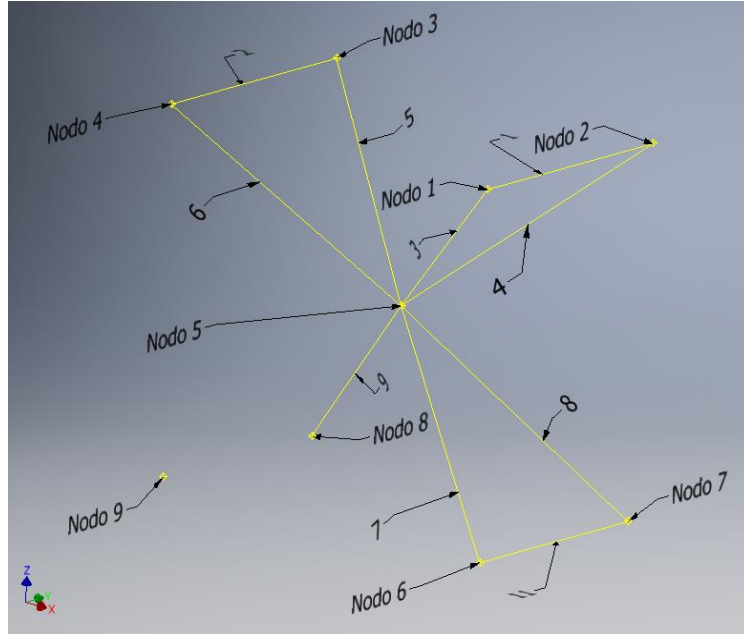
Ilustración 77. Armadura tornillos externos sin tornillo 1 en -X



(elaboración propia)

- En el tercer modelo (Ilustración 78) se eliminó el tornillo 4 en la cara -X, con esto se eliminó el nodo 9 y los elementos 10 y 12. Se aplicó la carga y se evaluó en el caso de aceleración en Z.

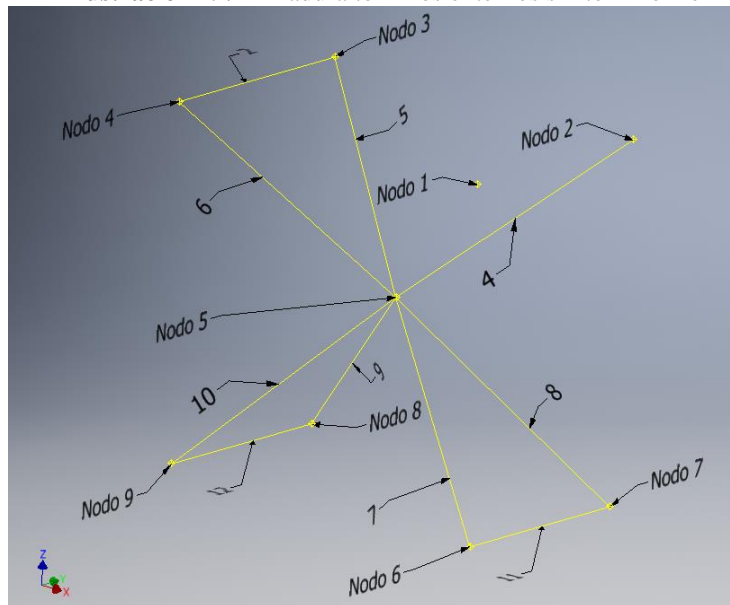
Ilustración 78. Armadura tornillos externos sin tornillo 4 en -X



(elaboración propia)

- En el cuarto modelo (Ilustración 79) se eliminó el tornillo 1 de la cara +X, con esto se eliminó el nodo 1 y los elementos 1 y 3. Se aplicó la carga y se evaluó en el caso de aceleración en X.

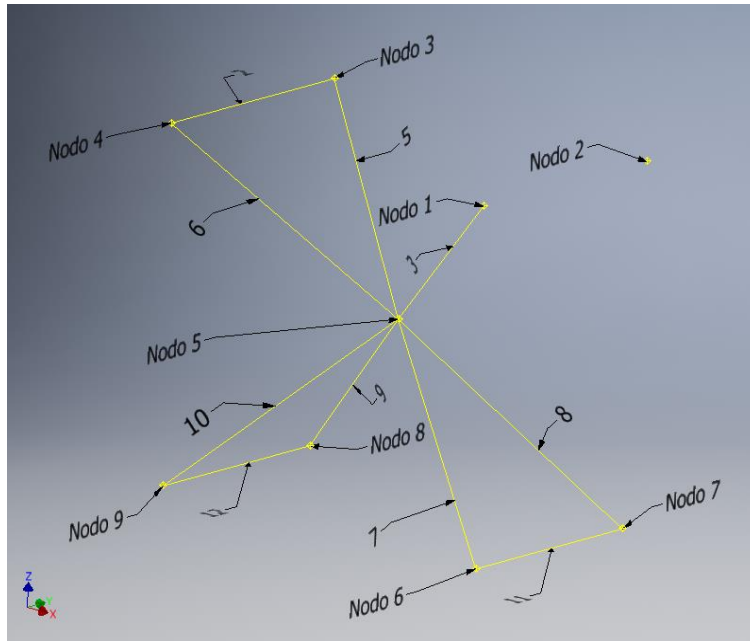
Ilustración 79. Armadura tornillos externos sin tornillo 1 en +X



(elaboración propia)

- En el quinto modelo (Ilustración 80) se eliminó el tornillo 3 de la cara +X, con esto se eliminó el nodo 2 y los elementos 1 y 4. Se aplicó la carga y se evaluó en el caso de aceleración en Y.

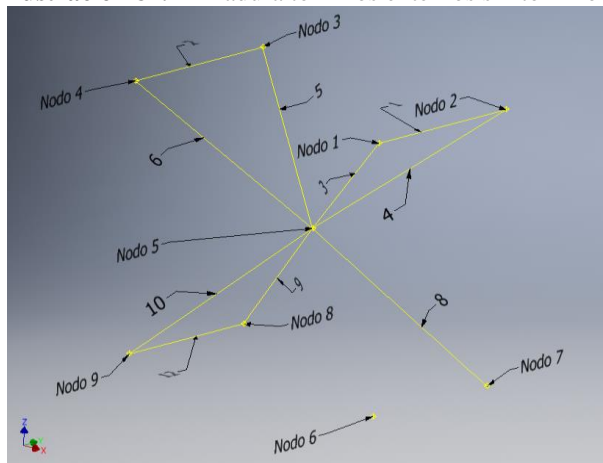
Ilustración 80. Armadura tornillos externos sin tornillo 3 en +X.



(elaboración propia)

- En el sexto modelo (Ilustración 81) se eliminó el tornillo 2 de la cara +X, con esto se eliminó el nodo 6 y los elementos 7 y 11. Se aplicó la carga y se evaluó en el caso de aceleración en Z.

Ilustración 81. Armadura tornillos externos sin tornillo 2 en +X



(elaboración propia)

Posteriormente en el análisis, la designación de nodos y elementos, la aplicación de cargas, la matriz K equivalente y la obtención de esfuerzos se realizó de manera similar a lo realizado en el procedimiento de 4 tornillos por cara.

2. Obtención de esfuerzos

Al contar con las reacciones por nodo se procedió a calcular los esfuerzos. Esto se realizó mediante la ecuación $\sigma = \frac{F}{A}$ donde la fuerza era la reacción obtenida y el área se obtenía de la Tabla 9 y se aplicaba según fuera esfuerzo de tensión o corte.

En la armadura estructural las reacciones en Z provocaron esfuerzos de tensión y las reacciones en X y Y provocaron esfuerzos de corte. En la armadura de tornillos externos las reacciones en X provocaron esfuerzos de tensión y las reacciones en Y y Z provocaron esfuerzos de corte.

3. Cálculo de esfuerzo cortante en pernos

La información relacionada al centro de masa y el centroide de los tornillos es igual a la utilizada en el análisis con 4 tornillos por cara, la cual se encuentra en la Tabla 85.

La información respectiva sobre la distancia entre el centroide del arreglo y cada tornillo, el ángulo del cortante primario y el ángulo del cortante secundario resultante en los tres casos de aceleración es la misma utilizada en el análisis de 4 tornillos por cara. Sin embargo, en este análisis se eliminó la información referente al tornillo faltante, como se observa en las Tablas 90 y 91 (anexos). De igual manera es importante destacar que en las caras $-X$ y $+X$ en la aceleración en X la carga no realiza esfuerzo de corte sino de tensión, por lo que no se tiene un ángulo de acción entre cortante primario y secundario en esos casos. Lo mismo pasa con las caras $-Y$ y $+Y$ en la aceleración en Y y con las caras $-Z$ y $+Z$ en la aceleración en Z.

Al contar con la información necesaria se procedió a encontrar la fuerza cortante primaria y secundaria. La fuerza cortante primaria se encontró dividiendo la carga entre el número de tornillos, el cual en este caso es 3. La fuerza cortante secundaria se encontró mediante la ecuación 18. Esto se realizó para la aceleración en X, Y y Z. Los resultados se encuentran en la Tabla 92 y 94 (anexos).

Luego se encontró la fuerza resultante respectiva en cada uno de los tornillos de los arreglos por cara en cada uno de los tres casos de aceleración. Se realizó mediante la ecuación 19. Los resultados se encuentran tabulados en la Tabla 94 (anexos).

Luego se calculó los esfuerzos por tornillo, utilizando los valores del área para tensión y para corte de la Tabla 5.

4. Cálculo de Esfuerzo de von Mises

El cálculo del esfuerzo de von Mises representa el paso final. En este se utilizó los esfuerzos encontrados mediante el modelo de armaduras, los esfuerzos resultantes de la carga por paneles solares y los esfuerzos de precarga. El análisis se realizó mediante la ecuación 5. En las Ilustraciones 155 - 161 se observa el diagrama de esfuerzo unitario triaxial donde se indican los esfuerzos que están actuando en los grupos de tornillo por cara, en los tres casos de aceleración. Según esto y al análisis previo del tornillo crítico por cara, se calculó los esfuerzos de von Mises y se tabularon en las Tablas 71 a 77

VIII. RESULTADOS

A. CICLOS DE CARGA DE BATERÍAS.

Se monitoreó el voltaje y temperatura de las celdas durante los ciclos de carga y descarga luego de las pruebas térmicas. Durante las pruebas se perdieron los datos de la batería dieciocho debido a un error de comunicación entre el cargador y el registrador de datos. Por esta razón la batería dieciocho fue descartada de los candidatos a componentes de vuelo y se analizaron las diecisiete baterías restantes.

Ilustración 82. Perfil de carga y temperatura de batería 1

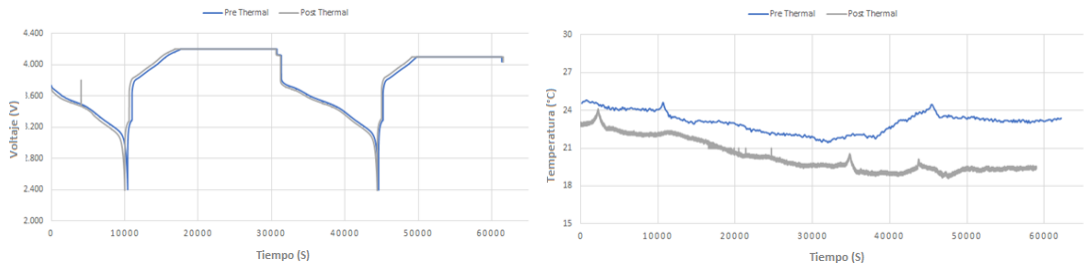


Ilustración 83. Perfil de carga y temperatura de batería 2

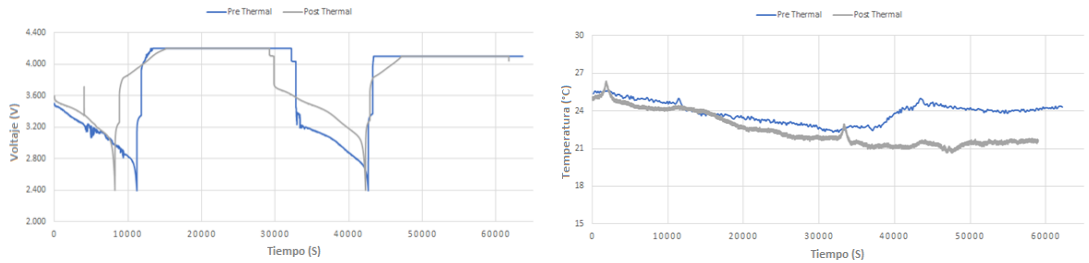


Ilustración 84. Perfil de carga y temperatura de batería 3

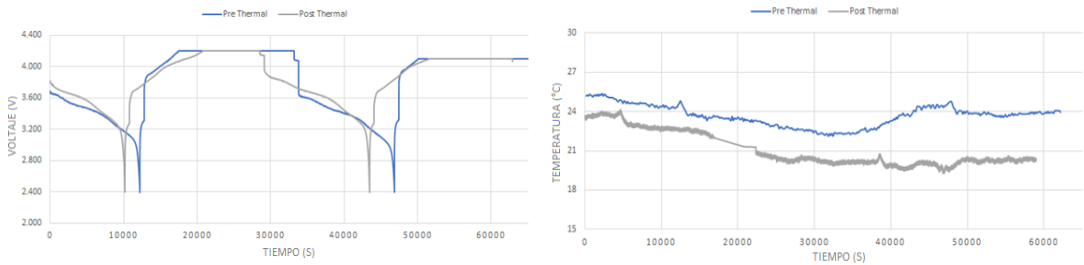


Ilustración 85. Perfil de carga y temperatura de batería 4

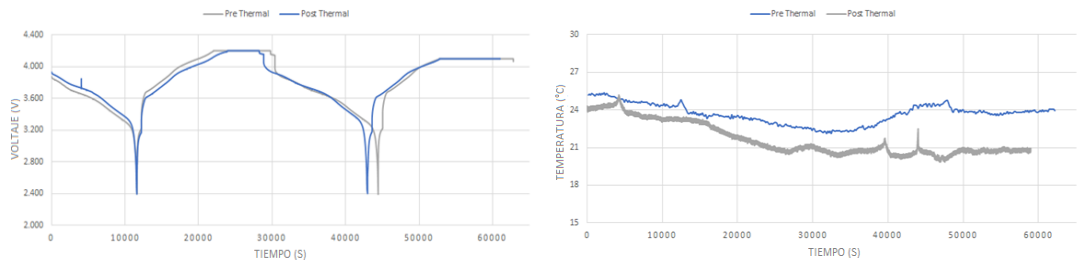


Ilustración 86. Perfil de carga y temperatura de batería 5

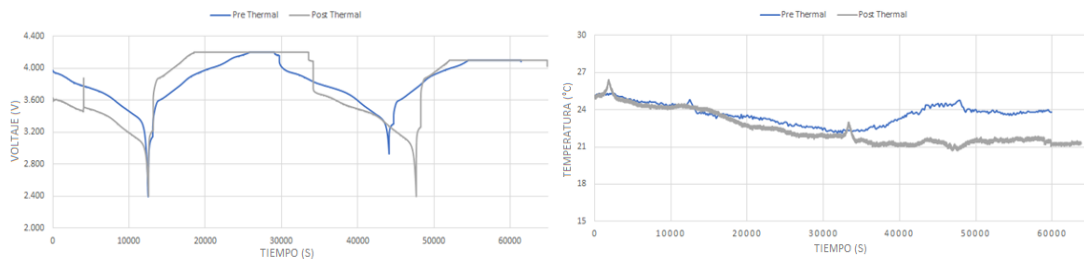


Ilustración 87. Perfil de carga y temperatura de batería 6

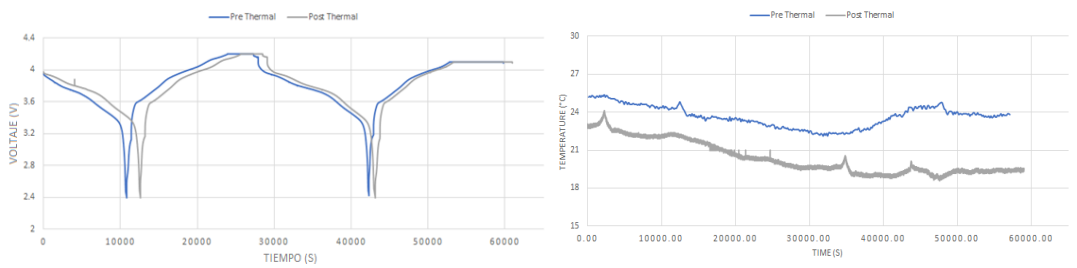


Ilustración 88. Perfil de carga y temperatura de batería 7

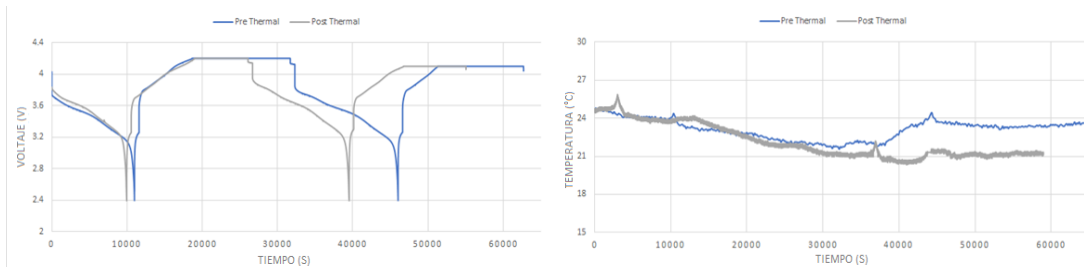


Ilustración 89. Perfil de carga y temperatura de batería 8

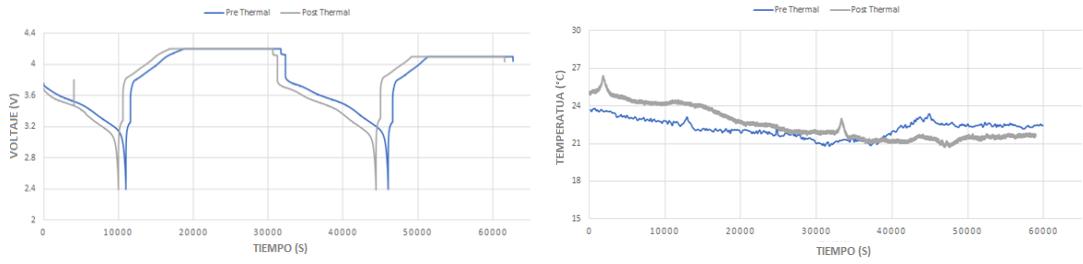


Ilustración 90. Perfil de carga y temperatura de batería 9

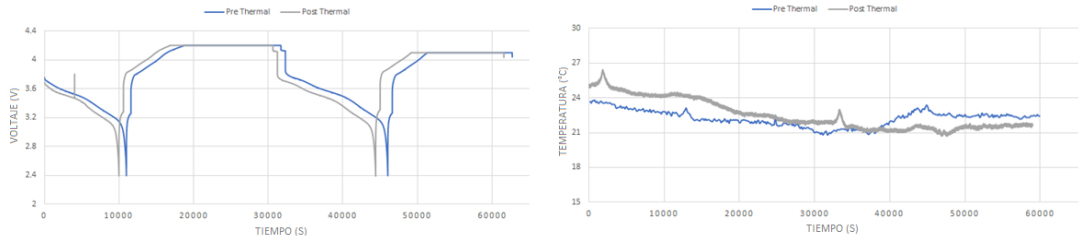


Ilustración 91. Perfil de carga y temperatura de batería 10

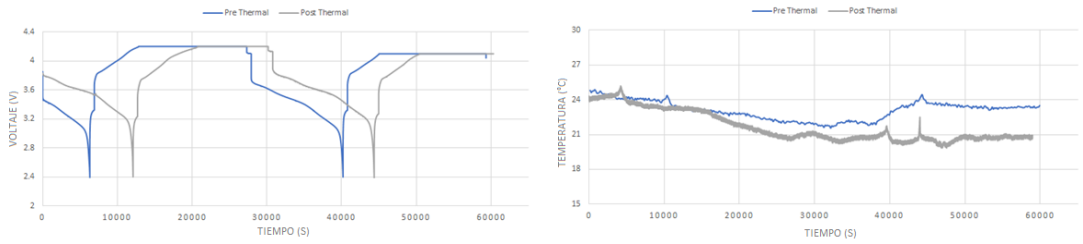


Ilustración 92. Perfil de carga y temperatura de batería 11

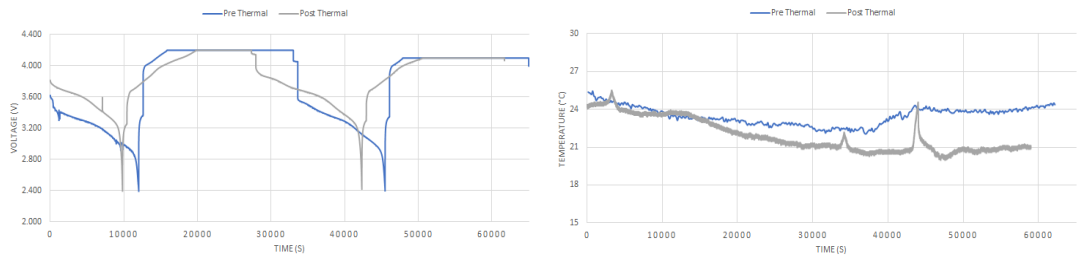


Ilustración 93. Perfil de carga y temperatura de batería 12

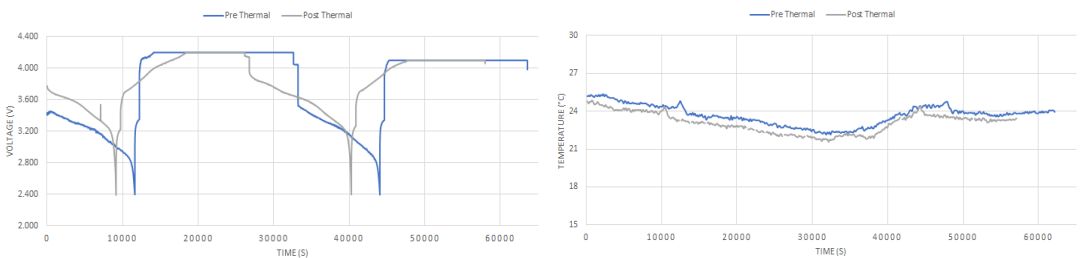


Ilustración 94. Perfil de carga y temperatura de batería 13

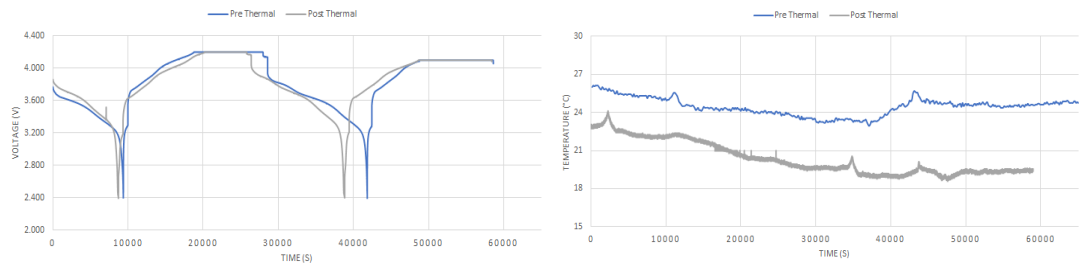


Ilustración 95. Perfil de carga y temperatura de batería 14

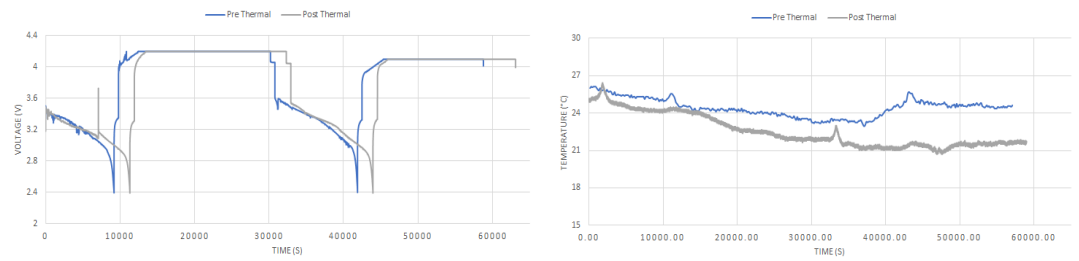


Ilustración 96. Perfil de carga y temperatura de batería 15

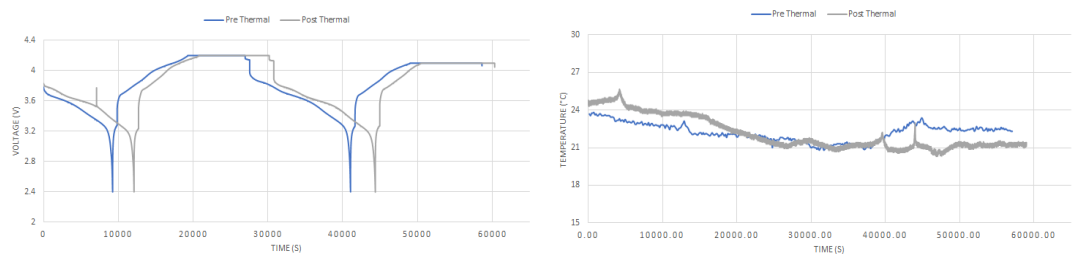


Ilustración 97. Perfil de carga y temperatura de batería 16

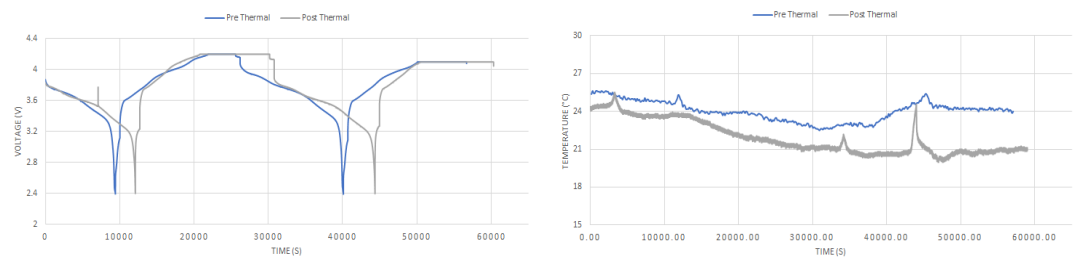
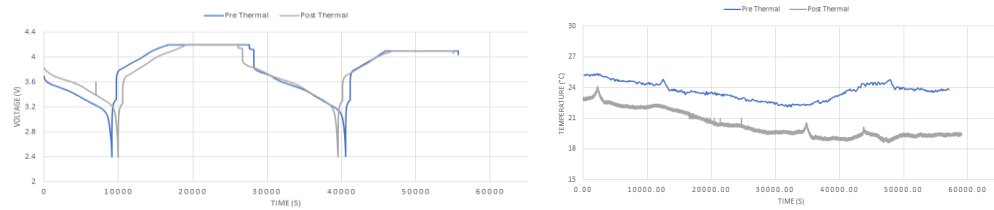


Ilustración 98. Perfil de carga y temperatura de batería 17

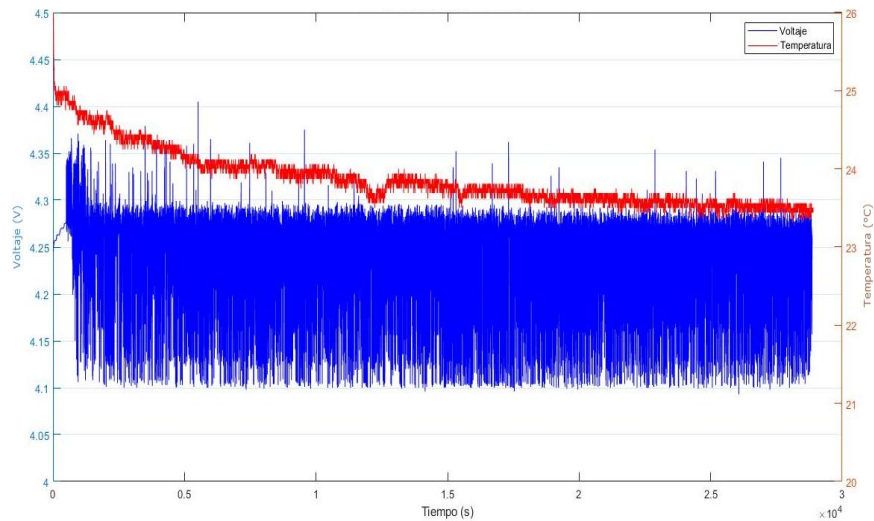


B. PRUEBAS DE EVALUACIÓN DE SEGURIDAD DE BATERÍAS.

CONFIRMACIÓN DE PROTECCIÓN DE SOBRECARGA

Para la prueba de sobrecarga, las baterías se elevaron hasta un voltaje inducido de 4.5V para inducir un voltaje superior a la tensión necesaria para hacer actuar el circuito. El voltaje de corte fue de 4.28 V. Como se ve en la Ilustración 99, el voltaje en la pila a veces supera el voltaje de corte del circuito de protección. Esto se debe a un retraso en el tiempo de reacción del circuito de protección contra sobrecarga de la batería, ya que este actúa en un tiempo aproximado de 1200ms. El voltaje de reconexión de la batería es menor a 4.18 V.

Ilustración 99. Perfil de carga para confirmación de protección de sobrecarga



CORTOCIRCUITO DE CELDA

En cuanto a la Ilustración 100, la temperatura de las baterías no tuvo un aumento significativo durante la prueba de cortocircuito externo. En este gráfico, el corto externo comenzó a los cero segundos. El sensor midió durante una hora el comportamiento de la batería. El OCV de la batería después del cortocircuito externo se midió como 4.036V. El fabricante explica que un OCV superior a 3,6 V después de un cortocircuito externo significa que la protección de las baterías estaba activa (ver anexo de hoja técnica de baterías). Esto se debe a que después de 1 hora de estar expuesto a un cortocircuito externo, la batería se habría agotado por completo si la protección no hubiera cortado el voltaje, dejándolo en su voltaje mínimo de 3.2 V. Debido al retraso en el

tiempo de reacción de la protección, el voltaje disminuirá a no menos de 3.6 V desde su valor nominal de 3.7 V.

Ilustración 100. Curva de temperatura para confirmación de protección para cortocircuito externo

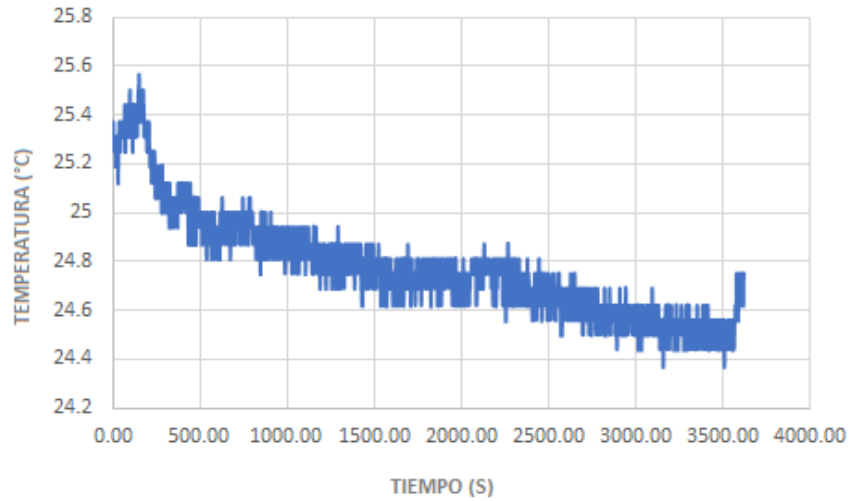
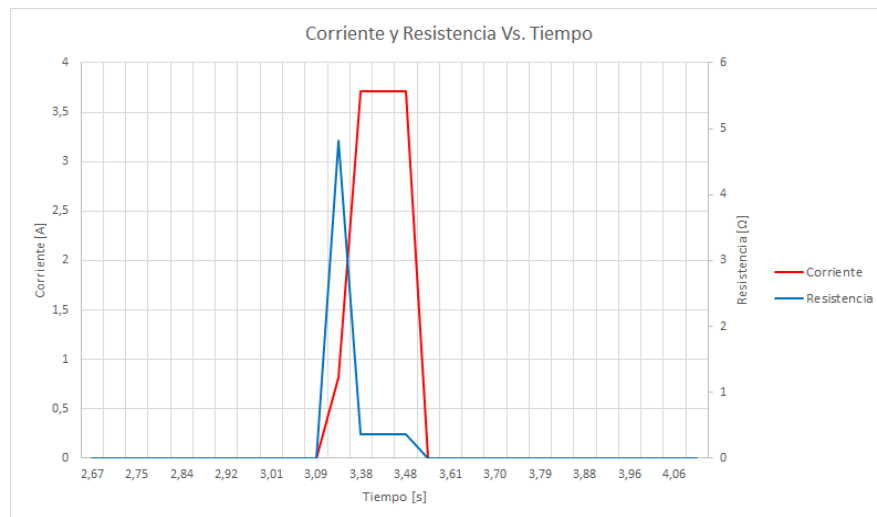


Ilustración 101. Curva de resistencia y corriente durante la prueba de cortocircuito de la celda.

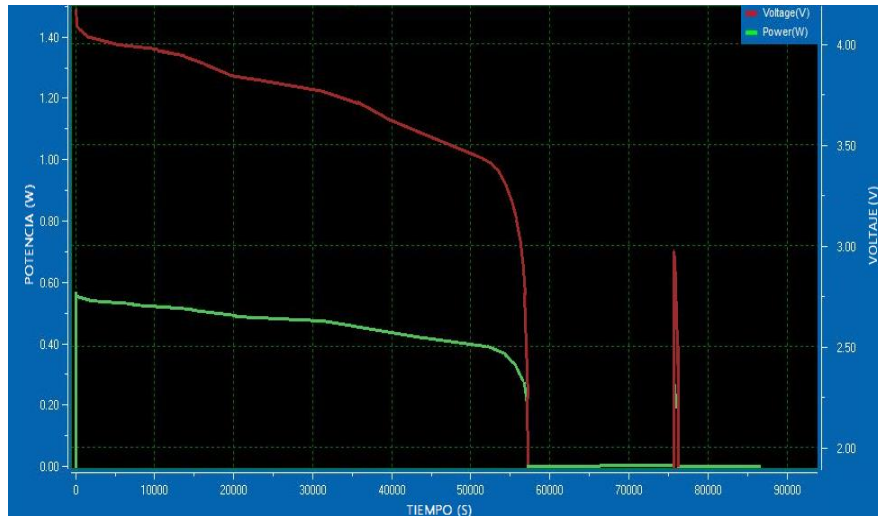


La Ilustración 101 muestra cómo se corta la corriente una vez que se activa la protección integrada de la batería. Para esta prueba se utilizó una carga electrónica con una resistencia de 0.1 ohmios. Sin embargo, como se puede ver en la Ilustración, la protección integrada se activó antes de alcanzar el valor de resistencia fijado. La prueba de corto externo comenzó a los 3.34 segundos y terminó a los 3.48 segundos, cuando se cortó la corriente. Se usó una carga electrónica para inducir los valores de resistencia, que aumentan y disminuyen automáticamente hasta que el corto externo ocurre a alrededor de 0.25 ohmios.

DESCARGA EXCESIVA DE CELDAS

Para esta prueba, se exigió una corriente de la batería durante 24 horas utilizando una resistencia constante de 30 ohmios. Como muestra la Ilustración, la protección integrada redujo la corriente cuando el voltaje alcanzó 3.05 voltios a los 57,200 segundos. Se utilizó una carga electrónica para poder obtener los datos de potencia entregada por las baterías y el voltaje de estas durante la prueba.

Ilustración 102. Curva de corriente y resistencia durante el cortocircuito externo de la celda.



C. ESCENARIOS ESPERADOS DURANTE EL VUELO

Hay tres escenarios esperados durante el vuelo que serán estimados. Cada escenario considera posibles situaciones dependiendo del estado de carga de la batería y la fase de la misión. El CubeSat se entregará a JAXA con un 100% de estado de carga de las baterías. Calculando una tasa de descarga promedio del 13% cada 120 días, el estado final de carga antes del lanzamiento sería aproximadamente del 74% después de 250 días de almacenamiento.

Sin embargo, se realizaron pruebas experimentales de la capacidad de las baterías para mantener su estado de carga y así validar la tasa de auto descarga. Los resultados de esta prueba muestran que la tasa de auto descarga es insignificante en una batería almacenada durante cinco meses con un 60% de estado de carga y expuesta a temperatura y humedad relativa del ambiente. Sin embargo, Para considerar el peor de los casos después del lanzamiento, se utilizó un estado de carga inicial del 47%, que simula un 60% de estado de carga cuando se entrega a JAXA y un almacenamiento de 120 días, lo que resulta en una auto descarga del 13%.

El consumo de energía de estos escenarios se calculó utilizando una hoja de cálculo dinámica de Excel. Todos los escenarios diferentes se crearon activando y desactivando cada subsistema utilizado en una fase específica de la misión. Se agregó el consumo de energía de cada módulo involucrado. Es importante señalar

que, aunque el presupuesto de energía especifica el consumo de energía por cada segundo, algunos componentes operan en intervalos de tiempo menores. Por esta razón, se utilizó un consumo promedio durante un segundo, dando como resultado un consumo equivalente al real.

PRIMER ESCENARIO, EL MECANISMO DE DESPLIEGUE DE LA ANTENA ESTÁ ACTIVO (DESPUÉS DEL LANZAMIENTO)

Este presupuesto de potencia representa el consumo de energía en una órbita con las siguientes consideraciones: el mecanismo de despliegue de la antena se activa 30 minutos después del lanzamiento, solo se consideró un ciclo de despliegue de la antena. COMMS estará en modo de recepción (RX) Y ADCS estará activo. El módulo de carga útil estará inactivo durante esta fase.

Tabla 28. Subsistemas activos durante el primer escenario.

ADCS	CARGA ÚTIL	ADM	EPS	COMMS	OBC
Encendido	Apagado	Encendido	Encendido	RX	Encendido

Ilustración 103. Consumo de energía ADM durante el primer escenario

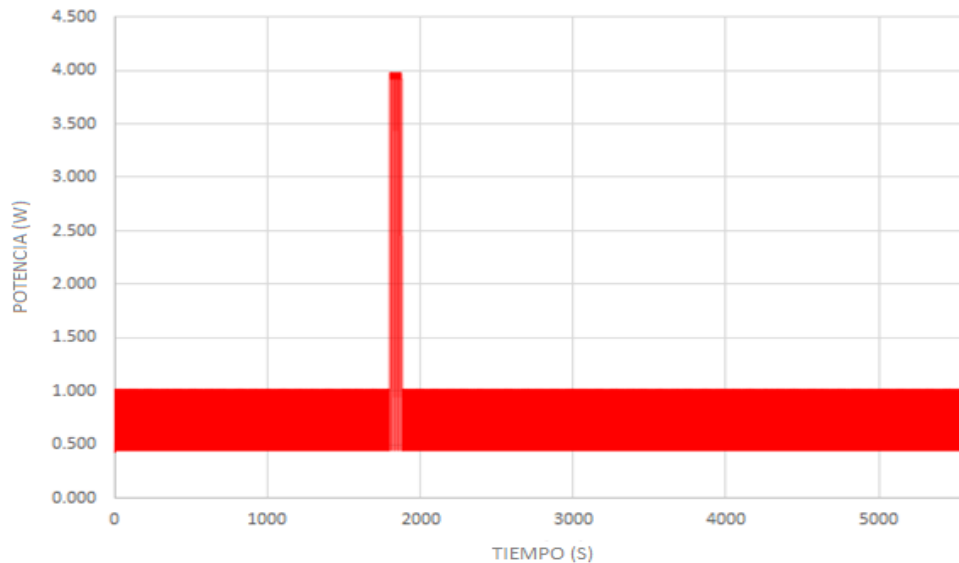


Ilustración 104. Consumo de una órbita durante el primer escenario

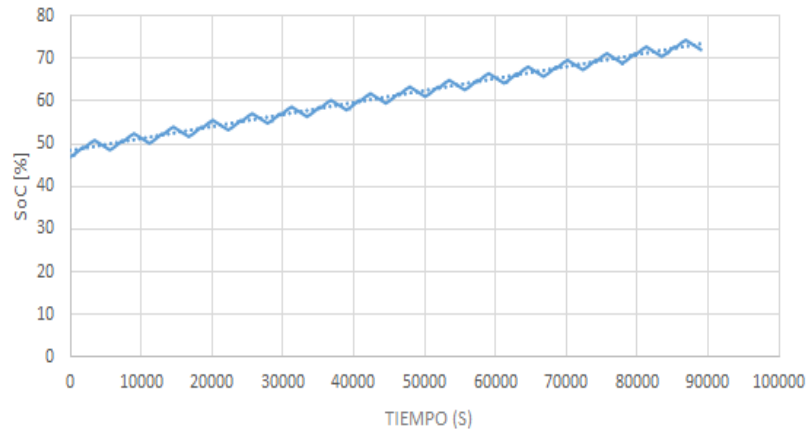


Tabla 29. Consumo de energía eléctrica durante el primer escenario

Ítem	Promedio	Máximo
Generación de energía (mAh)	311,7	-
Consumo de potencia (W)	0,595	3.978
Consumo total de energía (mAh)	249,5	-

El total de energía consumida en esta órbita es de 249.5 mAh. Debido a que el voltaje de la batería es de 3.7V y están conectadas en paralelo, se espera que el voltaje promedio de carga y descarga sea de 3.7V. Como se suponía un 47% de estado de carga inicial después del lanzamiento, hay una cantidad de energía disponible de 1880 mAh al comienzo de la misión. Después de una órbita, se obtuvo un consumo de energía de 249.4 mAh y una generación de 311.7 mAh. Esto da como resultado una tasa de carga positiva en cada órbita de aproximadamente 1.566%. Después de un día (16 órbitas), se calculó un cambio positivo aproximado del 25.07%, como se ve en la Ilustración 104.

SEGUNDO ESCENARIO, DESPUÉS DEL LANZAMIENTO Y ESTABILIZACIÓN

Este presupuesto de potencia representa el consumo de energía en una órbita después del lanzamiento y estabilización del satélite. El estado de carga inicial de las baterías es del 47%, debido a la tasa de auto descarga del 13% durante el almacenamiento de 120 días antes del lanzamiento. La carga útil no estará activa durante esta órbita. Una vez que las antenas se han desplegado, ADCS estará completamente activo, el mecanismo de antena de despliegue no estará activo y COMMS estará transmitiendo una señal constantemente cada 10 segundos.

Tabla 30. Subsistemas activos durante el segundo escenario.

ADCS	CARGA ÚTIL	ADM	EPS	COMMS	OBC
Encendido	Apagado	Apagado	Encendido	TX-RX	Encendido

Ilustración 105. Consumo de energía en una órbita durante el segundo escenario

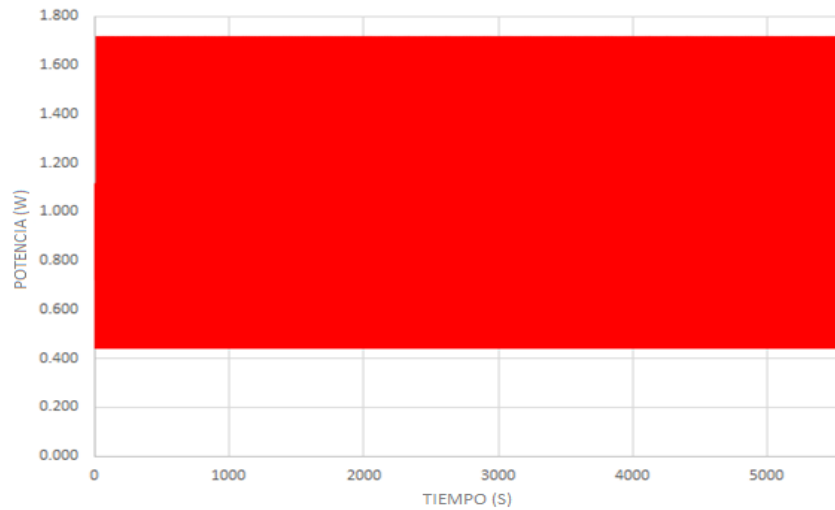
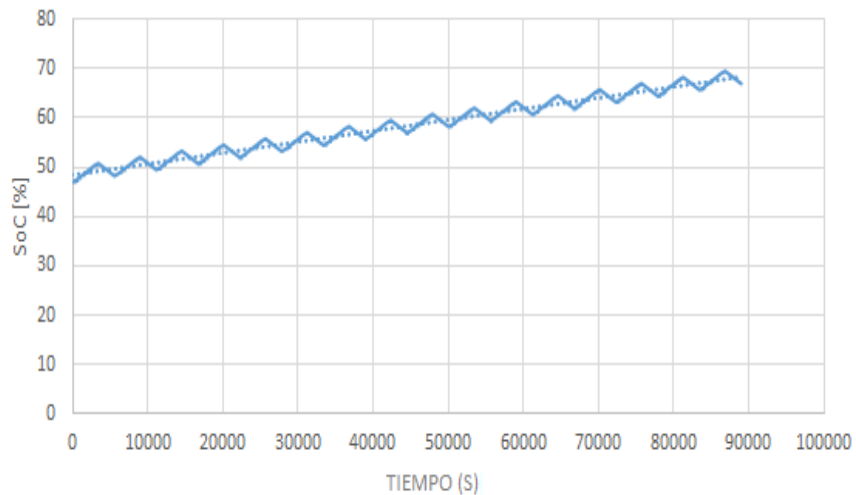


Ilustración 106. Consumo de una órbita durante el primer escenario



El total de la energía consumida en esta órbita es 262.3 mAh. Debido a que el voltaje de las baterías es de 3.7V y están conectadas en paralelo, se espera que el voltaje de descarga de carga sea de 3.7V. Como se supuso un 47% de estado de carga inicial, hay una energía disponible de 1880 mAh al comienzo de la misión. Después de una órbita, se obtuvo un consumo de energía de 262 mAh y una generación de 311.7 mAh. Esto da

como resultado una tasa de carga positiva en cada órbita. Después de un día (16 órbitas), se calculó un cambio positivo aproximado del 19%, como se ve en la Ilustración 106.

Tabla 31. Consumo de energía eléctrica durante el segundo escenario

Ítem	Promedio	Máximo
Generación de energía (mAh)	311,7	
Consumo de energía (W)	0.627	1.708
Consumo total de energía (mAh)	262,3	

TERCER ESCENARIO, CARGA ÚTIL SE ENCUENTRA ACTIVA

Este presupuesto de energía representa el consumo de energía en una órbita con las siguientes consideraciones: La carga útil solo estará activa en caso de que el estado de carga sea superior al 65%. Una vez que el estado de carga alcance el 65%, la carga útil se activa una vez cada 10 minutos.

Ilustración 107. Consumo de energía de los sistemas durante el tercer escenario

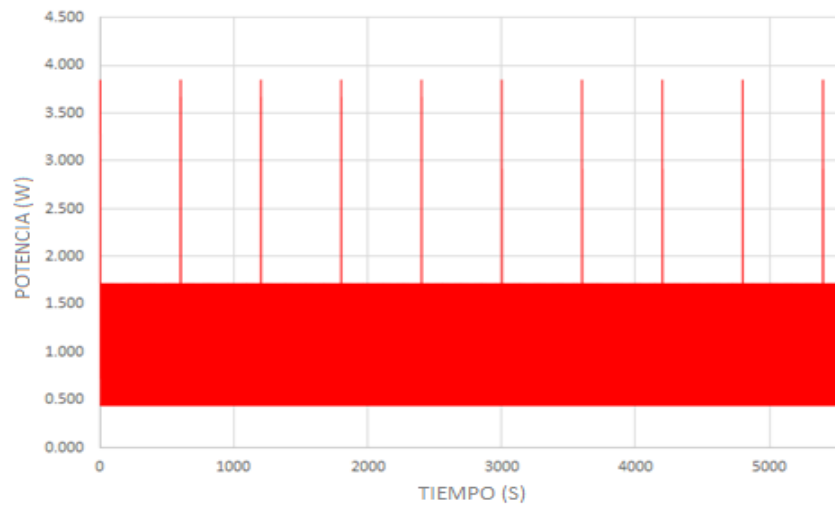


Ilustración 108. Consumo de energía durante el tercer escenario

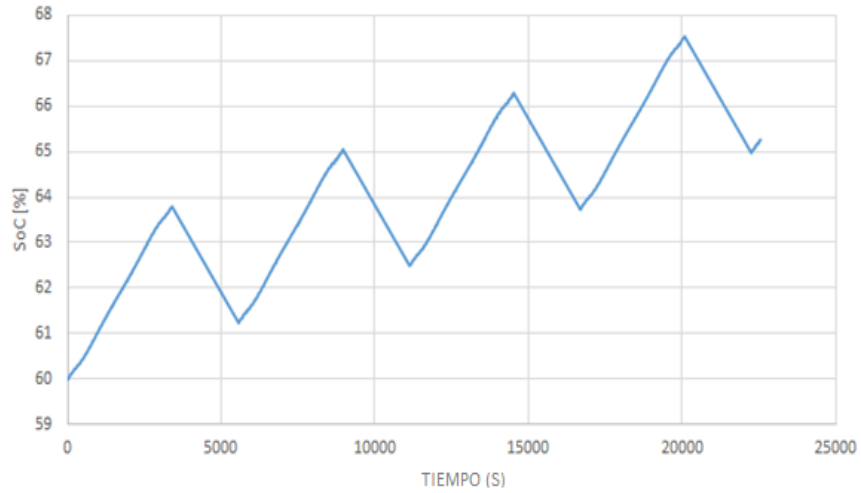


Tabla 32. Consumo de energía eléctrica durante el tercer escenario

Ítem	Promedio	Máximo
Generación de energía (mAh)	311,7	-
Consumo de energía (W)	0.613	3.843
Consumo total de energía (mAh)	263,9	-

El total de energía consumida en esta órbita es 263.9 mAh. En este escenario, se suponía un 60% de estado de carga inicial después del lanzamiento, para poder observar la variación del consumo cuando se activa la carga útil. Como se ve en la Ilustración, la variación en la curva de carga no es significativa una vez que se activa la carga útil. En comparación con los escenarios anteriores, no hay una diferencia significativa en el consumo total de energía. Hay una energía disponible de 2400 mAh al comienzo de la misión. Después de una órbita, se obtuvo un consumo de energía de 263.4 mAh y una generación de 311.7 mAh. Estos datos demuestran que incluso con un uso continuo de la carga útil, todavía hay suficiente generación de energía para cargar las baterías.

D. PRUEBAS DE VIBRACIÓN

En las Ilustraciones 109, 110 y 111 se observa el sistema utilizado para realizar la prueba de vibración. Se puede observar el CubeSat dentro del banco de prueba, con todos los acelerómetros utilizados para obtener información respecto a la prueba de vibración.

Ilustración 109. Posición de acelerómetros para la prueba en el eje X.

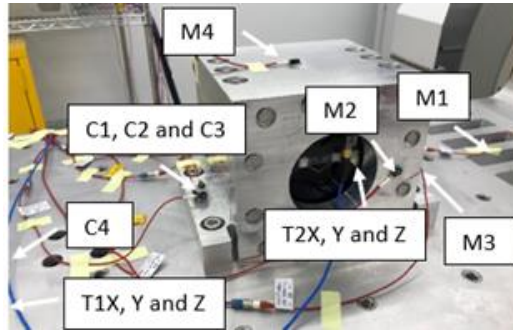


Ilustración 110. Posición de acelerómetros para la prueba en el eje Y.

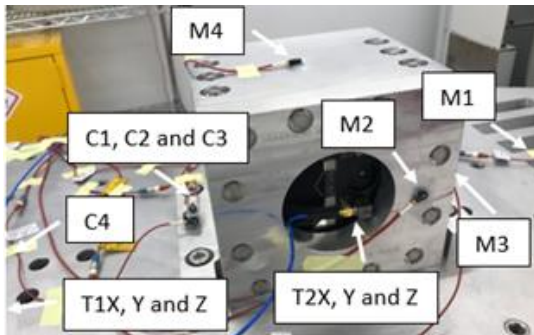
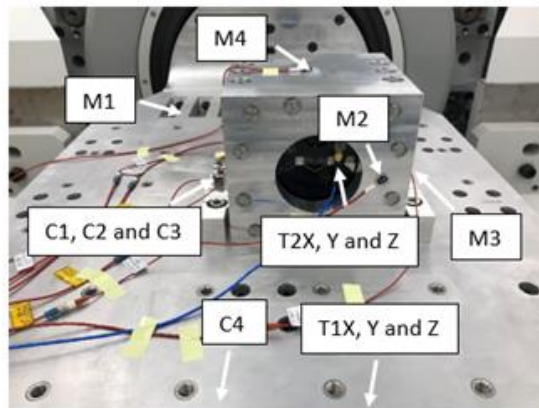


Ilustración 111. Posición de acelerómetros para la prueba en el eje Z.



A continuación, se presentan los puntos de medición de cada acelerómetro, así como su código y anotación en las Ilustraciones. Se colocaron acelerómetros en varios puntos del banco de prueba, en la mesa de vibración y en el CubeSat para obtener una mayor cantidad de información.

Tabla 33. Puntos de medición de aceleración

Punto de medición	Eje de medición	Sensor de aceleración	Código	Anotación en Ilustraciones
Control (Banco de prueba)	Cada uno	Endevco 2222C	000-4	C1
	Cada uno	Endevco 2222C	002-1	C2
	Cada uno	Endevco 2222C	002-2	C3
Control (mesa de vibración)	Cada uno	Endevco 2222C	002-3	C4
Referencia (mesa de vibración)	Cada uno	Endevco 2222C	002-4	M1
Referencia (banco de prueba)	Cada uno	Endevco 2222C	000-1	M2
	Cada uno	Endevco 2222C	000-2	M3
	Cada uno	Endevco 2222C	000-3	M4
Referencia (mesa de vibración)	X	PCB 356A33	004-1	T1X
	Y	PCB 356A33	004-2	T1Y
	Z	PCB 356A33	004-3	T1Z
CubeSat (Cara -Z)	X	PCB 356A33	004-4	T2X
	Y	PCB 356A33	004-5	T2Y
	Z	PCB 356A33	004-6	T2Z

Vibración en el eje X.

Ilustración 112. Configuración prueba de vibración en el eje X

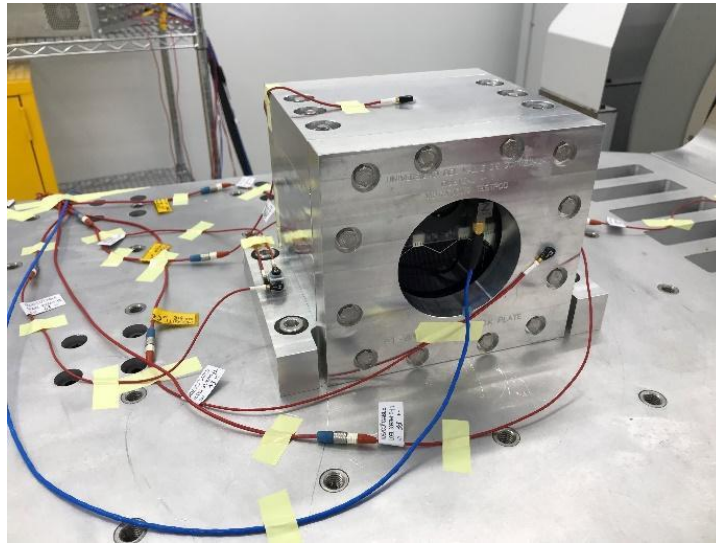
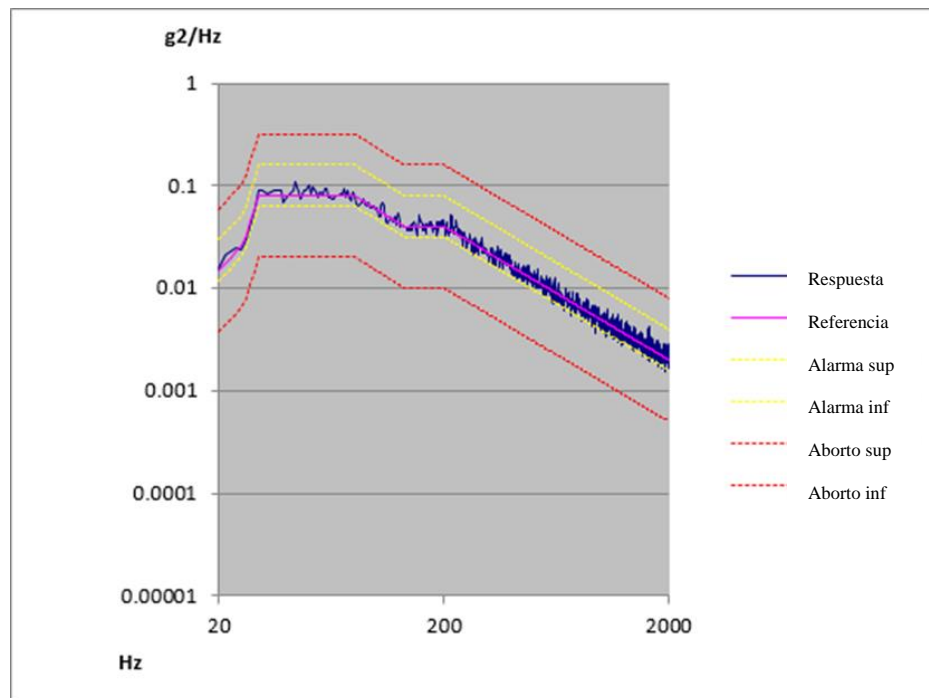
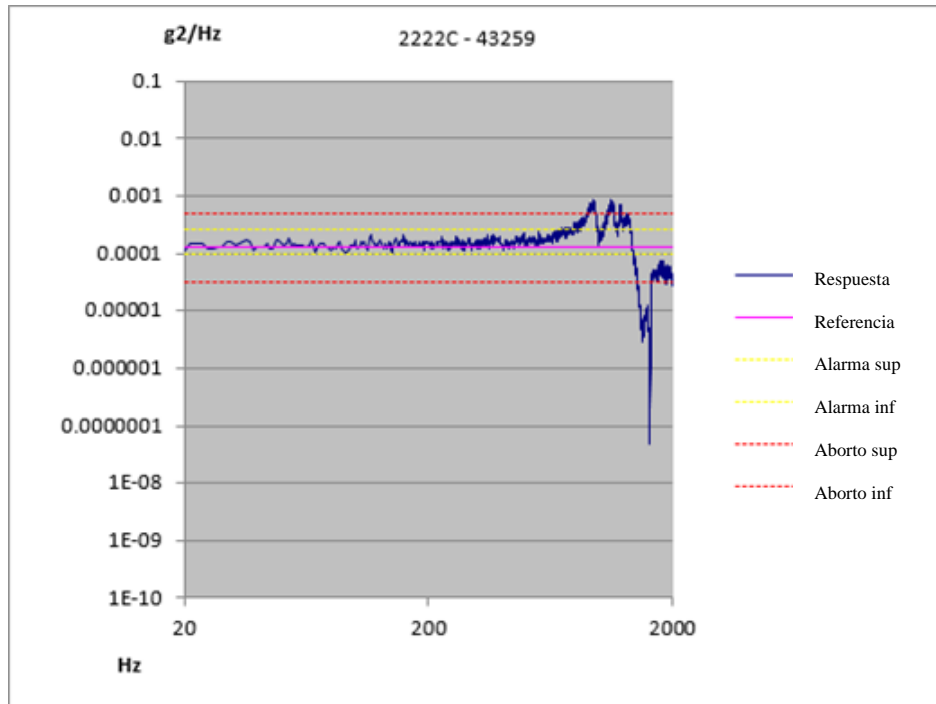


Ilustración 113. Control para prueba de vibración en el eje X



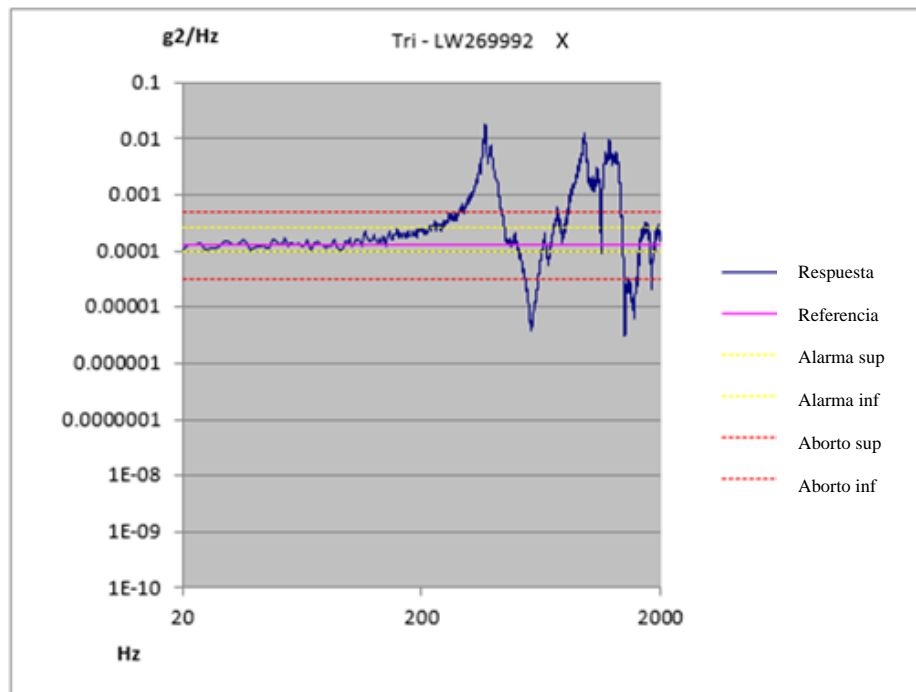
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 114. Prueba de vibración en el eje X para el banco de prueba



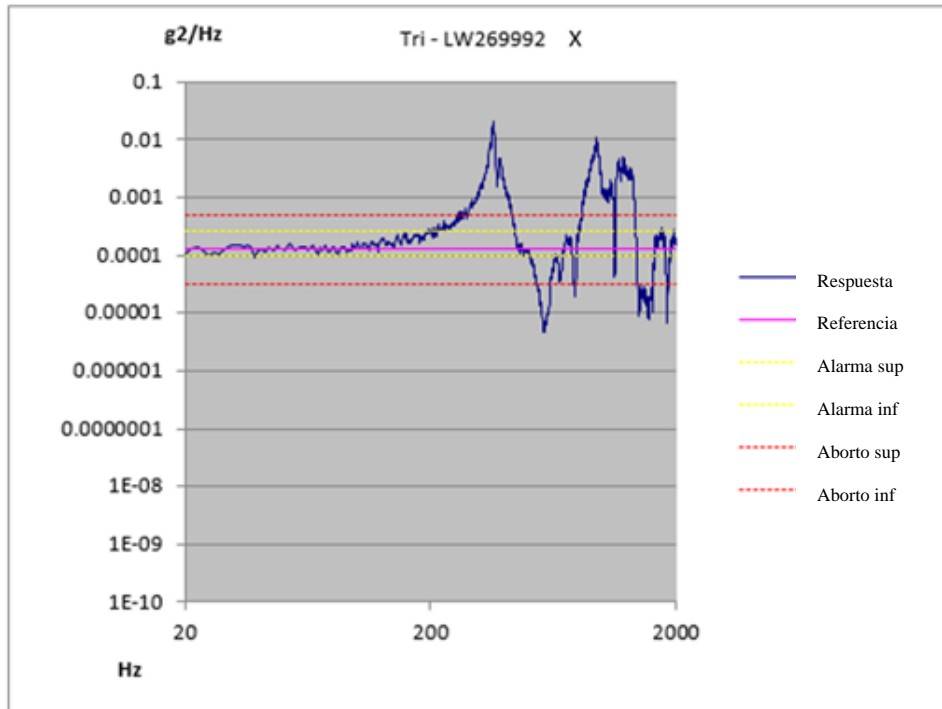
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 115. Prueba de vibración modal en el eje X antes de vibración aleatoria



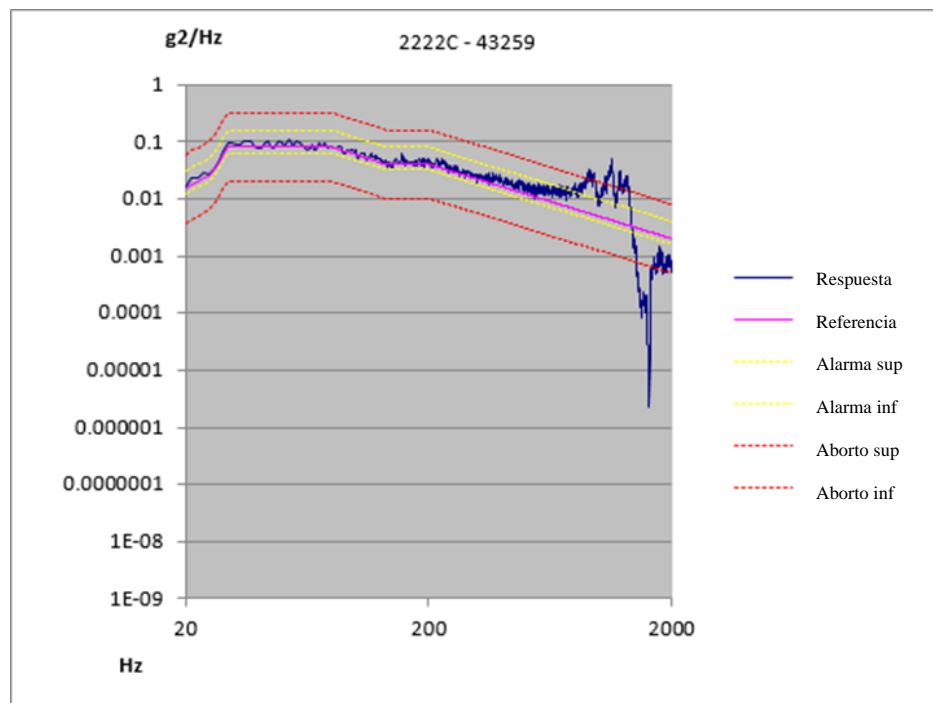
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 116. Prueba de vibración modal en el eje X después de vibración aleatoria



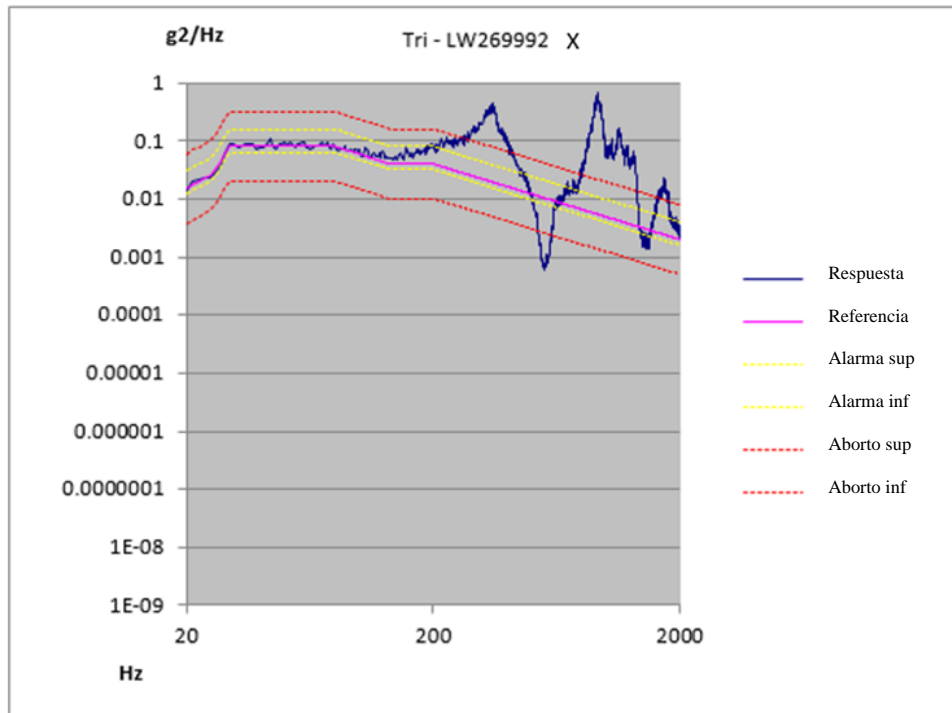
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 117. Prueba de vibración aleatoria en el eje X para el banco de prueba



(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 118. Prueba de vibración aleatoria para el CubeSat



(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Vibración en el eje Y

Ilustración 119. Configuración prueba de vibración en el eje Y.

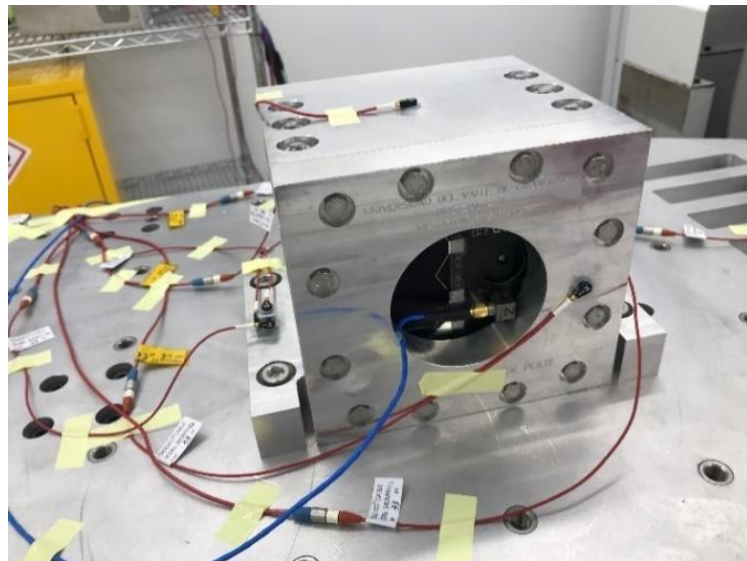
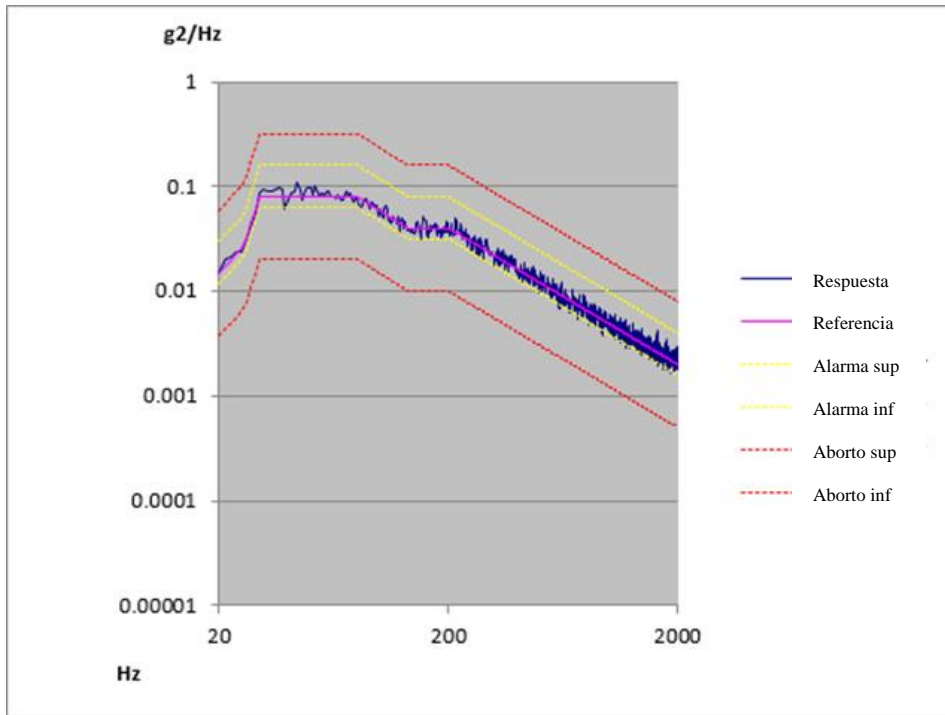
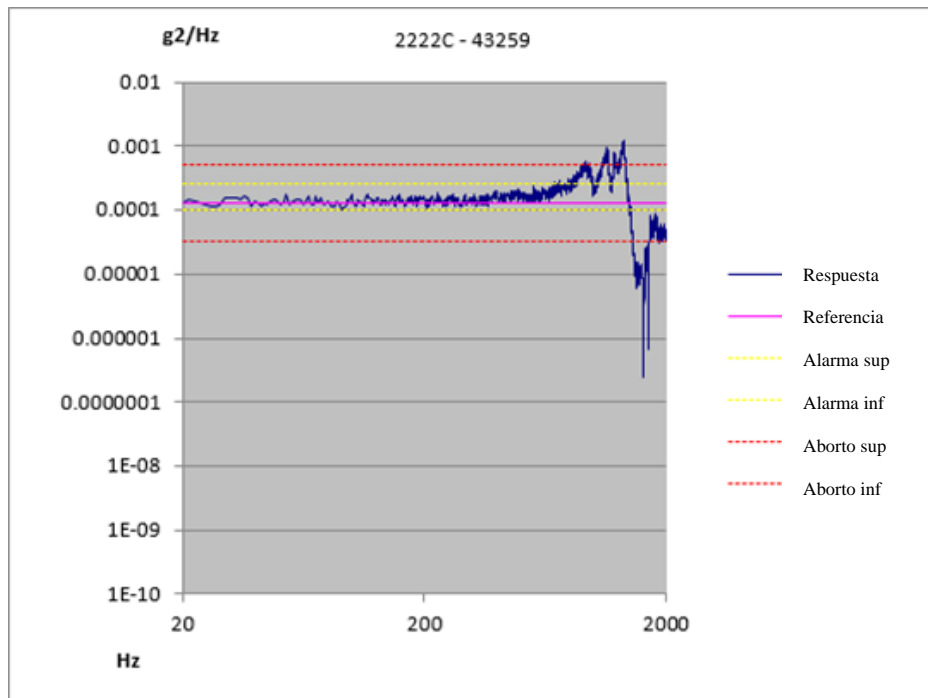


Ilustración 120. Control para prueba de vibración en el eje Y



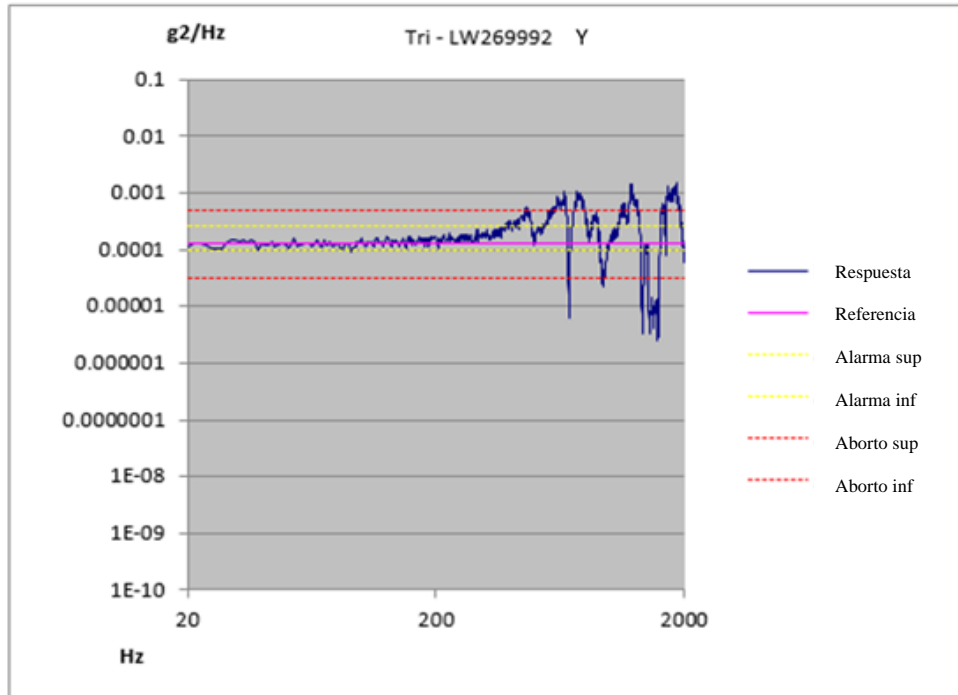
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 121. Respuesta del banco de prueba



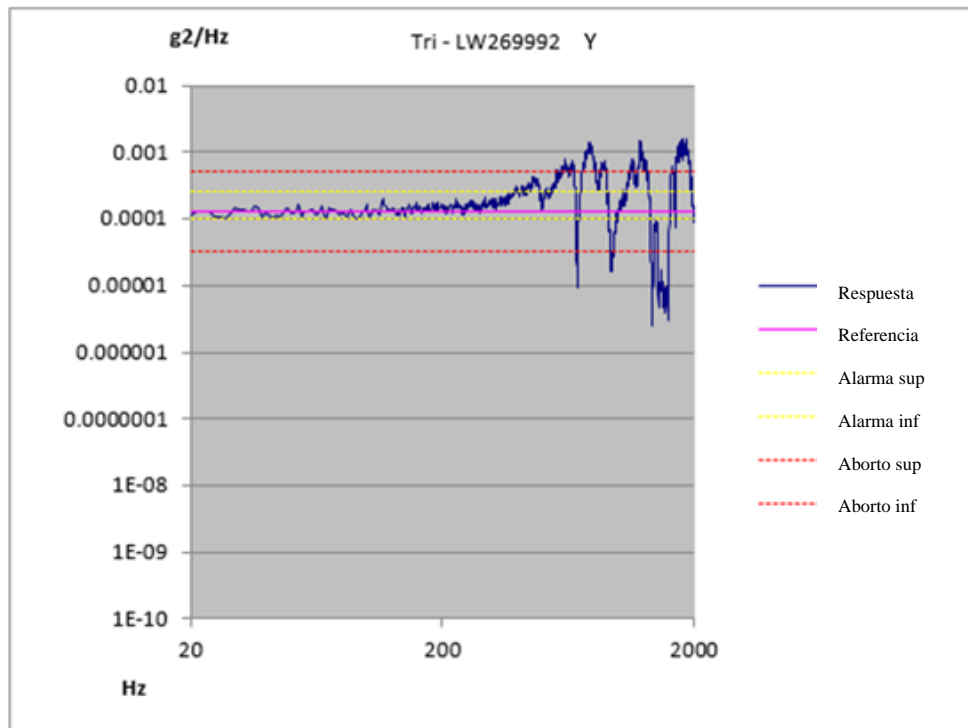
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 122. Prueba de vibración modal en el eje Y antes de vibración aleatoria



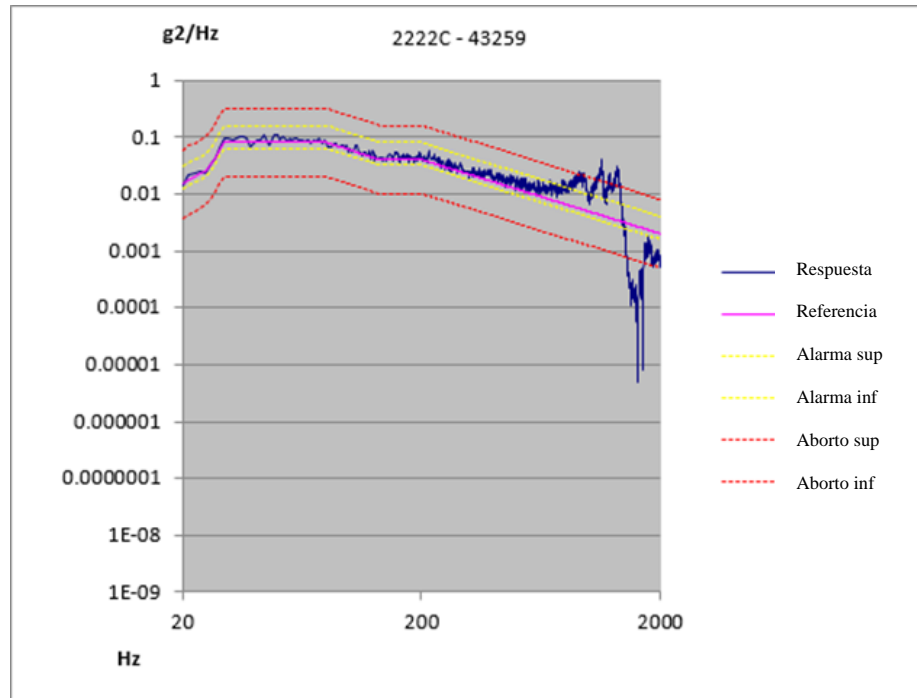
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 123. Prueba de vibración modal en el eje Y después de vibración aleatoria



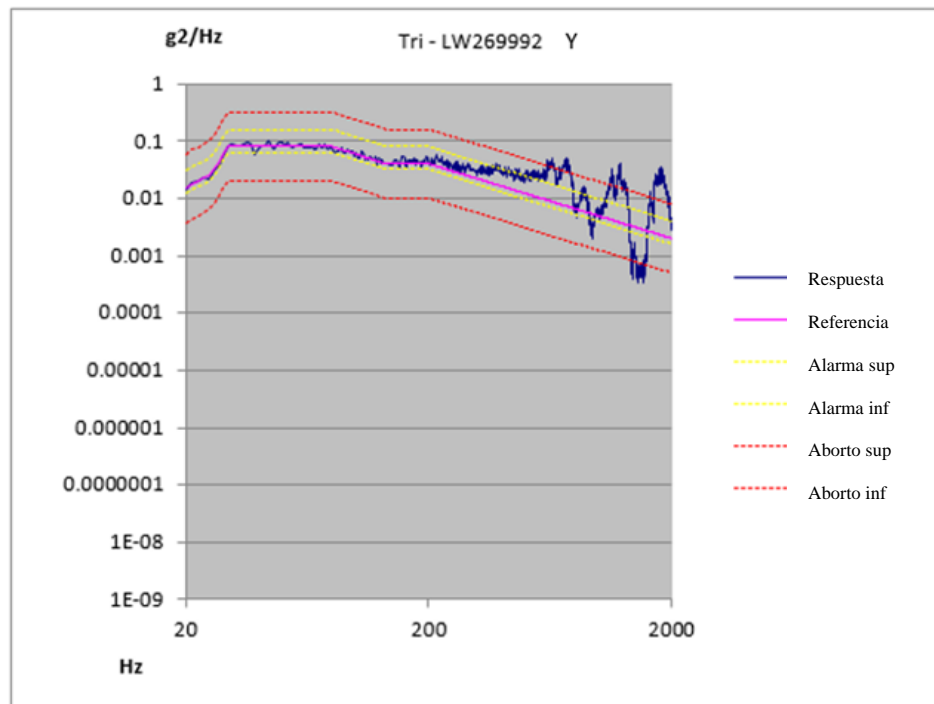
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 124. Prueba de vibración aleatoria en el eje Y solo para el banco de prueba



(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 125. Prueba de vibración aleatoria en el eje Y para el CubeSat



(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Vibración en el eje Z

Ilustración 126. Configuración prueba de vibración en el eje Z.

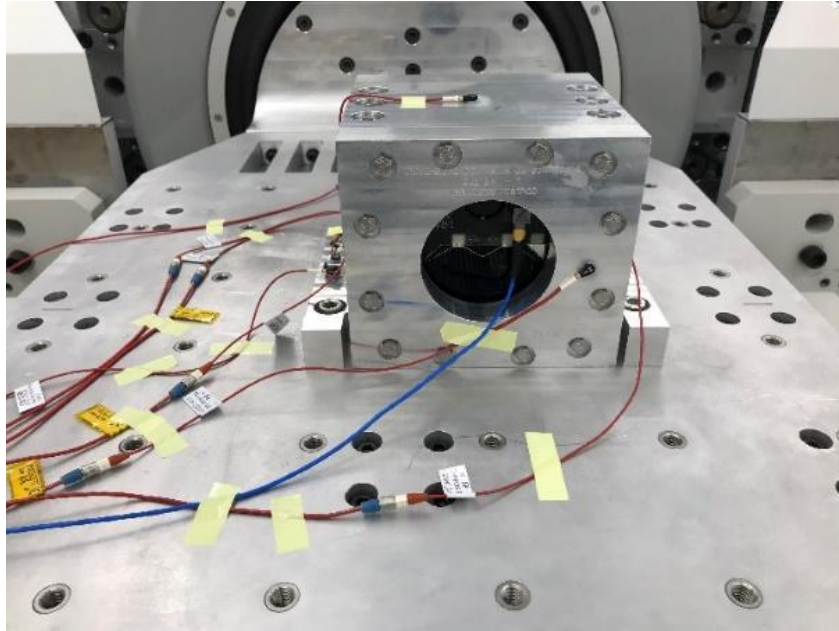
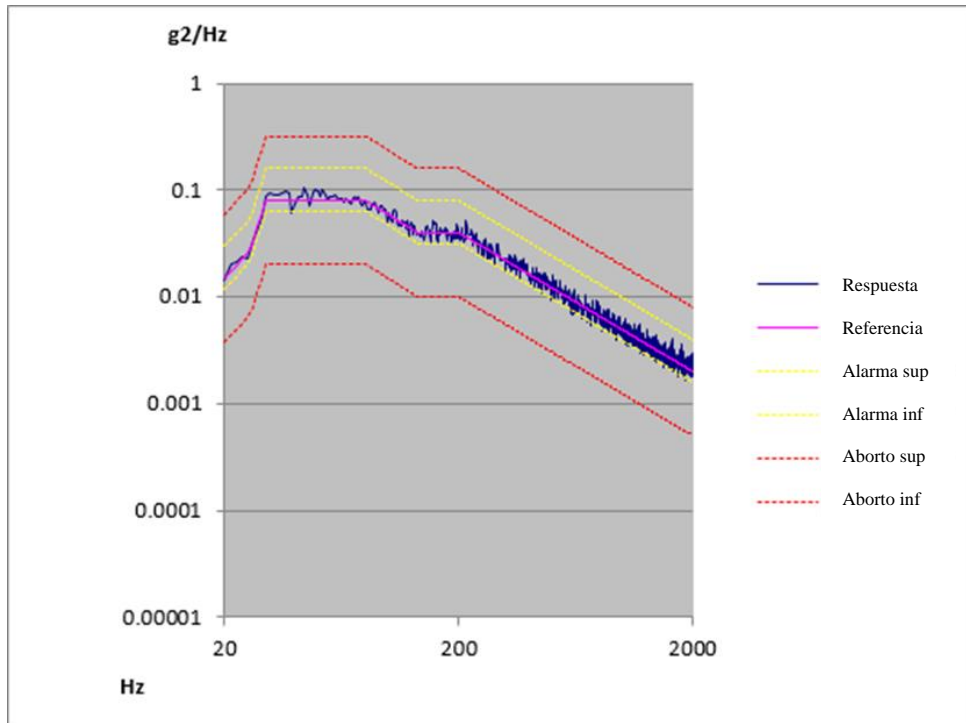
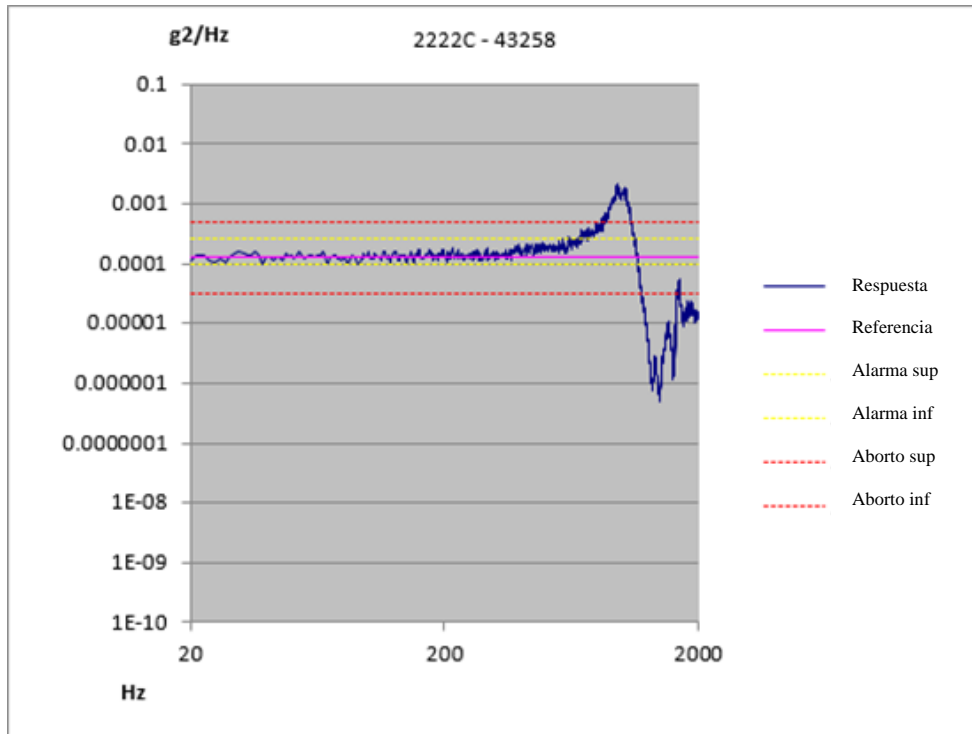


Ilustración 127. Control para prueba de vibración en Z



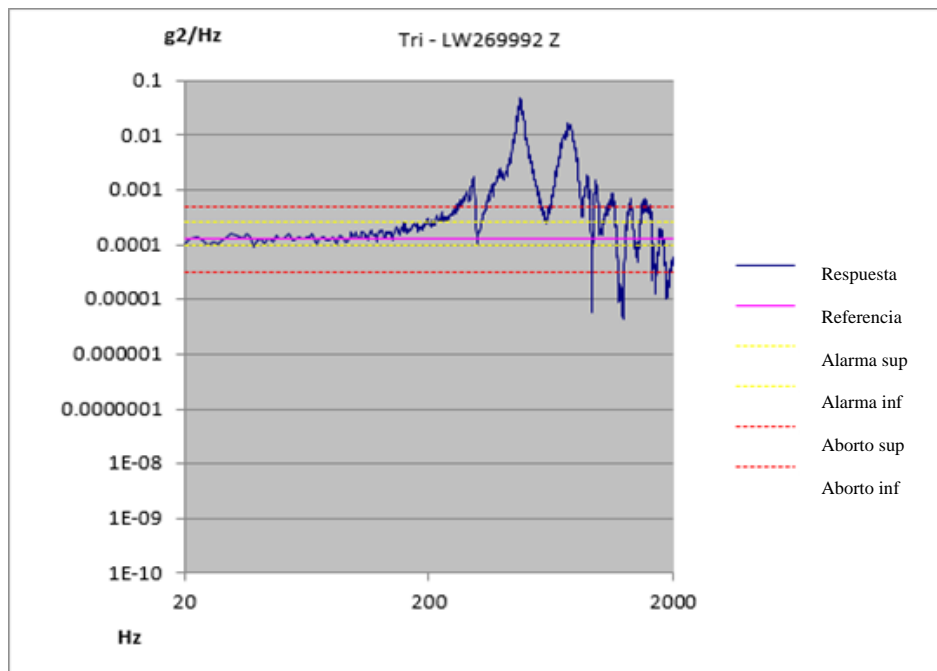
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 128. Respuesta del banco de prueba



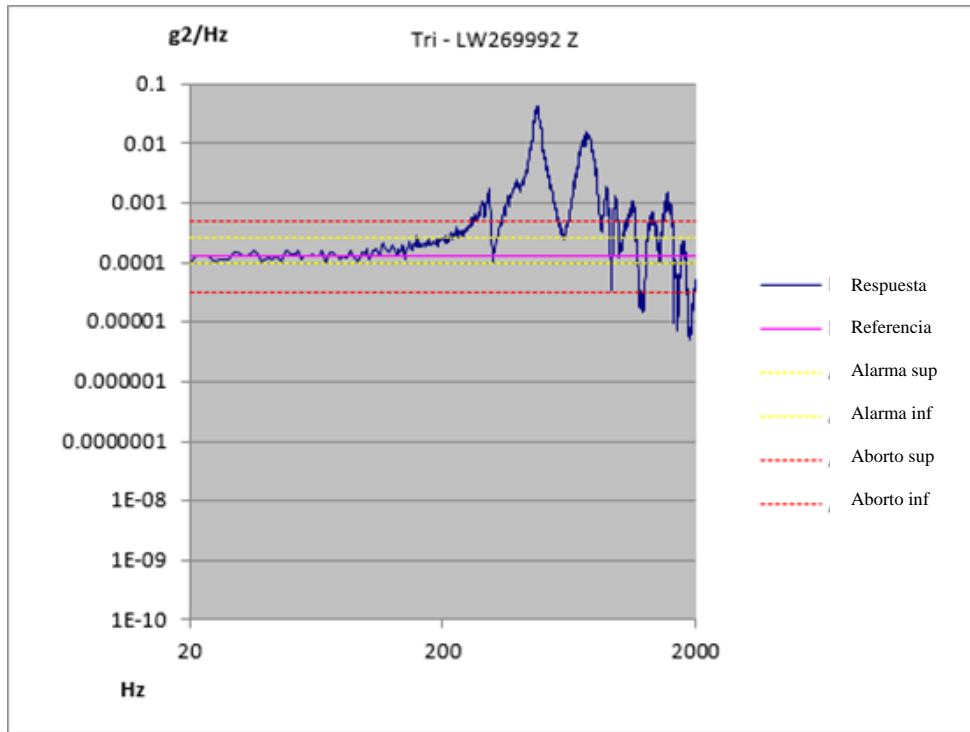
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 129. Prueba de vibración modal en el eje Z antes de vibración aleatoria



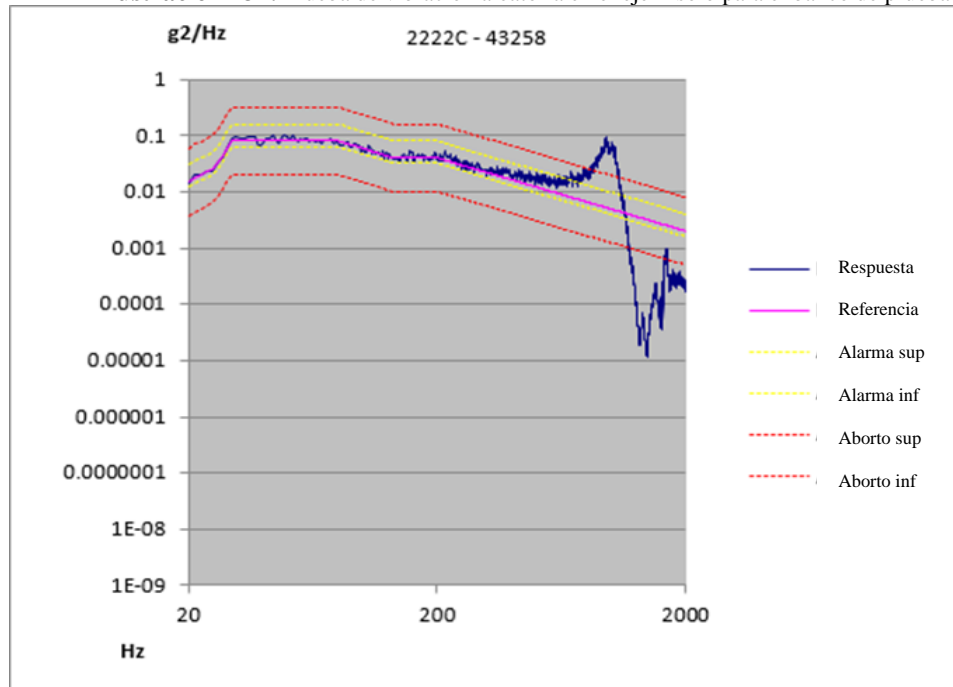
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 130. Prueba de vibración modal en el eje Z después de vibración aleatoria



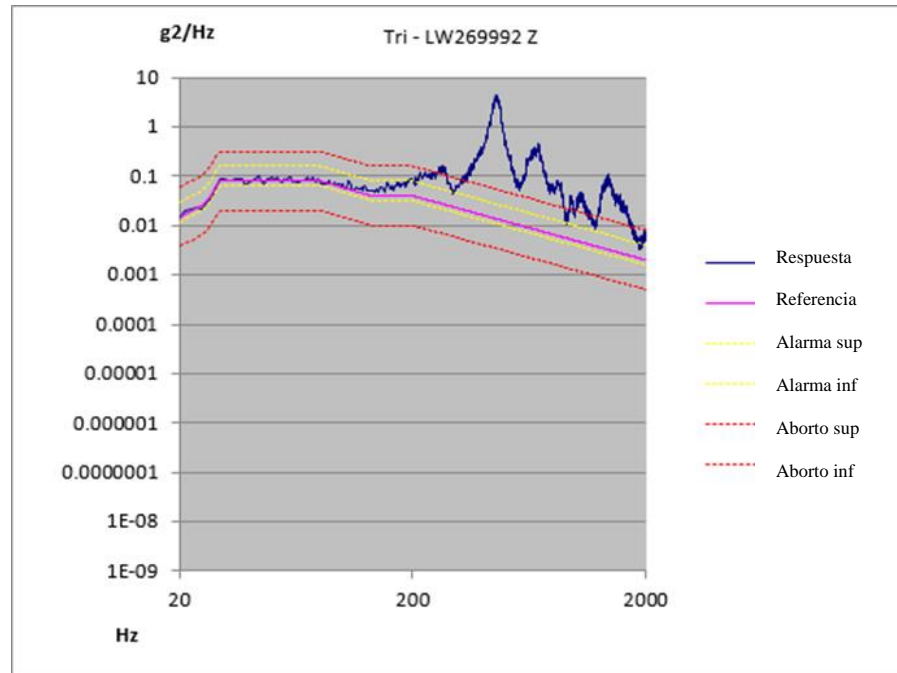
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 131. Prueba de vibración aleatoria en el eje Z solo para el banco de prueba



(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Ilustración 132. Prueba de vibración aleatoria en el eje Z para el CubeSat



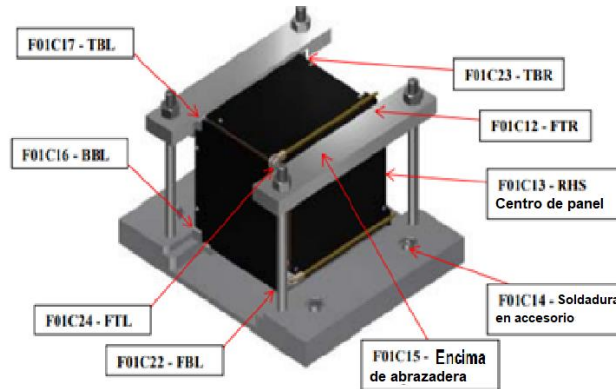
(Higgs Centre for Innovation, 2019)

Tabla 34. Resultados de frecuencia natural del CubeSat

	Eje	Frecuencia natural (Hz)
Banco de prueba	X	960
	Y	1336
	Z	1143
Banco de prueba y CubeSat antes de prueba de vibración aleatoria	X	470
	Y	465
	Z	370
Banco de prueba y CubeSat después de prueba de vibración aleatoria	X	474
	Y	465
	Z	360

E. PRUEBAS DE TERMO-VACÍO

Ilustración 133. Posición de las termocuplas en el CubeSat y el banco de prueba

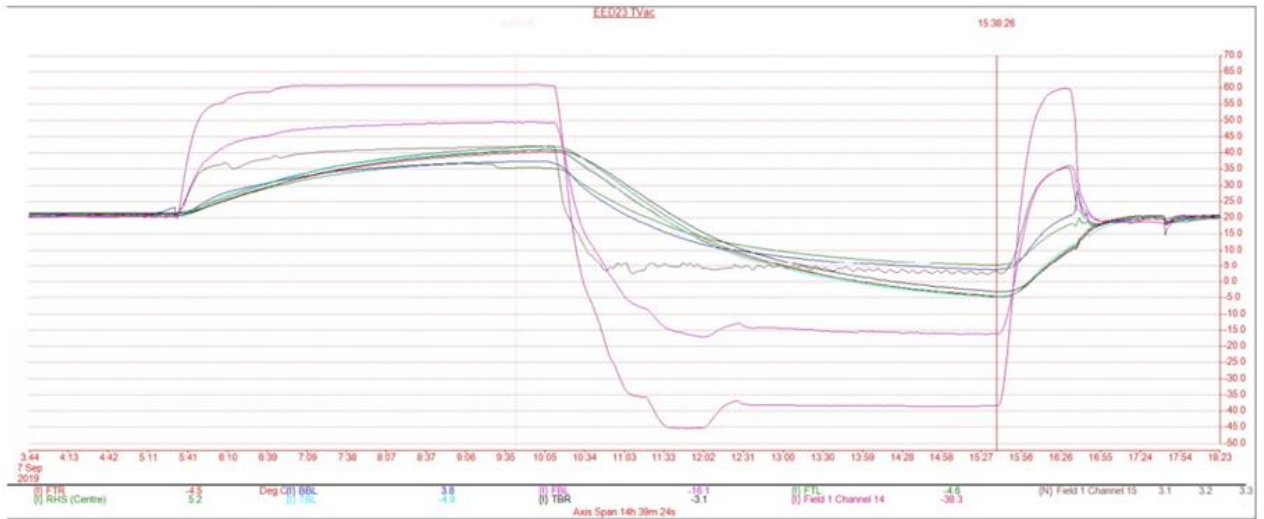


(Leonardo, 2019)

Tabla 35. Posición de termocuplas durante la prueba

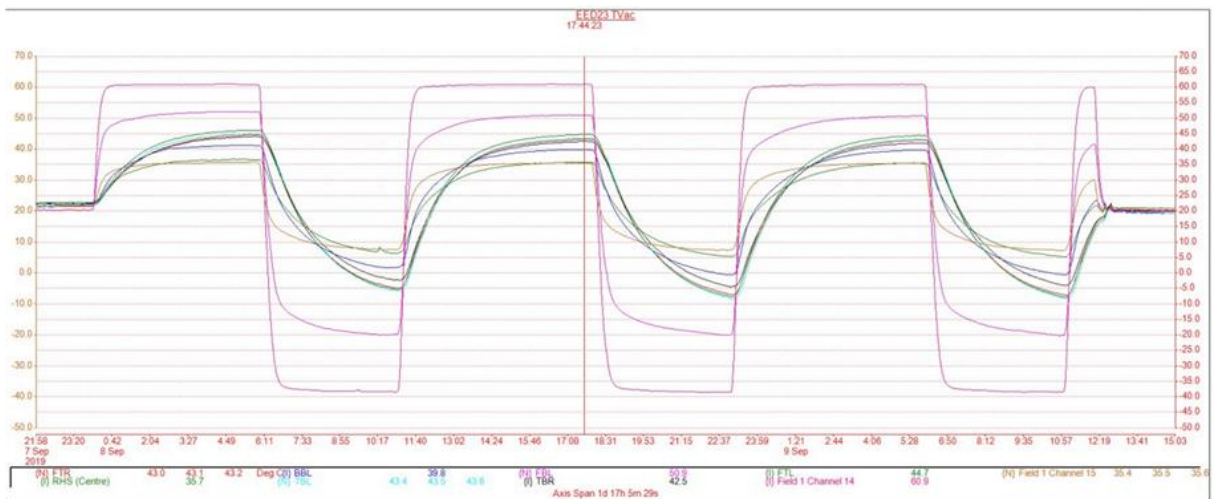
Código	Posición
F01C12 - FTR	Superior frontal derecho
F01C13 - RHS	Centro (lado derecho)
F01C14	Base de banco de prueba
F01C15	Parte superior banco de prueba
F01C16 - BBL	Inferior trasera izquierda
F01C17 - TBL	Superior trasera izquierda
F01C22 - FBL	Inferior izquierda frontal
F01C23 - TBR	Superior trasera derecha
F01C24 - FTL	Superior frontal derecha

Ilustración 134. Lectura de termocuplas durante el ensayo térmico del CubeSat



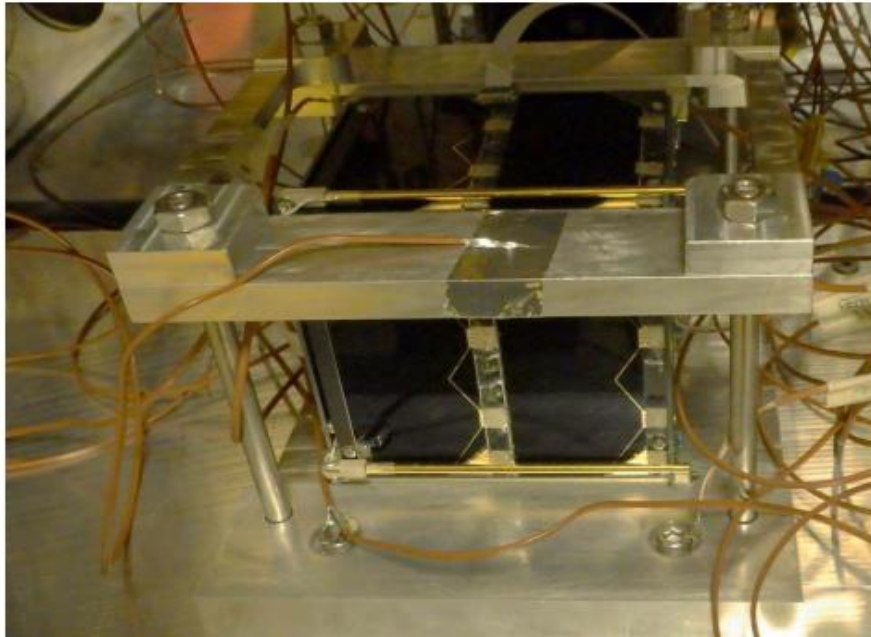
(Leonardo, 2019)

Ilustración 135. Lectura de termocuplas durante prueba de termo-vacío del CubeSat



(Leonardo, 2019)

Ilustración 136. CubeSat durante prueba de termo-vacío



(Leonardo, 2019)

Tabla 36. Presión dentro de la cámara durante varios periodos

Presión (mBar)	Periodo
4.34×10^{-5}	Ensayo térmico (caliente)
5.35×10^{-6}	Ensayo térmico (frio)
1.39×10^{-5}	Inicio de ciclo 1
7.36×10^{-6}	Descenso desde ciclo 1 (+20 °C)
1.25×10^{-5}	Permanencia caliente del ciclo 2
1.26×10^{-6}	Permanencia fría del ciclo 2
2.70×10^{-6}	Final de la prueba (+19 °C)

Tabla 37. Perfil térmico usado para la prueba

Meta	Tiempo permitido (horas)
Rampa desde +20 °C hacia +63 °C	5
Permanencia durante ciclo caliente	1
Rampa desde +63 °C hacia -42 °C	4
Permanencia durante ciclo frio	1
Rampa hacia +63 °C	1

Tabla 38. Temperaturas máximas y mínimas de las termocupas durante la prueba

Termocupla	Temperatura máxima (°C)	Temperatura mínima (°C)
F01C12 – FTR	43.2	-7
F01C13 – RHS	35.7	5.2
F01C14	60.9	-38.3
F01C15	35.6	7
F01C16 - BBL	39.8	0
F01C17 - TBL	43.6	-7
F01C22 - FBL	50.9	-20
F01C23 - TBR	42.5	-3.1
F01C24 – FTL	44.7	-7

F. DESARROLLO DE CÁMARA DE VACÍO

El primer montaje consistió en conectar la bomba de vacío, la cámara y el medidor de presión directamente con el arreglo de manómetros de refrigeración. Los resultados de la validación de los requerimientos fueron los siguientes:

Tabla 39. Validación de requerimientos primer montaje.

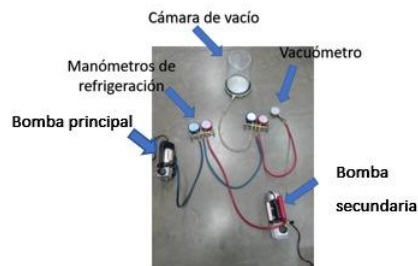
Verificación de requerimientos			
Requerimiento	Método de validación	Requerimiento alcanzado (Si/No)	Comentario
Se alcanza la presión de 25 inHg (-84.65 kPa)	Visual (Vacuómetro)	Sí	N/A
El tiempo de bombeo para la presión establecida está en el rango de 1.42 - 2 min	Medición cronometrada de tiempo	No	Se tarda en promedio en alcanzar el vacío esperado 2 min con 15 seg
En un ciclo de prueba no se supera la temperatura de operación de la bomba	Medición de temperatura	No	La temperatura máxima alcanzada fue de 75°C
No necesitar interacción humana por menos de 45 min	Control y contabilización de veces que se necesitó encender la bomba para alcanzar el vacío.	No	La presión cayó más de 2 inHg en menos de 15 min

(elaboración propia)

Como se puede observar en la Tabla de verificación, no se cumplieron los requerimientos de operación necesarios. Por lo que se procedió a realizar un segundo montaje.

En este segundo montaje se utilizó otra bomba de vacío, ya que con solo una bomba y las condiciones de operación se sobrepasaba la temperatura de operación de la bomba principal. La estrategia fue alternar las bombas cada que se alcanzara temperaturas de riesgo en los componentes, haciendo el cambio manualmente con los manómetros de refrigeración cual bomba hiciera el trabajo de vacío.

Ilustración 137. Segundo montaje de cámara de vacío



(elaboración propia)

Luego de culminado el montaje se llevaron las pruebas de requerimientos, dando los siguientes resultados:

Ilustración 138. Validación de requerimientos segundo montaje.

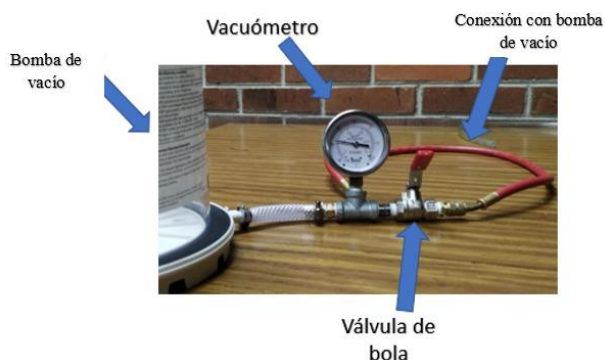
Verificación de requerimientos			
Requerimiento	Método de validación	Requerimiento alcanzado (Sí/No)	Comentario
Se alcanza la presión de 25 inHg (-84.65 kPa)	Visual (Vacuómetro)	Sí	N/A
El tiempo de bombeo para la presión establecida está en el rango de 1.42 - 2 min	Medición cronometrada de tiempo	No	Se tarda en promedio en alcanzar el vacío esperado 2 min con 15 seg
En un ciclo de prueba no se supera la temperatura de operación de la bomba	Medición de temperatura	Sí	No se sobrepasó la temperatura de 40°C recomendada.
No necesitar interacción humana por menos de 45 min	Control y contabilización de veces que se necesitó encender la bomba para alcanzar el vacío.	No	La presión cayó más de 2 inHg en menos de 15 min

(elaboración propia)

Como se puede observar, no se cumplieron los conceptos de operación. Por lo que se realizó un tercer montaje. Este montaje iba enfocado en disminuir las pérdidas ya que con esta mejora se buscaba disminuir el tiempo de bombeo, el tiempo de operación de la bomba y por ende la interacción humana con el sistema.

Para el tercer montaje se disminuyó sustancialmente las fuentes de pérdidas, acortando las mangueras y distancias del sistema. Posteriormente se agregó una válvula de bola, para mantener por más tiempo la presión. El resultado fue el siguiente:

Ilustración 139. Tercer montaje cámara de vacío



(elaboración propia)

Luego de culminado el montaje se llevaron las pruebas de requerimientos, dando los siguientes resultados:

Ilustración 140. Validación de requerimientos tercer montaje.

Requerimiento	Verificación de requerimientos		
	Método de validación	Requerimiento alcanzado (Si/No)	Comentario
Se alcanza la presión de 25 inHg (-84.65 kPa)	Visual (Vacuómetro)	Sí	N/A
El tiempo de bombeo para la presión establecida está en el rango de 1.42 - 2 min	Medición cronometrada de tiempo	No	Se tarda en promedio en alcanzar el vacío esperado 2 min con 15 seg
En un ciclo de prueba no se supera la temperatura de operación de la bomba	Medición de temperatura	Sí	No se sobrepasó la temperatura de 40°C recomendada.
No necesitar interacción humana por menos de 45 min	Control y contabilización de veces que se necesitó encender la bomba para alcanzar el vacío.	No	La presión cayó más de 2 inHg en menos de 15 min

(elaboración propia)

Como se puede observar, se cumplieron todos los requerimientos con el tercer montaje. Con esto, se pasó a la documentación de la instrucción (**Anexo 5**) y su publicación para el equipo.

Finalmente, como objetivo principal del desarrollo se tenía poder hacer pruebas de vacío en el laboratorio de ingeniería aeroespacial, uno de estos casos de éxito fue la prueba de funcionamiento en vacío de la placa de circuitos del módulo ADCS.

Dicha prueba tenía como alcance tener una referencia para la prueba preliminar para la determinación de actitud y placa de circuito del sistema de control. Dichas pruebas no son concluyentes en algunos aspectos, de acuerdo con los requisitos y estándares rigurosos establecidos por JAXA, pero proporcionarán una idea general sobre la funcionalidad de los componentes del CubeSat en un entorno de bajo vacío.

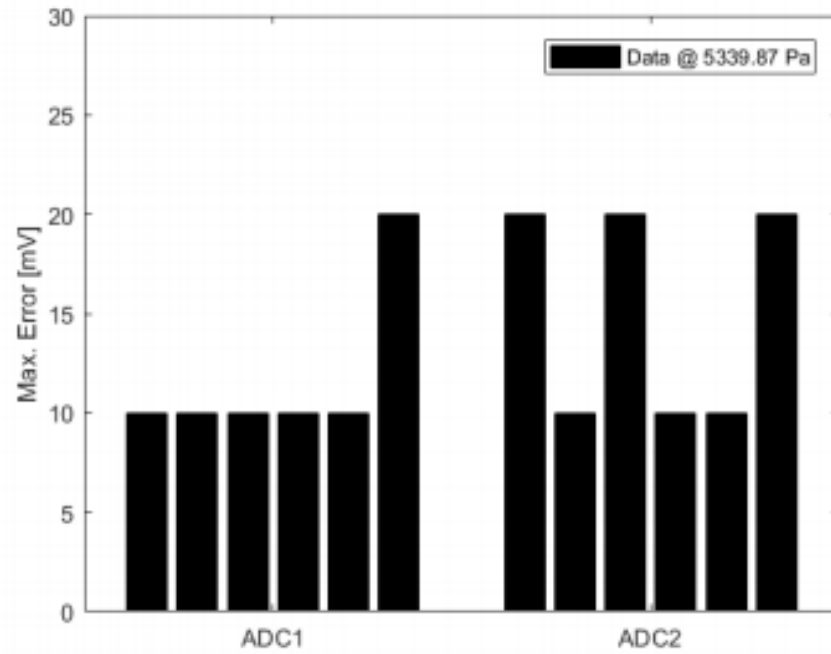
En esta prueba se validó la funcionalidad en vacío de los convertidores de señal analógico a digital, el magnetómetro y giroscopio.

Ilustración 141. Prueba de placa ADCS en vacío.



(elaboración propia)

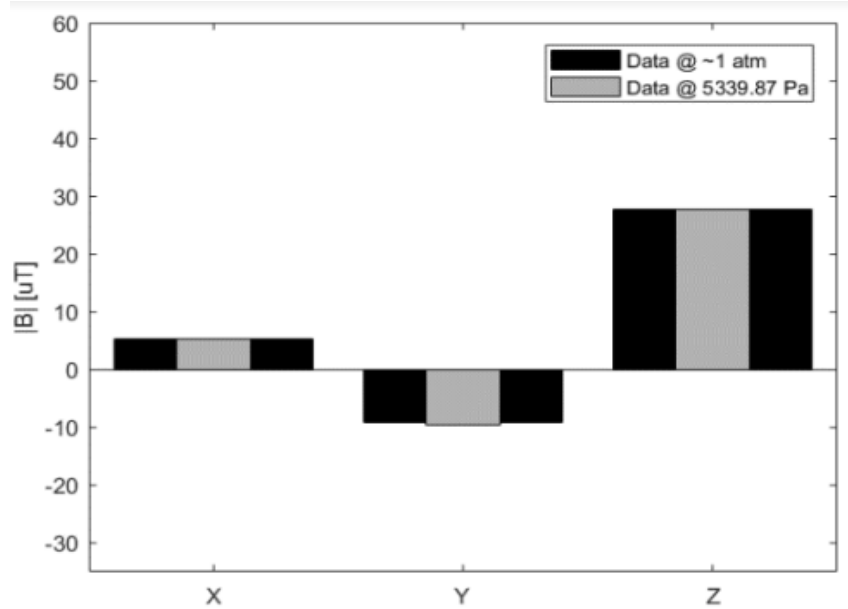
Ilustración 142. Prueba funcional en vacío de convertidores de señal analógica a digital.



Canales mostrados de izquierda a derecha en orden ascendente. Error en mV en el eje vertical.

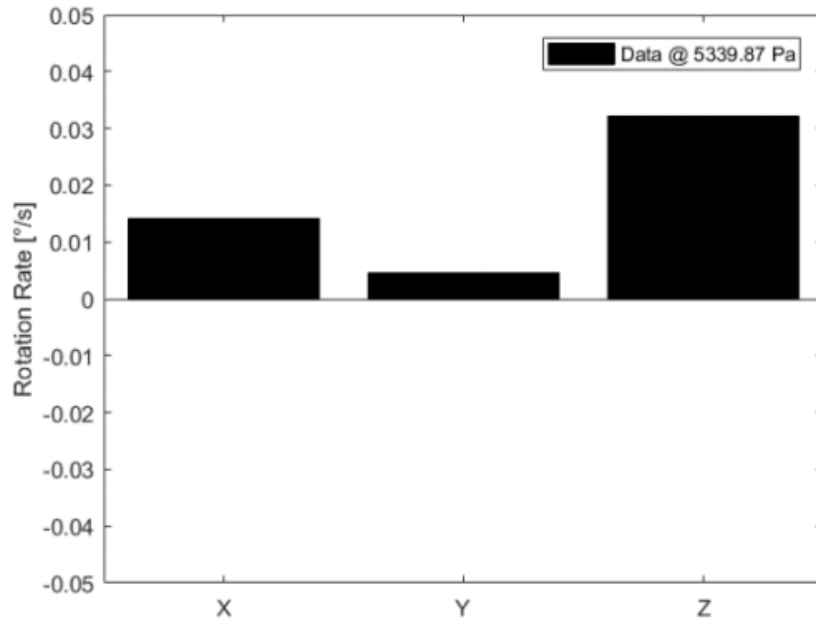
(elaboración propia)

Ilustración 143. Prueba funcional en vacío de magnetómetro.



(elaboración propia)

Ilustración 144. Prueba funcional en vacío de giroscopio.

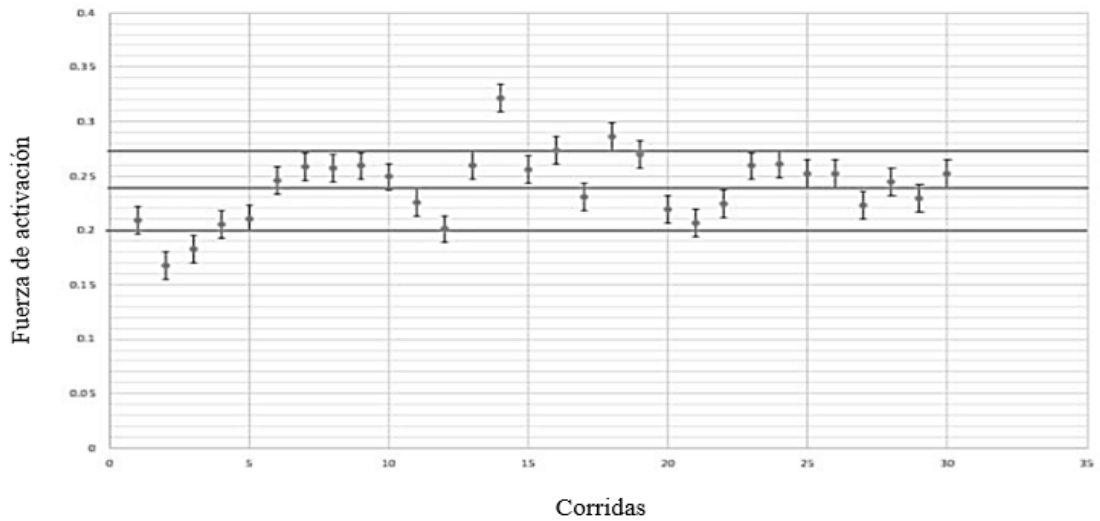


(elaboración propia)

G. RESULTADOS PRUEBA DE FUERZA INTERRUPTORES DE DESPLIEGUE

En la **Ilustración 145** se observan los resultados de la prueba de fuerza:

Ilustración 145. Resultados prueba de fuerza interruptores de despliegue.



(elaboración propia)

Tabla 40. Resumen de resultados de prueba de fuerza.

Resumen de resultados prueba de fuerza	
F_Promedio	0.24 N
Desv. Estándar	0.032 N

(elaboración propia)

Tabla 41. Validación de requerimientos de prueba de fuerza.

Verificación de requerimientos			
Requerimiento	Método de validación	Requerimiento alcanzado (Sí/No)	Comentario
La fuerza del interruptor es menor a 3N	Prueba de fuerza	Sí	El promedio de la fuerza es de 0.24 N, quedando muy por debajo del requerimiento.

(elaboración propia)

H. ANÁLISIS DE EXPANSIÓN TÉRMICA

Tabla 42. Dimensiones generales análisis expansión térmica

Dimensiones generales		
	ao (mm)	Vo (mm ³)
Imán	6.32	252.44
Brida de sujeción	2.2	287.50

(elaboración propia)

Nota: Se asumió 2.2 como arista para la brida, ya que se espera una expansión equitativa por lado, siendo la dimensión nominal 6.6, se usa el tercio para hacer la comparación del espacio necesario contra la arista del imán.

Teniendo las dimensiones generales de los componentes se pasó al cálculo del coeficiente de expansión volumétrica, considerando cambio de temperatura “en caliente” y “en frío”.

Tabla 43. Expansión volumétrica brida de aluminio e imán permanente.

Expansión brida aluminio e imán permanente								
	α (/K)	β (/K)	V_0 (mm ³)	ΔT caliente (K)	ΔT frío (K)	ΔT caliente (mm ³)	ΔT frío (mm ³)	Δ arista (mm)
Imán	5.20E-06	1.56E-05	252.44	55	-45	0.22	-0.18	0.60
Brida de sujeción	2.63E-05	7.08E-05	287.50	55	-45	1.12	-0.92	1.04

(elaboración propia)

Tabla 44. Expansión volumétrica brida de policarbonato e imán permanente.

Expansión brida policarbonato e imán permanente								
	α (/K)	β (/K)	V_0 (mm ³)	ΔT caliente (K)	ΔT frío (K)	ΔT caliente (mm ³)	ΔT frío (mm ³)	Δ arista (mm)
Imán	5.20E-06	1.56E-05	252.44	55	-45	0.22	-0.18	0.60
Brida de sujeción	2.15E-05	6.45E-05	287.50	55	-45	1.02	-0.83	1.01

(elaboración propia)

Posteriormente, se sumaron los volúmenes iniciales más el delta por expansión o compresión térmica y se compararon dichas diferencias entre los componentes, para determinar el espacio necesario entre ellos.

Tabla 45. Comparación en caliente brida de aluminio e imán permanente.

Componente	En caliente			
	Volumen final (mm ³)	Δ arista final (mm)	Diferencia	Espacio necesario (mm)
Imán	252.65	6.32	1.81E-03	9.32E-03
Brida de aluminio	288.62	2.20	2.85E-03	

(elaboración propia)

Tabla 46. Comparación en frío brida de aluminio e imán permanente.

Componente	En frío			
	Volumen final (mm ³)	Δ arista final (mm)	Diferencia	Espacio necesario (mm)
Imán	252.26	6.32	1.48E-03	-7.64E-03
Brida de aluminio	288.58	2.20	2.34E-03	

(elaboración propia)

Tabla 47. Comparación en caliente brida de policarbonato e imán permanente.

Componente	En caliente			
	Volumen final (mm ³)	Δ arista final (mm)	Diferencia	Espacio necesario (mm)
Imán	252.65	6.32	1.81E-03	8.81E-03
Brida de policarbonato	288.52	2.20	2.60E-03	

(elaboración propia)

Tabla 48. Comparación en frío brida de policarbonato e imán permanente.

Componente	En frío			
	Volumen final (mm ³)	Δarista final (mm)	Diferencia	Espacio necesario (mm)
Imán	252.26	6.32	-1.48E-03	-7.22E-03
Brida de policarbonato	286.66	2.20	-2.13E-03	

(elaboración propia)

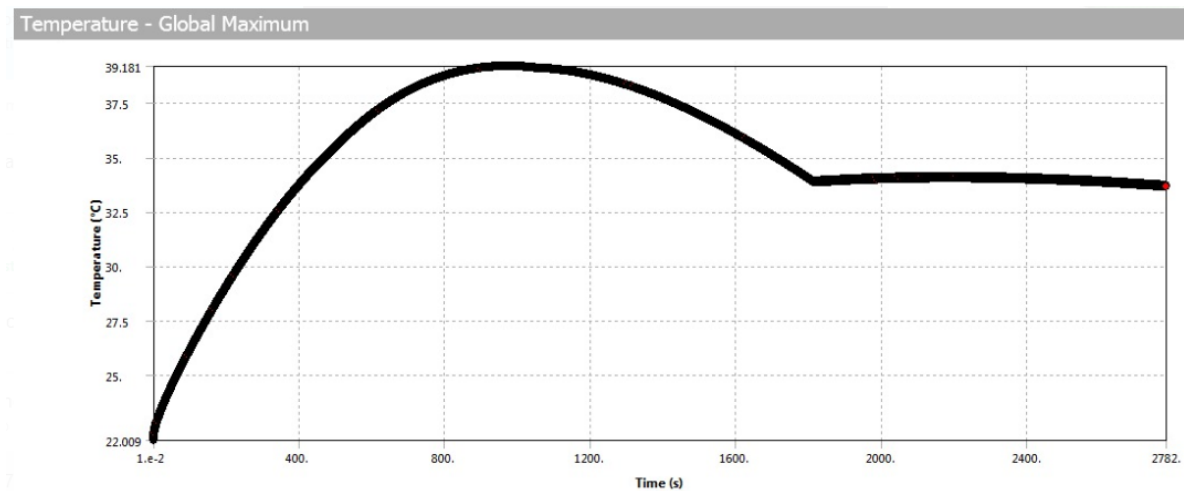
Tabla 49. Validación de requerimientos del análisis de expansión térmica.

Verificación de requerimientos			
Requerimiento	Método de validación	Requerimiento alcanzado (Si/No)	Comentario
Determinar el espacio necesario entre el compartimiento de la brida y las dimensiones del imán considerando los efectos de la expansión térmica.	Cálculos de expansión térmica por materiales.		
Determinar el material óptimo para los efectos de la expansión térmica.	Análisis y comparación de resultados del cálculo de expansión térmica por materiales.		

(elaboración propia)

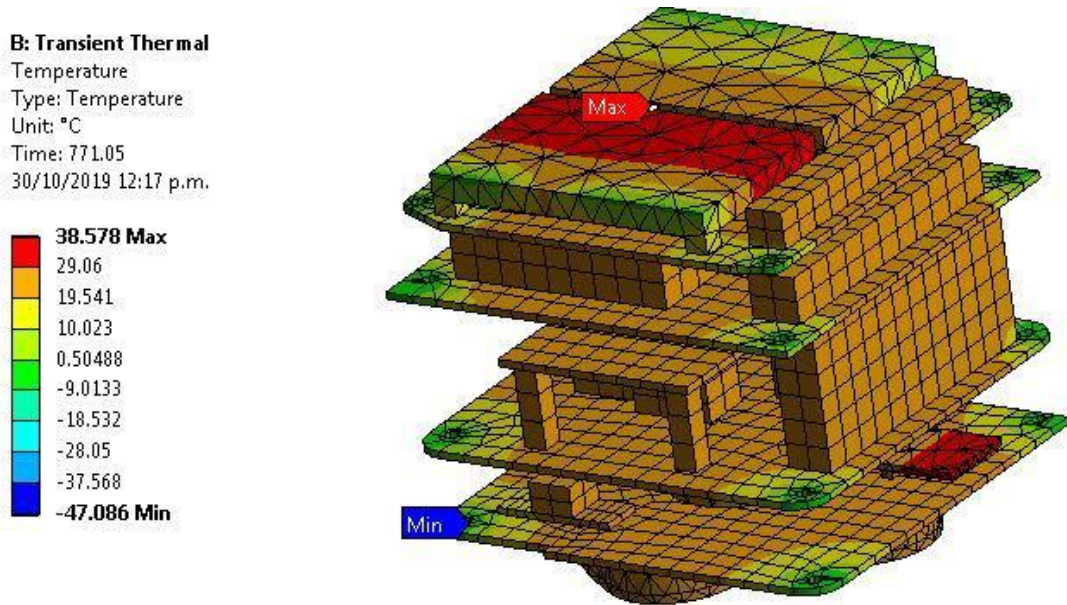
I. SIMULACIÓN TÉRMICA DE GENERACIÓN DE CALOR INTERNA

Ilustración 146. Curva de temperatura máxima alcanzada en el satélite.



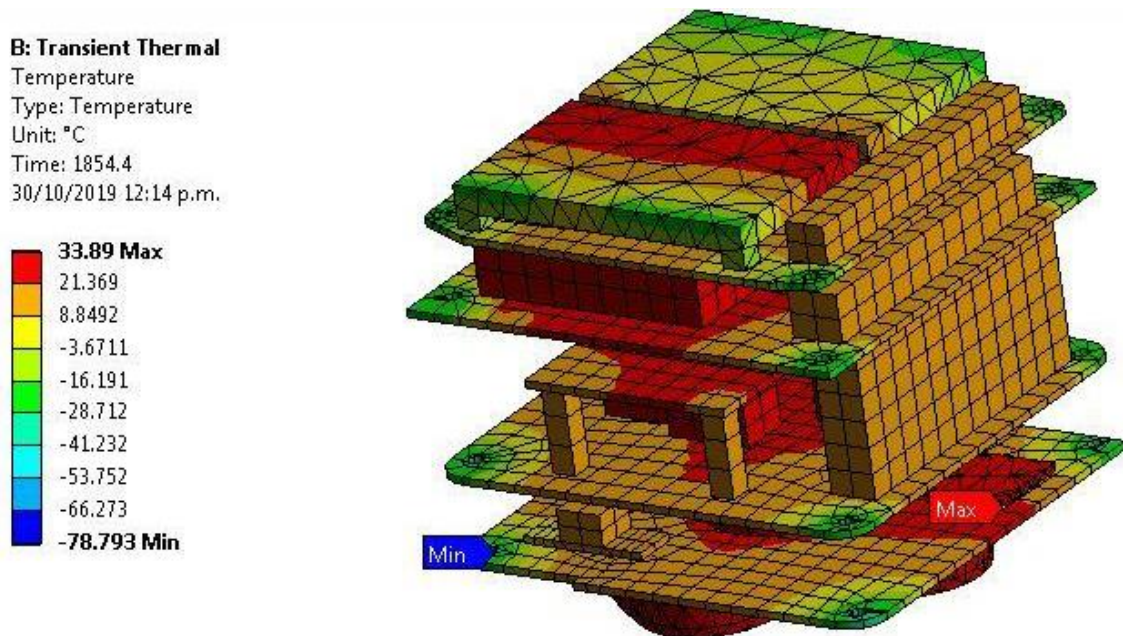
(elaboración propia)

Ilustración 147. Generación de calor en el interior del primer tercio de la simulación.



(elaboración propia)

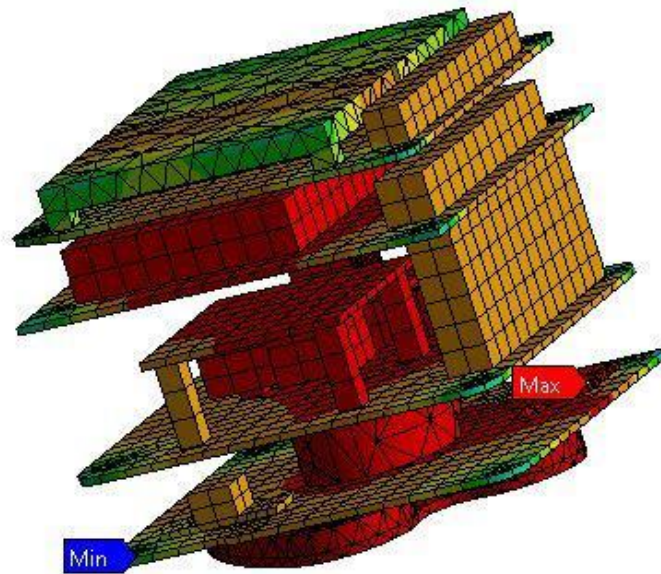
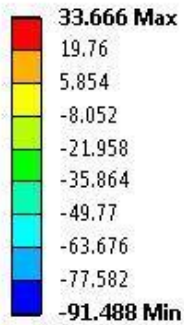
Ilustración 148. Generación de calor en el interior del segundo tercio de la simulación.



(elaboración propia)

Ilustración 149. Generación de calor en el interior de la simulación completa.

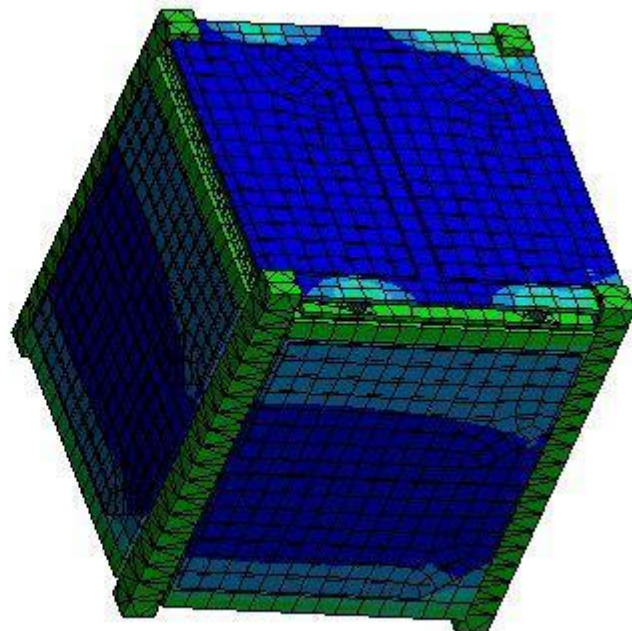
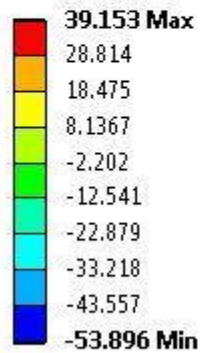
B: Transient Thermal
Temperature
Type: Temperature
Unit: °C
Time: 2782
30/10/2019 12:22 p.m.



(elaboración propia)

Ilustración 150. Generación de calor en el exterior del primer tercio de la simulación.

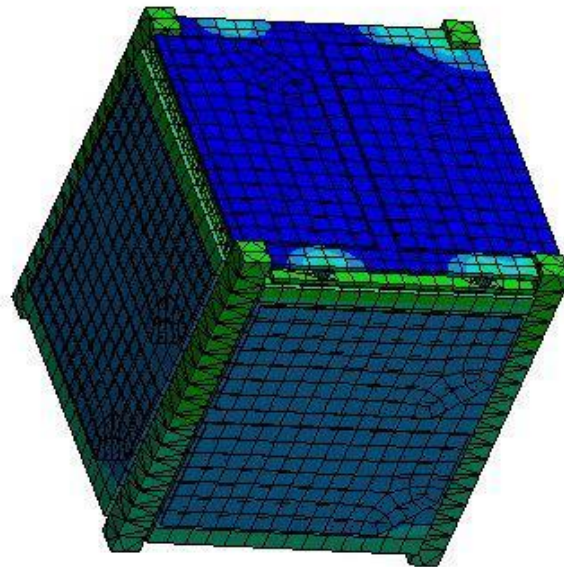
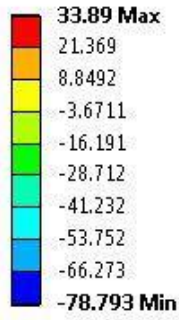
B: Transient Thermal
Temperature
Type: Temperature
Unit: °C
Time: 927.94
30/10/2019 12:48 p.m.



(elaboración propia)

Ilustración 151. Generación de calor en el exterior del segundo tercio de la simulación.

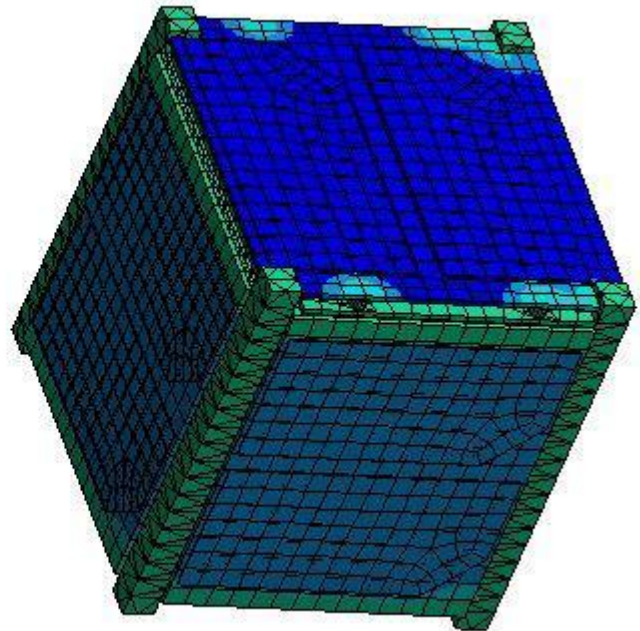
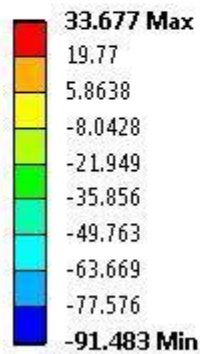
B: Transient Thermal
Temperature
Type: Temperature
Unit: °C
Time: 1854.4
30/10/2019 12:53 p.m.



(elaboración propia)

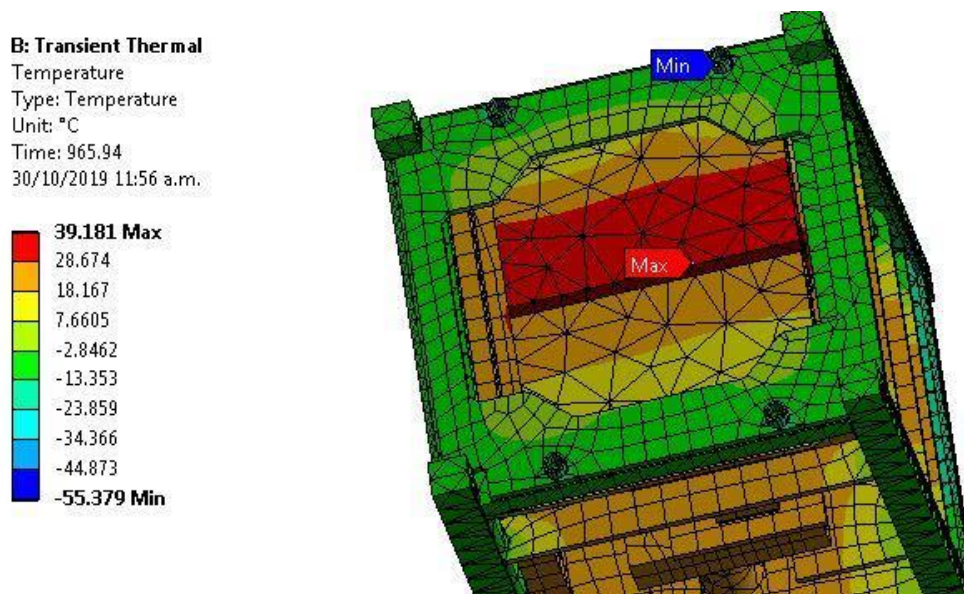
Ilustración 152. Generación de calor en el exterior de la simulación completa.

B: Transient Thermal
Temperature
Type: Temperature
Unit: °C
Time: 2781.5
30/10/2019 01:01 p.m.



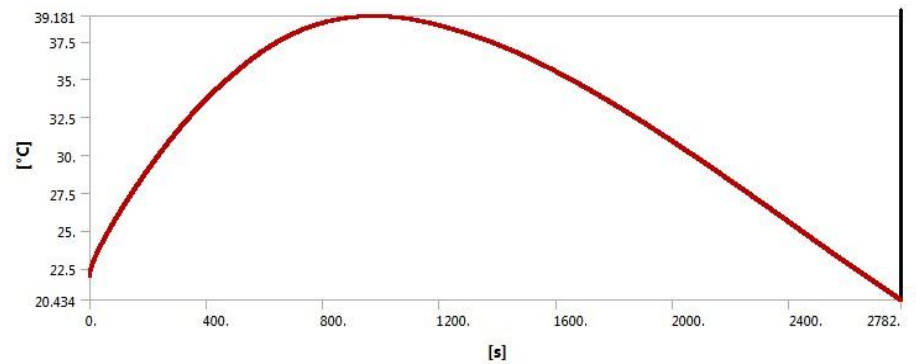
(elaboración propia)

Ilustración 153. Temperatura máxima alcanzada.



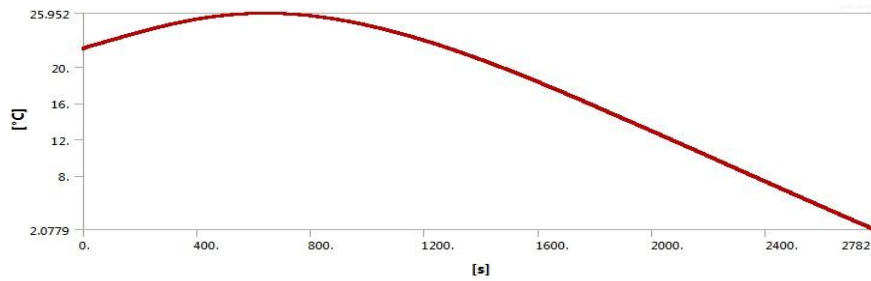
(elaboración propia)

Ilustración 154. Curva de temperatura COMM.



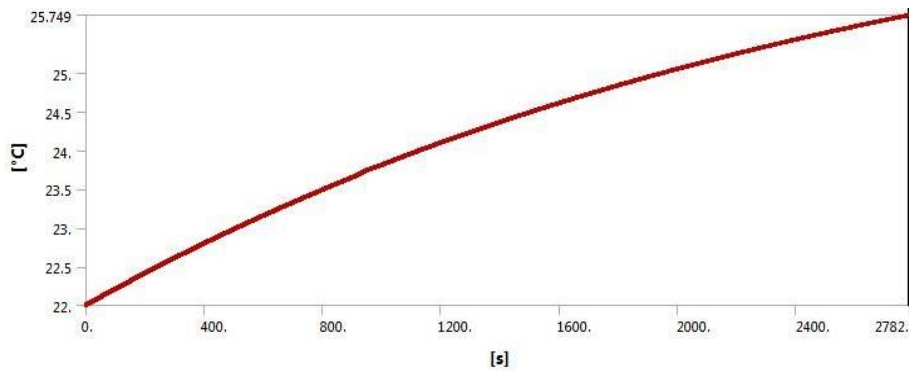
(elaboración propia)

Ilustración 155. Curva de temperatura OBC.



(elaboración propia)

Ilustración 156. Curva de temperatura Baterías.



(elaboración propia)

Tabla 50. Validación de requerimientos de la simulación térmica de generación de calor interna.

Verificación de requerimientos			
Requerimiento	Método de validación	Requerimiento alcanzado (Si/No)	Comentario
Determinar la temperatura máxima alcanzada por el satélite en una órbita, por generación interna de calor.	Simulación ANSYS	Si	Se determinó la temperatura máxima y mínima globales del sistema.
Determinar los elementos más críticos por temperatura.	Simulación ANSYS	Si	Se colocó una probeta de temperatura a OBC, Comm y baterías para monitorear el resultado de los componentes críticos.
Validar si la disipación de calor del satélite es adecuada para su funcionamiento correcto.	Simulación ANSYS	Si	Se obtuvo la curva de temperatura máxima del satélite para su análisis.

(elaboración propia)

J. Inspección de bordes afilados

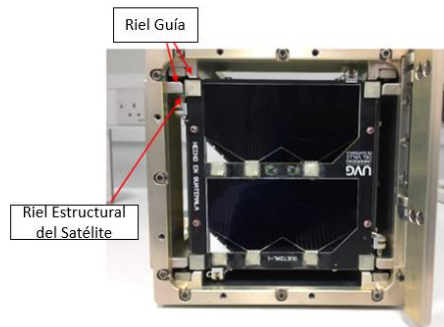
Tabla 51. Resultados de la inspección de bordes afilados.

Resultados de la prueba de bordes afilados	
Inspección	Existencia de borde afilado (Si/No)
Bordes en el plano Z+, bordes de paneles solares.	No
Bordes en el plano Z-, bordes de paneles solares.	No
Bordes en el plano Z+, bordes de los rieles estructurales.	No
Bordes en el plano Z-, bordes de los rieles estructurales.	No
Bordes en el plano Z+, bisagras del sistema de despliegue de antena.	No
Bordes en el plano Z+, bordes de celdas solares.	No
Bordes en el plano Z-, bordes de celdas solares.	No
Bordes en plano Z+, bordes en cabezas de tornillos.	No
Bordes en plano Z+, bordes en cabezas de tornillos.	No

(elaboración propia)

K. Revisión de ajuste

Ilustración 157. Montaje en el módulo de pruebas de ajuste.



(elaboración propia)

Tabla 52. Resultados de Inspección visual posterior a la prueba de ajuste.

Resultado de prueba de ajuste (inspección visual)	
Superficie	Existe algún daño posterior a la prueba de ajuste (Si/No)
Inspección visual superficie Z-	No
Inspección visual superficie Z+	No
Inspección visual superficie Y+	No
Inspección visual superficie Y-	No
Inspección visual superficie X+	No
Inspección visual superficie X-	No

(elaboración propia)

L. Verificación de la funcionalidad del sistema de inhibición

Tabla 53. Resultados de la prueba de verificación del sistema de inhibición.

Resultados pruebas de sistema de inhibición	
Prueba	Estado (Activado/Desactivado)
RBF: Desactivado, Pin 1: Desactivado, Pin 2: Desactivado	Desactivado
RBF: Desactivado, Pin 1: Desactivado, Pin 2: Activado	Desactivado
RBF: Desactivado, Pin 1: Activado, Pin 2: Desactivado	Desactivado
RBF: Desactivado, Pin 1: Activado, Pin 2: Activado	Desactivado
RBF: Activado, Pin 1: Desactivado, Pin 2: Desactivado	Desactivado
RBF: Activado, Pin 1: Desactivado, Pin 2: Activado	Desactivado
RBF: Activado, Pin 1: Activado, Pin 2: Desactivado	Desactivado
RBF: Activado, Pin 1: Activado, Pin 2: Activado	Activado

(elaboración propia)

Tabla 54. Rango de temperatura de operación para componentes internos no críticos.

Componente	Material	Temperatura límite °C	
		Min	Max
PCB	FR4	-40	130
Cámara	Polipropileno	-10	55
Motor	Polipropileno	-20	140
EPS	FR4	-20	85
Imán permanente	NdFeB	-30	85

(elaboración propia)

Tabla 55. Rango de temperatura de operación para componentes externos.

Componente	Material	Temperatura límite °C	
		Min	Max
Estructura	Aluminio 7075	-195	122
Páneles solares	FR4	-40	130
Celdas solares	Arsenurio de galio	-170	120

(elaboración propia)

Tabla 56. Rango de temperatura de operación para componentes críticos.

Componente	Temperatura límite °C	
	Min	Max
OBC	-30	85
Baterías	0	45
COMM	-30	85

(elaboración propia)

Tabla 57: Esfuerzos en armadura estructural

Nodo	Esfuerzos (Mpa)			Tornillo
	x	y	z	
1x	4.68	5.63	3.38	1
1y	4.63	5.57	3.35	
1z	4.95	5.96	3.58	
2x	4.74	9.46	6.97	2
2y	4.38	8.75	6.44	
2z	4.38	8.76	6.45	
3x	5.94	6.65	3.26	3
3t	5.52	6.18	3.03	
3z	5.50	6.16	3.02	
4x	8.90	5.11	7.36	4
4y	7.84	4.50	6.49	
4z	8.34	4.78	6.90	
5x	0.00	0.00	0.00	-
5y	0.00	0.00	0.00	
5z	0.00	0.00	0.00	
6x	6.08	6.13	3.85	Inferior 1
6y	5.15	5.19	3.26	
6z	6.57	6.62	4.16	
7x	8.32	5.12	6.88	Inferior 2
7y	7.70	4.74	6.37	
7z	8.88	5.47	7.35	
8x	9.48	10.5 4	10.4 3	Inferior 3
8y	8.81	9.79	9.70	
8z	10.1 2	11.2 5	11.1 4	
9x	4.75	9.26	7.21	Inferior 4
9y	4.18	8.16	6.36	
9z	5.13	10.0 0	7.79	

(elaboración propia)

Tabla 58: Esfuerzos en armadura de tornillos exteriores

Nodo	Esfuerzos (Mpa)			Tornillo
	x	y	z	
1x	14.75	25.95	14.62	Panel X+1
1y	10.07	17.71	9.97	
1z	15.90	27.97	15.76	
2x	14.40	26.69	14.32	Panel X+3
2y	10.32	19.13	10.26	
2z	15.52	28.76	15.43	
3x	14.29	26.78	14.37	Panel X-1
3y	10.36	19.41	10.41	
3z	15.57	29.18	15.65	
4x	14.65	26.05	14.67	Panel X-3
4y	10.10	17.97	10.12	
4z	15.96	28.38	15.98	
5x	0.00	0.00	0.00	-
5y	0.00	0.00	0.00	
5z	0.00	0.00	0.00	
6x	14.23	22.50	15.11	Panel X+2
6y	8.70	13.75	9.23	
6z	16.38	25.91	17.39	
7x	13.93	23.19	14.75	Panel X+4
7y	8.99	14.97	9.52	
7z	16.04	26.70	16.98	
8x	13.83	23.26	14.80	Panel X-2
8y	9.02	15.18	9.66	
8z	16.09	27.07	17.22	
9x	14.13	22.57	15.16	Panel X-4
9y	8.73	13.95	9.37	
9z	16.44	26.27	17.65	

(elaboración propia)

Tabla 59: Esfuerzo en tornillos por carga de paneles

pane l	Esfuerzos (Mpa)											
	X				Y				Z			
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
z-	0.60651 7	0.60651 7	0.63637 3	0.63637 3	0.62340 0	0.61782 0	0.61782 0	0.62340 0	0.62060 8	0.62060 8	0.62060 8	0.62060 8
z+	0.74254 8	0.74250 7	0.74693 9	0.74693 9	0.74375 0	0.74571 3	0.74571 3	0.74374 4	0.74472 9	0.74472 9	0.74472 9	0.74472 9
x+	0.67025 6	0.67025 6	0.67025 6	0.67025 6	0.66855 7	0.67178 2	0.67195 5	0.66873 0	0.66923 8	0.66934 1	0.67127 6	0.67117 2
x-	0.67025 6	0.67025 6	0.67025 6	0.67025 6	0.67327 2	0.66755 3	0.66724 8	0.67296 5	0.67207 2	0.67188 7	0.66845 9	0.66864 1
y+	0.63629 0	0.70128 2	0.70482 3	0.63971 2	0.67025 6	0.67025 6	0.67025 6	0.67025 6	0.67036 9	0.67035 7	0.67014 4	0.67015 5
y-	0.63738 4	0.70026 6	0.70369 0	0.64069 6	0.67025 6	0.67025 6	0.67025 6	0.67025 6	0.67033 6	0.67032 8	0.67017 7	0.67018 5

(elaboración propia)

Tabla 60: Esfuerzo de precarga

Tornillo s	F. Precarga (N)	Esfuerzo Precarga (Mpa)
M2X0.4	341	100.58997
M3X0.5	828	164.61233

(elaboración propia)

Tabla 61: Esfuerzo de von Mises

Grupo	Número	Esfuerzo de von Mises (Mpa)			Factor de seguridad		
		Aceleración X	Aceleración Y	Aceleración Z	X	Y	Z
X-	1	123.974724	153.305700	124.553759	1.73	1.40	1.73
	2	123.035499	143.799534	125.773723	1.75	1.50	1.71
	3	124.384528	150.559056	124.858224	1.73	1.43	1.72
	4	123.163382	142.078780	125.905485	1.75	1.51	1.71
X+	1	124.425609	149.859074	123.949099	1.73	1.43	1.73
	2	123.390992	141.528357	124.986532	1.74	1.52	1.72
	3	124.017058	152.561296	123.648477	1.73	1.41	1.74
	4	123.080786	143.866133	124.571557	1.75	1.49	1.73
Y-	1	100.596028	101.260227	100.596671	2.14	2.12	2.14
	2	100.597283	101.260227	100.596671	2.14	2.12	2.14
	3	100.597354	101.260227	100.596668	2.14	2.12	2.14
	4	100.596092	101.260227	100.596668	2.14	2.12	2.14
Y+	1	100.596008	101.260227	100.596672	2.14	2.12	2.14
	2	100.597304	101.260227	100.596671	2.14	2.12	2.14
	3	100.597378	101.260227	100.596667	2.14	2.12	2.14
	4	100.596073	101.260227	100.596667	2.14	2.12	2.14
Z-	1	100.595456	100.595766	101.210578	2.14	2.14	2.12
	2	100.595456	100.595662	101.210578	2.14	2.14	2.12
	3	100.596009	100.595662	101.210578	2.14	2.14	2.12
	4	100.596009	100.595766	101.210578	2.14	2.14	2.12
Z+	1	100.598192	100.598219	101.334700	2.14	2.14	2.12
	2	100.598191	100.598263	101.334700	2.14	2.14	2.12
	3	100.598290	100.598263	101.334700	2.14	2.14	2.12
	4	100.598290	100.598219	101.334700	2.14	2.14	2.12
Standoffs	1	170.325560	171.669598	168.595028	1.26	1.25	1.28
	2	169.732962	176.220074	172.630801	1.27	1.22	1.25
	3	171.262709	172.207062	167.960941	1.26	1.25	1.28
	4	175.369865	170.211783	173.069590	1.23	1.26	1.24

(elaboración propia)

Tabla 62: Esfuerzos en armadura Standoff con tornillo 4 faltante, en aceleración X y Z.

Esfuerzos (Mpa)			
Nodo	x	z	Tornillo
1x	3.60	4.28	S1
1y	3.56	4.23	
1z	3.81	4.52	
2x	6.34	5.64	S2
2y	5.87	5.21	
2z	5.87	5.22	
3x	4.99	4.04	S3
3t	4.64	3.76	
3z	4.62	3.74	
4x	0.00	0.00	S4
4y	0.00	0.00	
4z	0.00	0.00	
5x	0.00	0.00	-
5y	0.00	0.00	
5z	0.00	0.00	
6x	5.13	4.64	Inferior 1
6y	4.35	3.93	
6z	5.55	5.01	
7x	13.9 6	11.5 5	Inferior 2
7y	12.9 2	10.6 8	
7z	14.9 0	12.3 2	
8x	12.6 2	13.0 3	Inferior 3
8y	11.7 3	12.1 1	
8z	13.4 7	13.9 1	
9x	6.23	5.98	Inferior 4
9y	5.49	5.27	
9z	6.73	6.47	

(elaboración propia)

Tabla 63: Esfuerzos en armadura Standoff con tornillo 2 faltante, en aceleración Y.

Esfuerzo (MPa)		
Nodo	Y	Tornillo
1x	4.75	S1
1y	4.70	
1z	5.02	
2x	0.00	S2
2y	0.00	
2z	0.00	
3x	5.71	S3
3y	5.31	
3z	5.29	
4x	6.86	S4
4y	6.04	
4z	6.43	
5x	0.00	-
5y	0.00	
5z	0.00	
6x	4.83	Inferior 1
6y	4.09	
6z	5.22	
7x	6.86	Inferior 2
7y	6.35	
7z	7.32	
8x	13.82	Inferior 3
8y	12.84	
8z	14.75	
9x	15.39	Inferior 4
9y	13.56	
9z	16.63	

(elaboración propia)

Tabla 64: Esfuerzos en armadura tornillos exteriores con tornillo 3 en cara -X faltante, en aceleración X.

Esfuerzos (Mpa)		
Nodo	X	Tornillo
1x	11.73	X+1
1y	8.00	
1z	12.64	
2x	17.91	X+3
2y	12.84	
2z	19.30	
3x	16.77	X-1
3y	12.15	
3z	18.27	
4x	0.00	X-3
4y	0.00	
4z	0.00	
5x	0.00	-
5y	0.00	
5z	0.00	
6x	17.37	X+2
6y	10.62	
6z	20.00	
7x	22.62	X+4
7y	14.61	
7z	26.05	
8x	10.91	X-2
8y	7.12	
8z	12.70	
9x	16.90	X-4
9y	10.44	
9z	19.67	

(elaboración propia)

Tabla 65: Esfuerzos en armadura tornillos estructurales con tornillo 1 en cara -X faltante, en aceleración en Y

Esfuerzos (Mpa)		
Nodo	y	Tornillo
1x	32.59	X+1
1y	22.24	
1z	35.12	
2x	32.77	X+3
2y	23.49	
2z	35.32	
3x	0.00	X-1
3y	0.00	
3z	0.00	
4x	21.37	X-3
4y	14.74	
4z	23.29	
5x	0.00	-
5y	0.00	
5z	0.00	
6x	38.88	X+2
6y	23.76	
6z	44.76	
7x	18.07	X+4
7y	11.67	
7z	20.80	
8x	28.83	X-2
8y	18.81	
8z	33.55	
9x	28.08	X-4
9y	17.35	
9z	32.68	

(elaboración propia)

Tabla 66: Esfuerzos en armadura tornillos estructurales con tornillo 4 en cara -X faltante, en aceleración en Z.

Esfuerzo (Mpa)		
Nodo	z	Tornillo
1x	17.87	X+1
1y	10.54	
1z	16.65	
2x	23.29	X+3
2y	14.44	
2z	21.71	
3x	17.38	X-1
3y	10.89	
3z	16.38	
4x	11.79	X-3
4y	7.04	
4z	11.11	
5x	0.00	-
5y	0.00	
5z	0.00	
6x	17.82	X+2
6y	9.42	
6z	17.74	
7x	12.36	X+4
7y	6.90	
7z	12.30	
8x	18.19	X-2
8y	10.27	
8z	18.31	
9x	0.00	X-4
9y	0.00	
9z	0.00	

(elaboración propia)

Tabla 67: Esfuerzos en armadura tornillos estructurales con tornillo 1 en cara +X faltante, en aceleración en X

Esfuerzo (Mpa)		
Nodo	x	Tornillo
1x	0.00	X+1
1y	0.00	
1z	0.00	
2x	16.91	X+3
2y	12.12	
2z	18.22	
3x	17.79	X-1
3y	12.89	
3z	19.38	
4x	11.63	X-3
4y	8.02	
4z	12.68	
5x	0.00	-
5y	0.00	
5z	0.00	
6x	17.04	X+2
6y	10.41	
6z	19.62	
7x	11.11	X+4
7y	7.17	
7z	12.79	
8x	22.48	X-2
8y	14.67	
8z	26.16	
9x	17.25	X-4
9y	10.66	
9z	20.08	

(elaboración propia)

Tabla 68: Esfuerzos en armadura tornillos estructurales con tornillo 3 en cara +X faltante, en aceleración en Y

Esfuerzo (Mpa)		
Nodo	y	Tornillo
1x	21.26	X+1
1y	14.51	
1z	22.92	
2x	0.00	X+3
2y	0.00	
2z	0.00	
3x	32.77	X-1
3y	23.75	
3z	35.71	
4x	32.58	X-3
4y	22.47	
4z	35.50	
5x	0.00	-
5y	0.00	
5z	0.00	
6x	27.77	X+2
6y	16.97	
6z	31.97	
7x	28.74	X+4
7y	18.56	
7z	33.09	
8x	18.22	X-2
8y	11.89	
8z	21.21	
9x	38.70	X-4
9y	23.91	
9z	45.04	

(elaboración propia)

Tabla 69: Esfuerzos en armadura tornillos estructurales con tornillo 2 en cara +X faltante, en aceleración en Z

Esfuerzos (Mpa)		
Nodo	z	Tornillo
1x	11.74	X+1
1y	8.01	
1z	12.65	
2x	17.20	X+3
2y	12.33	
2z	18.54	
3x	23.21	X-1
3y	16.82	
3z	25.29	
4x	17.87	X-3
4y	12.33	
4z	19.47	
5x	0.00	-
5y	0.00	
5z	0.00	
6x	0.00	X+2
6y	0.00	
6z	0.00	
7x	18.13	X+4
7y	11.71	
7z	20.88	
8x	12.44	X-2
8y	8.12	
8z	14.48	
9x	17.83	X-4
9y	11.02	
9z	20.75	

(elaboración propia)

Tabla 70: Esfuerzo en tornillos por carga de paneles, sin tornillo crítico por cara

panel	Esfuerzos (Mpa)											
	X				Y				Z			
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
z-	0.808 689	0.8086 89	0.8484 97	0.0000 00	0.8312 00	0.8237 60	0.8237 60	0.0000 00	0.82747 7	0.8274 77	0.8274 77	0.0000 00
z+	0.990 064	0.9900 09	0.9959 19	0.0000 00	0.9916 66	0.9942 84	0.0000 00	0.9916 59	0.99297 2	0.9929 72	0.0000 00	0.9929 72
x+	0.000 000	0.8936 75	0.8936 75	0.8936 75	0.8913 26	0.8957 85	0.0000 00	0.8915 64	0.89236 4	0.0000 00	0.8949 88	0.8948 54
x-	0.893 675	0.8936 75	0.0000 00	0.8936 75	0.0000 00	0.8899 38	0.8895 16	0.8974 21	0.89601 2	0.8957 74	0.8913 61	0.0000 00
y+	0.846 733	0.9365 82	0.0000 00	0.8514 60	0.8936 75	0.8936 75	0.0000 00	0.8936 75	0.00000 0	0.8938 15	0.8935 20	0.8935 35
y-	0.848 243	0.9351 77	0.0000 00	0.8528 20	0.8936 75	0.8936 75	0.0000 00	0.8936 75	0.00000 0	0.8937 74	0.8935 65	0.8935 76

(elaboración propia)

Tabla 71: Esfuerzo de von Mises, tornillos faltantes en panel –X

Grupo	Número	Esfuerzo de von Mises (Mpa)			Factor de seguridad		
		3 faltantes	1 faltante	4 faltantes	3 faltante	1 faltante	4 faltante
		X	Y	Z	X	Y	Z
X-	1	129.45	0.00	127.66	1.66	-	1.68
	2	117.52	140.38	129.28	1.83	1.53	1.66
	3	0.00	139.35	117.12	-	1.54	1.84
	4	129.37	156.00	0.00	1.66	1.38	-
X+	1	118.51	166.85	127.91	1.81	1.29	1.68
	2	129.94	183.89	127.84	1.65	1.17	1.68
	3	131.53	168.53	139.33	1.63	1.28	1.54
	4	142.49	131.81	112.95	1.51	1.63	1.90
Y-	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Y+	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Z-	1	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
Z+	1	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
Stand offs	1	170.33	171.67	168.60	1.26	1.25	1.28
	2	169.73	176.22	172.63	1.27	1.22	1.25
	3	171.26	172.21	167.96	1.26	1.25	1.28
	4	175.37	170.21	173.07	1.23	1.26	1.24

(elaboración propia)

Tabla 72: Esfuerzo de von Mises, tornillos faltantes en panel +X

		Esfuerzo de von Mises (Mpa)			Factor de seguridad		
		1 faltante	3 faltantes	2 faltantes	1 faltante	3 faltante	2 faltante
Grupo	Número	X	Y	Z	X	Y	Z
X-	1	131.52	169.20	144.28	1.63	1.27	1.49
	2	142.52	141.06	120.00	1.51	1.52	1.79
	3	118.45	167.48	131.14	1.82	1.28	1.64
	4	129.92	184.24	131.07	1.65	1.17	1.64
X+	1	0.00	138.75	118.37	-	1.55	1.82
	2	129.43	154.68	0.00	1.66	1.39	-
	3	129.53	0.00	130.02	1.66	-	1.65
	4	117.78	158.14	132.13	1.83	1.36	1.63
Y-	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Y+	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Z-	1	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
Z+	1	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
Standoffs	1	170.33	171.67	168.60	1.26	1.25	1.28
	2	169.73	176.22	172.63	1.27	1.22	1.25
	3	171.26	172.21	167.96	1.26	1.25	1.28
	4	175.37	170.21	173.07	1.23	1.26	1.24

(elaboración propia)

Tabla 73: Esfuerzo de von Mises, Tornillo faltantes en panel -Y

Grupo	Número	Esfuerzo de von Mises (Mpa)			Factor de seguridad		
		3 faltante	3 faltante	1 faltante	3 faltante	3 faltante	1 faltante
		X	Y	Z	X	Y	Z
X-	1	123.97	153.31	124.55	1.73	1.40	1.73
	2	123.04	143.80	125.77	1.75	1.50	1.71
	3	124.38	150.56	124.86	1.73	1.43	1.72
	4	123.16	142.08	125.91	1.75	1.51	1.71
X+	1	124.43	149.86	123.95	1.73	1.43	1.73
	2	123.39	141.53	124.99	1.74	1.52	1.71
	3	124.02	152.56	123.65	1.73	1.42	1.74
	4	123.08	143.87	124.57	1.75	1.49	1.73
Y-	1	100.60	101.48	0.00	2.14	2.12	-
	2	100.60	101.48	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	0.00	0.00	100.60	-	-	2.14
	4	100.60	101.48	100.60	2.14	2.12	2.14
Y+	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Z-	1	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
Z+	1	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
Stand offs	1	170.33	171.67	168.60	1.26	1.25	1.28
	2	169.73	176.22	172.63	1.27	1.22	1.25
	3	171.26	172.21	167.96	1.26	1.25	1.28
	4	175.37	170.21	173.07	1.23	1.26	1.24

(elaboración propia)

Tabla 74: Esfuerzo de von Mises, tornillos faltantes en panel +Y

		Esfuerzo de von Mises (Mpa)			Factor de seguridad		
		3 faltante	3 faltante	1 faltante	3 faltante	3 faltante	1 faltante
Grupo	Número	X	Y	Z	X	Y	Z
X-	1	123.97	153.31	124.55	1.73	1.40	1.73
	2	123.04	143.80	125.77	1.75	1.50	1.71
	3	124.38	150.56	124.86	1.73	1.43	1.72
	4	123.16	142.08	125.91	1.75	1.51	1.71
X+	1	124.43	149.86	123.95	1.73	1.43	1.73
	2	123.39	141.53	124.99	1.74	1.52	1.72
	3	124.02	152.56	123.65	1.73	1.41	1.74
	4	123.08	143.87	124.57	1.75	1.49	1.73
Y-	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Y+	1	100.60	101.48	0.00	2.14	2.12	-
	2	100.60	101.48	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	0.00	0.00	100.60	-	-	2.14
	4	100.60	101.48	100.60	2.14	2.12	2.14
Z-	1	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
Z+	1	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
Standoffs	1	170.33	171.67	168.60	1.26	1.25	1.28
	2	169.73	176.22	172.63	1.27	1.22	1.25
	3	171.26	172.21	167.96	1.26	1.25	1.28
	4	175.37	170.21	173.07	1.23	1.26	1.24

(elaboración propia)

Tabla 75: Esfuerzo de von Mises, tornillos faltantes en panel -Z

		Esfuerzo de von Mises (Mpa)			Factor de seguridad		
		4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante
Grupo	Número	X	Y	Z	X	Y	Z
X-	1	123.97	153.31	124.55	1.73	1.40	1.73
	2	123.04	143.80	125.77	1.75	1.50	1.71
	3	124.38	150.56	124.86	1.73	1.43	1.72
	4	123.16	142.08	125.91	1.75	1.51	1.71
X+	1	124.43	149.86	123.95	1.73	1.43	1.73
	2	123.39	141.53	124.99	1.74	1.52	1.72
	3	124.02	152.56	123.65	1.73	1.41	1.74
	4	123.08	143.87	124.57	1.75	1.49	1.73
Y-	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Y+	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Z-	1	100.60	100.60	101.42	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.42	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.42	2.14	2.14	2.12
	4	0.00	0.00	0.00	-	-	-
Z+	1	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
Standoffs	1	170.33	171.67	168.60	1.26	1.25	1.28
	2	169.73	176.22	172.63	1.27	1.22	1.25
	3	171.26	172.21	167.96	1.26	1.25	1.28
	4	175.37	170.21	173.07	1.23	1.26	1.24

(elaboración propia)

Tabla 76: Esfuerzo de von Mises, tornillos faltantes en panel +Z

		Esfuerzo de von Mises (Mpa)			Factor de seguridad		
		4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante
Grupo	Número	X	Y	Z	X	Y	Z
X-	1	123.97	153.31	124.55	1.73	1.40	1.73
	2	123.04	143.80	125.77	1.75	1.50	1.71
	3	124.38	150.56	124.86	1.73	1.43	1.72
	4	123.16	142.08	125.91	1.75	1.51	1.71
X+	1	124.43	149.86	123.95	1.73	1.43	1.73
	2	123.39	141.53	124.99	1.74	1.52	1.72
	3	124.02	152.56	123.65	1.73	1.41	1.74
	4	123.08	143.87	124.57	1.75	1.49	1.73
Y-	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Y+	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Z-	1	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
Z+	1	100.60	100.60	101.58	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.58	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	0.00	0.00	2.14	-	-
	4	0.00	100.60	101.33	-	2.14	2.12
Standoffs	1	170.33	171.67	168.60	1.26	1.25	1.28
	2	169.73	176.22	172.63	1.27	1.22	1.25
	3	171.26	172.21	167.96	1.26	1.25	1.28
	4	175.37	170.21	173.07	1.23	1.26	1.24

(elaboración propia)

Tabla 77: Esfuerzo de von Mises, tornillo faltantes estructurales

		Esfuerzo de von Mises (Mpa)			Factor de seguridad		
		4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante	4 Faltante
Grupo	Número	X	Y	Z	X	Y	Z
X-	1	123.97	153.31	124.55	1.73	1.40	1.73
	2	123.04	143.80	125.77	1.75	1.50	1.71
	3	124.38	150.56	124.86	1.73	1.43	1.72
	4	123.16	142.08	125.91	1.75	1.51	1.71
X+	1	124.43	149.86	123.95	1.73	1.43	1.73
	2	123.39	141.53	124.99	1.74	1.52	1.72
	3	124.02	152.56	123.65	1.73	1.41	1.74
	4	123.08	143.87	124.57	1.75	1.49	1.73
Y-	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Y+	1	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	2	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	3	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
	4	100.60	101.26	100.60	2.14	2.12	2.14
Z-	1	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.21	2.14	2.14	2.12
Z+	1	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	2	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	3	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
	4	100.60	100.60	101.33	2.14	2.14	2.12
Standoffs	1	168.87	170.42	169.78	1.27	1.26	1.27
	2	171.79	0.00	170.87	1.25	-	1.26
	3	170.06	171.36	168.90	1.26	1.25	1.27
	4	0.00	171.27	0.00	-	1.26	-

(elaboración propia)

IX. ANÁLISIS DE RESULTADOS

A. PRUEBAS DE BATERÍAS

Se realizó una prueba para determinar la capacidad de las baterías para resistir los ciclos de estrés térmico. El procedimiento se implementó para evaluar la influencia que tiene el ciclo térmico en el comportamiento de las características de carga / descarga de la batería. Como las baterías de iones son susceptibles a altas y bajas temperaturas (Panasonic, 2007), los elementos que se utilizarán como componentes de vuelo deben mostrar características consistentes incluso después del estrés térmico. Para determinar el cambio de tales características, se llevaron a cabo pruebas pre y post térmicas para verificar la funcionalidad de los componentes.

Se realizaron ciclos térmicos midiendo la temperatura de las baterías durante la prueba (ver Ilustración 37). Debido a las características del horno y el congelador, las temperaturas alcanzadas fueron más bajas en la fase fría y más altas en la fase caliente. Sin embargo, esto solo garantiza una prueba más rigurosa y asegura que las baterías siempre estén entre los rangos de temperatura, especificados por el procedimiento.

La temperatura de cada batería también se monitoreó durante la duración de cada ciclo de carga/descarga. Esto proporcionó información sobre el comportamiento térmico, dependiendo de la corriente que se proporciona a las baterías. Los gráficos térmicos no muestran incrementos de temperatura relacionados con el proceso de carga o descarga. Durante las pruebas, la variación de la temperatura se relacionó con la temperatura ambiente en la que se realizaron las pruebas. No se observa diferencia en la tendencia en ninguna batería.

No se pudo observar cambio físico en ninguna batería, ya que no apareció ruptura o fuga después del estrés térmico. Las dimensiones de la batería también se mantuvieron constantes, con diferencias de menos del 2% entre las pruebas pre y post térmicas. Sin embargo, la diferencia en las dimensiones puede deberse a la dificultad de medir de manera precisa los bordes blandos de las baterías, cubiertas con cinta kapton. La masa de las baterías permaneció constante antes y después de la prueba y no se midió ninguna pérdida de masa debido a la desgasificación.

Se recopiló información sobre el voltaje de las baterías durante los ciclos de carga antes y después de los ciclos térmicos para poder comparar el comportamiento de las baterías después de haber sido sometidas a estrés térmico. Como se muestra en los gráficos de voltaje vs. Tiempo (ver Ilustraciones 82-98), los cambios en la tendencia del voltaje son casi insignificantes en las baterías B1, B2, B5, B7, B9, B10, B13, B15, B16 y B17. Se pueden observar diferencias mínimas en la curva de voltaje debido al estado inicial de carga de las baterías mencionadas. La diferencia en el estado inicial de carga de las baterías, entre las pruebas pre y post térmicas, causó una variación en el tiempo en que la batería se descarga inicialmente. Esta variación provoca un desplazamiento de la curva de voltaje en el eje X (tiempo). Sin embargo, la tendencia de la curva permanece

constante en las baterías mencionadas anteriormente, ya que los niveles de voltaje y los tiempos de carga / descarga no cambian.

Ciertas baterías mostraron curvas de voltaje inconsistentes en las pruebas pre o post térmicas, así como cambios notorios en la tendencia del voltaje después del estrés térmico. Se pueden observar sobretensiones y picos de voltaje a lo largo de las curvas de voltaje de carga y descarga en las baterías B3, B11, B12 y B14 (consulte las Ilustraciones 84, 92, 93 y 95 respectivamente). Estas sobretensiones crean una diferencia en la tendencia del voltaje y pueden afectar el tiempo de carga o la capacidad de energía de la batería (Sony, 2017). Para las baterías B6, B4 y B8 se puede observar una notoria diferencia en la curva de voltaje entre las pruebas térmicas previas y posteriores, esta variación en la tendencia puede deberse a que la química de la batería se ve afectada por el estrés térmico (Panasonic, 2007). Por esta razón, las baterías mencionadas anteriormente se descartan para otras pruebas.

Basado en los requisitos JAXA de pérdida de masa, variación de OCV y cambio físico (consulte el Cuadro 8 en metodología), debido a la capacidad de las celdas para resistir las pruebas realizadas, las baterías B1, B2, B9, B10, B13, B15, B16 y B17 fueron seleccionadas para continuar con más pruebas en Escocia. Las baterías B5 y B7 se utilizarán para llevar a cabo pruebas destructivas en Guatemala, tales como: pruebas cortas externas y pruebas de sobrecarga.

Para las pruebas de seguridad se utilizaron los parámetros del fabricante como una referencia para considerar el ensayo exitoso. En las tres pruebas se utilizaron registradores de datos para obtener la información de la prueba.

En las pruebas de sobrecarga se obtuvo el perfil de voltaje de la batería las variaciones de voltaje se dan debido al periodo de asentamiento del voltaje de la batería. En este se reduce el voltaje debido al balance de cargas entre el ánodo y cátodo, llegando a un voltaje de circuito abierto menor al de reconexión del circuito de carga. Por esta razón la pila vuelve a aceptar carga y el ciclo se repite. Se registró la temperatura de la celda durante la prueba de sobrecarga. Como se observa en la Ilustración 60, la temperatura se redujo durante las 8 horas de prueba. Esto se debe al decremento de la temperatura ambiente desde el inicio hasta el final del ensayo. Debido al correcto funcionamiento del circuito de protección y al cumplimiento de los parámetros de voltaje de corte, se considera exitosa la prueba de sobrecarga de batería.

Para la prueba de cortocircuito externo se graficó el perfil de corriente de la batería durante el corto. En este se obtuvo un valor de resistencia necesaria para activar el circuito de protección. Este actuó en el tiempo establecido por los parámetros de la hoja de datos del fabricante. El circuito fue capaz de desconectar la batería de la carga al entrar en cortocircuito. Luego de realizar la prueba se midió el circuito abierto de la celda, obteniendo un resultado de 3.7V OCV. Esto es mayor al parámetro de 3.6 V establecidos por el fabricante. Por esta razón la prueba se considera exitosa.

La prueba de sobre descarga tenía como objetivo verificar la capacidad del circuito de protección para poder cortar la carga en las terminales de la batería. Este circuito debía actuar una vez la pila llegara a ser menor

al voltaje establecido por el fabricante (3.2V). En este ensayo se obtuvo un voltaje de corte de 3.05V. Este valor se encuentra dentro de los parámetros establecidos por DPT. En la gráfica se observa un aumento en el voltaje a los 77,000 segundos. Esto se debe a que la batería aumenta su voltaje debido al balance de cargas. Esto hace que el circuito de protección libere la protección y luego la batería tome carga nuevamente. Debido a que la batería vuelve a conectarse con la carga, se reduce su voltaje hasta el valor de tensión de funcionamiento de la protección y la batería deja de proveer potencia nuevamente. Lo anterior confirma el funcionamiento del circuito, indicando una prueba exitosa.

Para realizar el análisis del presupuesto de potencia se realizó una hoja de cálculo capaz de mostrar el consumo del satélite a lo largo de una órbita completa. En esta es posible crear escenarios de consumo para las diferentes fases de la misión. Como se puede observar en los Cuadros 28-32 de resultados, se crearon tres diferentes escenarios de consumo de potencia. Por cada escenario se calculó la esperanza de vida de las baterías tomando en cuenta los ciclos de vida brindados en la hoja de datos del fabricante.

El primer escenario analizado se creó para simular el consumo de potencia del satélite justo después del lanzamiento. Se utilizó el módulo de ADM para el despliegue de antenas. Ya que este módulo trabaja por ciclos con intervalos de treinta minutos, solamente se simuló un ciclo. Sin embargo, es posible notar que el consumo de las resistencias es poco significativo y aunque se utilizara más de un ciclo de despliegue de antenas, el valor de consumo total durante un día de órbitas no varía en gran medida. Tomando en cuenta que luego del despliegue de las antenas se enciende una baliza que transmite cada diez segundos, el valor de potencia consumida por las resistencias es casi nulo. En este se obtuvo un consumo máximo de 249.5 mAh durante una órbita. Debido a que la generación de corriente aproximada en una órbita es de 311 mAh, se obtiene un superávit en la energía disponible en el satélite. Esto hace que las baterías puedan aumentar su estado de carga a un nivel óptimo para operar otros sistemas.

Como segundo escenario se analizó al satélite en su fase de operación luego del despliegue de las antenas. Este transmitirá el estatus de salud y una radio baliza cada diez segundos. Debido a que este será el estado en el que se mantendrá operando Quetzal 1 durante la mayoría del tiempo, se utilizó el escenario en el peor de los casos. Para esto el satélite transmitirá en su máxima potencia, y todos los componentes, a excepción de carga útil y despliegue de antenas, se encontrarán encendidos. En este ensayo se obtuvo un consumo de 262 mAh por órbita. Debido a que la generación corresponde a 311 mAh, se tiene nuevamente un exceso de energía en la órbita que puede ser utilizado para cargar las baterías. Al existir un superávit, es posible operar el satélite y asegurar que, en un tiempo de eclipse mayor al estimado, se podrá enviar el estado de salud sin llegar a descargar la batería por completo.

Por último, se creó un tercer escenario que corresponde a la fase de operación de carga útil. Este se encargará de tomar una serie de cuatro fotos, con un movimiento del carrusel de filtros entre cada foto. Luego de la toma de fotografías, el satélite transmitirá las imágenes a la estación terrestre. Para este escenario, se utilizó una condición para el funcionamiento de la carga útil, este se encendería cuando las baterías se encontrarán con un estado de carga mayor al 65%. Una vez se encontraba a un estado de carga mayor al valor

definido, se Los ciclos del módulo de carga útil se colocaron a una frecuencia alta debido a que este escenario está destinado a verificar la capacidad de mantener un uso continuo de la carga útil sin producir un déficit de potencia en la órbita. Esto demuestra que, incluso con la transmisión de datos, el uso de la carga útil y ADCS, la batería aún puede cargarse y continuar con la misión. Debido al uso constante de la carga útil y la disminución de la generación de energía en la fase de eclipse, el estado de carga disminuirá a un nivel inferior al 65% en algunos casos y el subsistema de carga útil se desactivará hasta que las baterías se vuelvan a cargar.

B. PRUEBAS DE VIBRACIÓN MODAL Y ALEATORIA

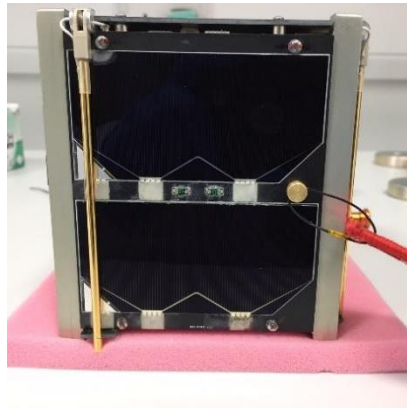
La frecuencia natural de orden más bajo en la prueba de vibración resultó en 370 Hz para el eje Z y la más alta ocurrió en el eje X con 470 Hz, como se observa en el Cuadro 35. Este valor experimental satisface el requisito de JAXA que indica que la frecuencia natural del CubeSat debe ser mayor a 100 Hz.

Después de completar las pruebas de vibración, el CubeSat se logró encender sin ningún problema. La respuesta del CubeSat durante las pruebas de vibración aleatoria de bajo nivel se mantuvo igual después de realizar las pruebas de vibración aleatoria. Para el eje X esto se muestra en las Ilustraciones 114 y 115, para el eje Y en las Ilustraciones 121 y 122 y para el eje Z en las Ilustraciones 128 y 129. En las Ilustraciones 116, 123 y 130 se muestra la respuesta del CubeSat ante la prueba de vibración aleatoria.

El banco de pruebas causa algunos picos en su respuesta durante la prueba de vibración, esto se puede observar en las Ilustraciones 113, 120 y 127, lo cual pudo afectar los resultados de respuesta del CubeSat. En el cuadro 35 también se observa la frecuencia natural del banco de prueba, esta resultó en valores considerablemente altos comparados a la frecuencia natural del CubeSat. Por ejemplo, la frecuencia natural más alta fue de 1336 Hz y la más baja fue de 960 Hz. Otra observación acerca del banco de pruebas es que los rieles del CubeSat se pueden rayar después de estarlo introduciendo y sacando del mismo, por lo que podría mejorarse el diseño para evitar este inconveniente.

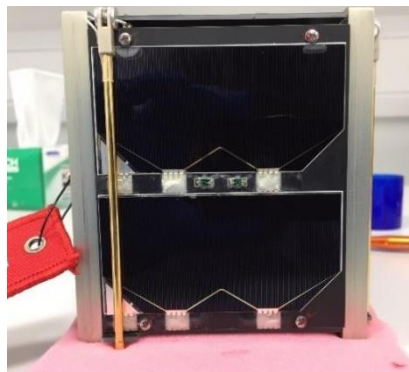
Mediante un análisis visual se determinó que no había distorsión o daños en el CubeSat. Esto incluye las cubiertas de vidrio de las celdas solares, los lentes de la cámara y los filtros. No se encontró alguna pieza suelta, o algo que perjudicara la estructura o los paneles exteriores. En las Ilustraciones 158 a 160, se puede observar el estado del CubeSat después de haber concluido las pruebas de vibración. En Anexos se incluyen Ilustraciones donde se observa el estado de uno de los filtros y la cámara del CubeSat después de las pruebas de vibración.

Ilustración 158. Superficie +X del CubeSat después de la prueba de vibración



(Proyecto CubeSat UVG, 2019)

Ilustración 159. Superficie +Y del CubeSat después de la prueba de vibración



(Proyecto CubeSat UVG, 2019)

Ilustración 160. Superficie +Z del CubeSat después de la prueba de vibración



(Proyecto CubeSat UVG, 2019)

C. PRUEBAS DE TERMO VACÍO

El CubeSat fue capaz de soportar tres ciclos durante las pruebas de termo-vacío sin sufrir daño alguno. La presión más baja a la que llegó y sobrevivió fue 1.26×10^{-6} mBar. La temperatura más baja a la que se colocó la placa térmica fue -42 °C. Al finalizar la prueba y cargar las baterías el CubeSat logró operar sin ningún problema.

Durante la prueba, el CubeSat logró desplegar una antena, darle vuelta al carrusel y tomar una foto durante el ciclo frío de la prueba. En la Ilustración 125 se puede observar el ensayo térmico realizado antes de la prueba de termo-vacío para conocer el comportamiento térmico del CubeSat. En la Ilustración 136 se muestra una gráfica con la lectura de termocuplas durante toda la prueba de termo-vacío del CubeSat, se pueden apreciar los ciclos en altas y bajas temperaturas. En el cuadro 38 se puede observar la presión dentro de la cámara de termo-vacío durante los diferentes períodos de la prueba y durante el ensayo térmico. En el cuadro 39 se encuentra el perfil térmico utilizado en la prueba, donde se detalla el proceso de cambio de temperatura durante cada tiempo que fue permitido para la prueba. Esto incluye el tiempo en que se realizó la rampa desde 20 °C hasta 63 °C y la rampa hacia -42 °C, así como los tiempos de permanencia durante el ciclo caliente y el ciclo frío. Del cuadro 16 se puede notar que la lectura de temperatura máxima fue 60.9 °C, proporcionada por la termocupla F01C14, la cual estaba en la base del banco de prueba. También se puede notar que la misma termocupla tuvo la lectura de temperatura mínima de -38.3 °C. Esto tiene sentido debido a que la base del banco de pruebas estaba atornillado a la placa térmica de la cámara de termo-vacío.

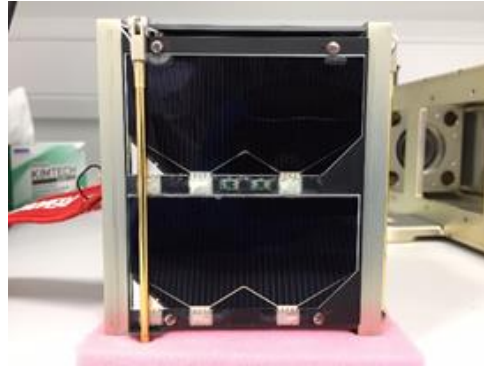
No fue posible cargar las baterías durante la prueba y el CubeSat se apagó antes de llegar a la primera etapa de alta temperatura. Las baterías se drenaron debido a que la carga se utilizó para mantener el calentador para las baterías funcionando. No se esperaba que las baterías fueran a llegar a temperaturas debajo de 5 °C antes de encenderse. En las Ilustraciones 161 a 163, se puede observar el estado del CubeSat después de haber concluido las pruebas de termo-vacío.

Ilustración 161. Superficie +X del CubeSat después de la prueba de termo-vacío



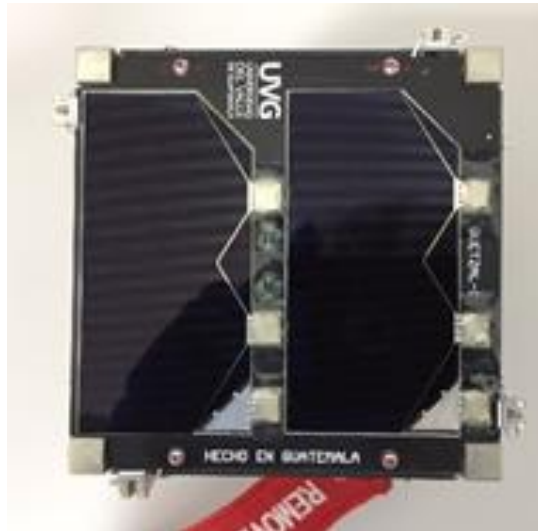
(Proyecto CubeSat UVG, 2019)

Ilustración 162. Superficie +Y del CubeSat después de la prueba de termo-vacío



(Proyecto CubeSat UVG, 2019)

Ilustración 163. Superficie +Z del CubeSat después de la prueba de termo-vacío



(Proyecto CubeSat UVG, 2019)

D. DESARROLLO DE CÁMARA DE VACÍO

Los requerimientos iniciales se cumplieron de manera efectiva con la tercera iteración del montaje. Sin embargo, dichos requerimientos estaban sesgados por los componentes previamente adquiridos. En cuanto a la bomba seleccionada, tenía un rango de operación adecuado para pruebas no concluyentes a los requerimientos de JAXA, ya que no podía alcanzar la presión requerida para pruebas de validación (1.33×10^{-3} Pa) y su rango de temperatura de operación era muy limitado como para hacer un sistema totalmente autónomo de la interacción humana para pruebas muy largas.

Se puede observar en la Ilustración 12 que las bombas rotativas de paletas no pertenecen directamente al rubro de alto vacío, aunque si pueden llegar a esos niveles de vacío con volúmenes pequeños y si se sobredimensiona la bomba sobre el sistema, que era el caso de este sistema. Sin embargo, no están diseñadas

para funcionar por tiempos prolongados. Esto sumado a un sistema escaso de componentes especializados para vacío se traduce en pérdidas de gran magnitud en el sistema, demandando de bombas que puedan operar mayor tiempo sin poner en riesgo su integridad con factores de temperatura. Esto impactando directamente en la autonomía del sistema. Por lo cual se debía haber elegido otra configuración de bomba, por ejemplo, turbo molecular. La ventaja que ofrece esta bomba sobre la rotatoria de paletas es que si está diseñada para trabajar a alto vacío y no requiere lubricante. Esto es importante a tomar en cuenta ya que la evaporación de aceite en la bomba rotatoria podría tener efectos sobre los componentes electrónicos del satélite, obligando a realizar pruebas en un cuarto limpio y preferiblemente apartado de todos los demás componentes, siempre con un grado de riesgo de contaminación. Ahora bien, entendiendo que esta elección de bomba elevaría los costos. Otra solución más económica es la utilización de otro método para retener la presión, utilizando una válvula cheque en vez de bola. Teniendo de igual manera una fuente de fugas la conexión NPT de la cámara de vacío, la cual se podía mejorar con un empaque termo encogible para disminuir dicha problemática.

Ahora bien, para poder hacer pruebas eficientes de funcionamiento se necesita tener un acceso fácil para ingresar cables al sistema, parte que no se tomó en cuenta el proceso de determinar conceptos de operación. La cámara de vacío utilizada está pensada para pruebas de laboratorio aisladas, sin ningún tipo de control, lo podemos saber porque no hay ningún acceso a menos que se utilice la salida de gas que se conecta a la bomba. El proceso adecuado para solucionar dicho problema es comprar la cámara de vacío adecuada para este tipo de pruebas, no únicamente comprar por condiciones de vacío sino todo el entorno.

Finalmente, estos cambios si son ejecutados en conjunto buscan llevar el sistema de vacío para llegar a los requerimientos de JAXA y que no sea únicamente un sistema de preprueba. Sin embargo, con el montaje actual del sistema se tienen las condiciones mínimas requeridas para aceptar el modelo y llevar a cabo todas las prepruebas pertinentes.

E. ANÁLISIS DE FUERZA INTERRUPTORES DE DESPLIEGUE

Según la prueba, todas las corridas estuvieron por debajo de los 3N del requerimiento. Con un promedio de fuerza de activación de 0.24 N y una desviación estándar de 0.032 N, donde se puede observar que la desviación estándar está por debajo del promedio de las corridas, entendiéndose así que hay poca variación entre ellas. Además, se procedió a analizar los resultados con barras y límites de error, siendo los límites determinados por la desviación estándar y las barras por la incertidumbre del instrumento de medición. Observando dicho análisis se puede observar que de las 30 corridas 4 quedan fuera del rango normal incluyendo su incertidumbre, lo cual puede ser causado por la exactitud al colocar el interruptor de despliegue en el sensor de fuerza. Sin embargo, los valores están tan por debajo del requerimiento de JAXA que se vuelve insignificante dicho fenómeno, corroborando que el instrumento de medición fue el adecuado para la prueba y dando a entender que la fuerza de activación nunca será mayor a 3N.

F. ANÁLISIS DE EXPANSIÓN TÉRMICA

Los resultados del cálculo de expansión térmica se pueden analizar en dos sentidos, siendo el primero el análisis de interacción entre la cavidad de la brida y el imán, buscando la integridad del recubrimiento. Segundo, el análisis de falla en la sujeción por una expansión térmica que permita la salida del imán de la brida.

Respecto al primer punto, en ambos casos las bridas se comportan de manera adecuada para la expansión térmica en caliente, el espacio necesario para los dos materiales está en la magnitud de $1e-3$, haciendo claro que es un cambio mínimo que definitivamente está contemplado dentro de las dimensiones originales de los componentes. Sin embargo, si se debe mencionar que el material menos propenso a este fenómeno es el policarbonato, haciéndolo mejor opción para utilizarlo. Con respecto al análisis en frío, se puede observar que para temas de interferencia entre componentes no procede ya que los dos cuerpos se contraen y tienen mayor espacio entre los mismos, haciendo la posibilidad de un contacto por dilatación térmica imposible.

Ahora bien, con respecto al segundo punto de análisis, si se estuviera trabajando un agarre por interferencia entre la brida y el imán si fuese muy riesgoso el cambio de temperatura y por ende el cambio de dimensiones que fuera a sufrir el sistema. Sin embargo, como se puede observar en el **Anexo 1** existe una pestaña superior que asegura la posición del imán dentro de la brida, agregando que en la parte inferior tiene como límite la PCB. Si a eso le sumamos la poca variación de dimensiones longitudinales a nivel de $1e-3$, se puede determinar que la posición del imán dentro de la brida se mantendrá de manera eficiente.

Finalmente, queda demostrado que por el fenómeno de expansión térmica no corre ningún riesgo la integridad del imán ni la sujeción de este. Ahora bien, dicho espacio entre la cavidad y el imán puede ser precursor de algún daño al recubrimiento del imán por movimiento dentro de la misma cavidad. Este análisis de expansión térmica, por lo tanto, debe ir acompañado de un análisis de vibraciones específico para el sistema de sujeción del imán. Ya que el espacio considerado es lo suficientemente correcto para evitar interferencia por expansión térmica pero no está considerando impactos dentro del sistema por vibraciones y movimientos abruptos en el satélite.

G. SIMULACIÓN TÉRMICA DE GENERACIÓN DE CALOR INTERNA.

Analizando la curva de temperatura máxima alcanzada por toda la simulación, se puede observar un comportamiento creciente en un inicio, llegando a un máximo ($39.181\text{ }^{\circ}\text{C}$) y decreciendo posteriormente para retomar un comportamiento similar a una parábola, pero de manera menos pronunciada, que a gran escala ronda la temperatura de 33°C . (Ilustración 146)

En la primera porción de la curva, podemos observar que sube la temperatura de manera gradual hasta que el ensamblaje logra disipar calor por medio de radiación de los medios en contacto con el ambiente, como lo son la estructura, los paneles y celdas solares. Viendo dicho comportamiento se puede asegurar que el satélite si es capaz de disipar calor, ya que no se ve un comportamiento solamente creciente sin llegar a un punto de inflexión. Posteriormente, la temperatura decae hasta llegar a un valor casi constante, donde la temperatura

sigue con un comportamiento ascendente al inicio, llegando a un máximo y bajando hasta el valor constante. Este fenómeno se da debido a la activación de distintos sistemas para el funcionamiento del satélite.

Internamente la distribución de temperatura se puede observar en las Ilustraciones 147 – 149, donde en el primer tercio de la simulación, las áreas con mayor temperatura son OBC y el magnetómetro, los cuales rondan entre los 29 a 39 °C. Mientras que los demás componentes rondan entre los 19 a 29 °C, dejando las temperaturas más bajas para los componentes cercanos a los extremos del ensamblaje. Ahora bien, dicha distribución cambió en el segundo tercio de la simulación, ahora se tienen las temperaturas más altas (21 a 33 °C) en todo el tren central del satélite, desde OBC hasta el Carrusel. Teniendo una baja gradual de temperatura en los componentes alrededor del centro del ensamblaje (8 a 21°C). Finalmente, al terminar la simulación, las temperaturas más altas se ubican desde las baterías hasta el carrusel, con un rango de temperatura de 20 a 33 °C. Disminuyendo según los componentes se alejan de dicho tren central (5 a 19°C).

Teniendo en mente que a los componentes críticos se les asignó una probeta de temperatura específica, los demás pueden analizarse de manera sencilla según los rangos de temperatura descritos anteriormente, donde se tuvo una variación de temperatura desde 5 a 39 °C. Siendo posible comprar dicho rango general con la temperatura de operación de los componentes.

Según las temperaturas descritas en la Tabla 54 obtenidas del documento DOC-THR-007, se puede observar que el rango obtenido por la simulación de temperaturas no excede en ningún límite inferior o superior al de funcionamiento para los demás componentes. Por lo que se puede asegurar que ningún componente no crítico va a fallar por generación interna de calor.

Con respecto a los componentes externos del ensamblaje, se puede observar la distribución de temperaturas en las Ilustraciones 150 a 152. Donde se repite en cada parte de la simulación que los componentes con mayor temperatura son los de la estructura, seguidos por los paneles y las celdas solares. Según la Tabla 55, y la comparación entre temperaturas podemos asegurar que la generación de calor interna no es suficiente para mantener el rango de temperatura requerido por los paneles solares para operar. Ya que se puede observar en las imágenes que alcanzan una temperatura mínima de hasta -91 °C en el panel solar superior. Con lo que se puede argumentar que para asegurar la temperatura de los componentes externos es necesario considerar los flujos de calor externos hacia el satélite, como lo son la radiación del sol, de la tierra y el albedo.

Habiendo analizado los componentes internos y externos designados como no críticos, se puede dar paso a analizar las probetas de temperatura designadas a OBC, COMM y Baterías para su seguimiento más específico.

En la Ilustración 154, se puede observar la curva de temperatura que se obtuvo al colocar la probeta a OBC. De manera muy similar al comportamiento general del satélite, se tiene un incremento de temperatura hasta que el sistema es capaz de disipar dicha generación de calor. Según la simulación el rango de temperatura, de la computadora de abordaje, es de 2 a 25 °C. Con lo cual, comparándolo con la Tabla 56, se puede asegurar que no va a fallar por generación de calor interna.

Con respecto a COMM, en la Ilustración 153, se observa el mismo comportamiento descrito anteriormente para OBC, con la particularidad que es en dicho componente donde se obtiene la temperatura más alta de toda la simulación. El rango de temperatura es de 20 a 39°C, el cual comparado con el dato de funcionamiento de la Tabla 56, nos asegura el correcto funcionamiento del componente ante la generación de calor interna.

Ahora bien, con las baterías, en la Ilustración 155, se observa un comportamiento distinto a los otros dos componentes críticos. Donde la temperatura es creciente con una curva que parece acentuarse en un tiempo más prolongado al de la órbita simulada. Dando pautas que la disipación de dicho componente no es tan efectiva como el del resto, aún que no alcanza una temperatura crítica en la primera órbita, si existe un riesgo latente que dicha condición se llegue a alcanzar o superar, poniendo en riesgo el funcionamiento de las baterías.

Según estos resultados es importante considerar que el análisis consistió únicamente en la generación interna de calor y se realizó con un modelo muy simplificado del satélite, generando dos efectos en específico:

- Primero, al ser un modelo sin flujos de calor externos, no es posible asegurar el funcionamiento de los componentes en órbita. Ya que la inclusión de flujos de calor puede afectar los resultados de la simulación de generación de calor interna.
- Segundo, siendo un modelo tan simplificado del satélite, no se puede asegurar que las temperaturas simuladas sean precisas con respecto a la realidad.

Estas dos consideraciones en conjunto indican que los resultados de esta simulación solo se pueden utilizar como una línea base de comparación con los resultados de las pruebas TVAC de laboratorio. Además, que otorgan una buena base para entender la distribución de temperaturas del satélite en general y sus componentes principales.

Sin embargo, la simulación se puede complementar con el estudio de la Universidad de Colorado (CubeSat on-orbit temperatura comparison to thermal model predictions), con el objetivo de entender a profundidad el posible comportamiento de los componentes en la realidad.

En la Ilustración 21 se puede observar que los componentes actúan en órbita dentro de los límites de operación esperados. Por parte de las baterías, se tiene el mismo rango de temperaturas que en las baterías del CubeSat que se simuló, donde la temperatura máxima alcanzada según el estudio es de 21°C. Indicando que no existe riesgo de fallo en órbita. De igual manera, con las PCBs externas, según el estudio se puede observar que la temperatura mínima alcanzada ya considerando flujos de calor externos hacia el satélite es de -42 °C. Teniendo esto en mente se puede considerar que los flujos de calor externos en órbita si ayudan a mitigar dicho riesgo de funcionamiento.

Finalmente, aunque la simulación de generación de calor interna no entregue el panorama completo de comportamiento térmico del Satélite, se puede esperar un proceder correcto de los componentes según su rango

de temperatura de operación, complementando con los estudios de la Universidad de Colorado y si es posible, validarlo el comportamiento térmico con una simulación de generación de calor externa e interna.

H. UBICACIÓN DE NODOS

La Tabla 80 (anexos) indica la ubicación de nodos para el modelo de Armadura Estructural y la Tabla 28 (anexos) muestra la ubicación de nodos para el modelo de armadura de tornillos exteriores. Se puede ver que la armadura no forma un cubo perfecto debido a la ubicación de los nodos los cuales representan los tornillos. Este arreglo en las armaduras es lo que provoca que la distribución de esfuerzos en los tornillos no sea equitativa entre los 4 por cara. Adicionalmente es evidente que el nodo 5 el cual representa al centro de masa, no se encuentra en el centro geométrico. Esto influyó también en la varianza en la distribución de la carga en los tornillos.

I. ESFUERZOS EN MODELOS DE ARMADURAS

En la armadura de tornillos estructurales se incluyeron los nodos 6, 7, 8 y 9 los cuales representan el extremo inferior de los Standoffs. En estas ubicaciones no existen tornillos que interesen en el análisis, sin embargo se colocó la información pues se puede notar que esta sección recibe mas esfuerzos que los tornillos en el extremo superior de los Standoffs. Esto es debido a que el centro de masa donde se aplica la carga está alejado del centro del modelo de armadura, por lo que a distribución del esfuerzo entre los nodos superiores e inferiores fue distinta y provocó esta diferencia en las magnitudes.

En el caso de la armadura de tornillos externos, los esfuerzos provocados por las reacciones no son similares entre sí. Esto es provocado por la variación que existe en la posición de los tornillos, lo que hace que la magnitud de los esfuerzos variable. Sin embargo a pesar de esto, el centro de masa donde se aplicó la carga se encontraba más cerca del centro de la armadura, por lo que los esfuerzos se distribuyeron de una manera mas uniforme entre los nodos superiores e inferiores, a diferencia del modelo de armadura anterior.

J. CÁLCULO DE ESFUERZO CORTANTE EN PERNOS

En la Tabla 85 (anexos) se muestra la ubicación del centro de masa y el centroide del arreglo de los tornillos. Adicionalmente se muestra la distancia que existe entre el centro de masa y el centroide en los tres casos de aceleración. Esta distancia es la causante del momento que provoca el corte en los tornillos. La magnitud del momento es mayor en el caso de aceleración en el eje X pues es donde mayor es la distancia entre el centro de masa y el centroide. En los otros casos la magnitud es considerablemente menor, sin embargo existe. Esto es lo que provoca que los esfuerzos en cada tornillo sean diferentes entre sí, ya que en base a la distancia al centroide y el ángulo entre cortantes, serán los esfuerzos resultantes.

Es importantes destacar el caso de los tornillos en las caras $-X$ y $+X$ en la aceleración en X , los tornillos en las caras $-Y$ y $+Y$ en la aceleración en Y y los tornillos en las caras $-Z$ y $+Z$ en la aceleración en Z . En estos casos no hay distancia entre el centroide del arreglo y el centro de masa y por ende no existe un momento cortante. Esto es debido a que no se presentan esfuerzos cortantes en este caso sino esfuerzos de tensión. Es por eso que no existe un ángulo entre esfuerzo cortante primario y esfuerzo cortante secundario.

Los valores de fuerza cortante primaria son los mismos en el caso de aceleración en X , Y y Z pues en este caso los 4 soportan la misma carga. Como se mencionó anteriormente, en los paneles que coinciden con el caso de aceleración no se presentan esfuerzos cortantes pero sí de tensión. Por esta razón en la Tabla 87 (anexos) se presentan ambos casos, donde la magnitud de la fuerza es igual entre los tornillos del arreglo, pero se presentan según el tipo de esfuerzo que están causando.

Respecto a la Fuerza cortante secundaria se puede ver en la Tabla 88 (anexos) que los valores entre cada tornillo del arreglo varían. Esto es debido a que la distancia al centro del arreglo es diferente. Esto provoca que los tornillos más alejados del centro sean los que reciban más esfuerzos.

Posteriormente la Tabla 89 (anexos) muestra los resultados de la fuerza resultante. Se observa que se presenta un mayor esfuerzo en los tornillos cuyo ángulo entre cortante primario y secundario es mayor.

Para normalizar los esfuerzos entre los tornillos se debe reducir lo más posible la distancia entre el centro de masa y el arreglo de tornillos para así reducir el momento que provocará los esfuerzos cortantes. Adicionalmente se debe buscar que el arreglo de tornillos por cara sea lo más simétrico posible para igualar las distancias entre el centro y cada tornillo. Aplicando estas dos consideraciones también se normalizará el ángulo entre cortantes por tornillo lo cual provocará esfuerzos similares.

K. ESFUERZOS DE PRECARGA

Posteriormente se muestra en la Tabla 60 los esfuerzos de precarga en ambos tipos de tornillo utilizado. Este esfuerzo por provocar la sujeción a la estructura es el que presenta la magnitud mayor entre todos los esfuerzos a los que está sometido el tornillo. Es por esto que el valor de la precarga es el que mayor incidencia tendrá en el esfuerzo de von Mises y debe ser el primero a considerar si se busca realizar alguna variación.

L. DIAGRAMAS DE ESFUERZO UNITARIO EN TORNILLOS

A continuación, se presentan los diagramas triaxiales de esfuerzos. Se encuentran representados todos los elementos por cara ya que los esfuerzos actúan de la misma manera en cada tornillo por arreglo. Cabe destacar que estos esfuerzos no actúan de la misma forma en los tres casos de aceleración, es por esto que se colocó el elemento por arreglo en la aceleración en X , Y y Z respectivamente.

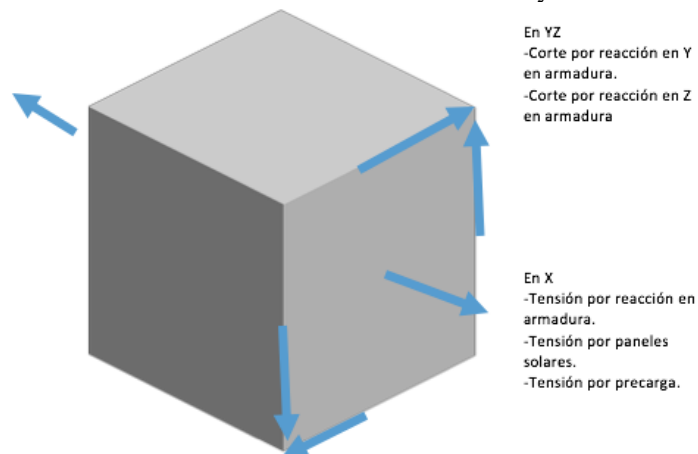
En las Ilustraciones 155 y 156 se presentan los esfuerzos en la cara $-X$ y $+X$. Estos arreglos de tornillos exteriores son los encargados de sostener la estructura interna a los marcos laterales y a su vez sostener los paneles solares que van en estas caras. Es por esto que estos tornillos son los que mayor cantidad de esfuerzos presentan.

Las Ilustraciones 157 y 158 representan los esfuerzos en la cara $-Y$ y $+Y$. Estos arreglos de tornillos exteriores únicamente sujetan los paneles solares por lo que los únicos esfuerzos ejercidos en estos tornillos son los provocados por esta pieza. Los paneles provocan esfuerzos de corte o de tensión según sea el caso de aceleración. Adicionalmente, como en el resto de los tornillos, está presente el esfuerzo de precarga. Este esfuerzo se encuentra ejercido en el eje Y debido a la orientación del tornillo. En la Ilustración 157 se ve que en la aceleración X y Z las placas ejercen un esfuerzo de corte y la precarga uno de tensión. En la Ilustración 158 se ve que en la aceleración en Y únicamente existen esfuerzos de tensión provocados por la precarga y por el panel solar.

El caso de los tornillo en Z es similar a los tornillos en Y ya que al igual que ellos, únicamente sostienen los paneles solares de esa cara. En este caso la precarga ejerce tensión en el eje Z debido a la orientación de los tornillos. Por esta razón en la Ilustración 159 se ve que en la aceleración X y Y las placas ejercen un esfuerzo de corte y la precarga uno de tensión. En la Ilustración 160 se ve que en la aceleración en Z únicamente existen esfuerzos de tensión provocados por la precarga y por el panel solar.

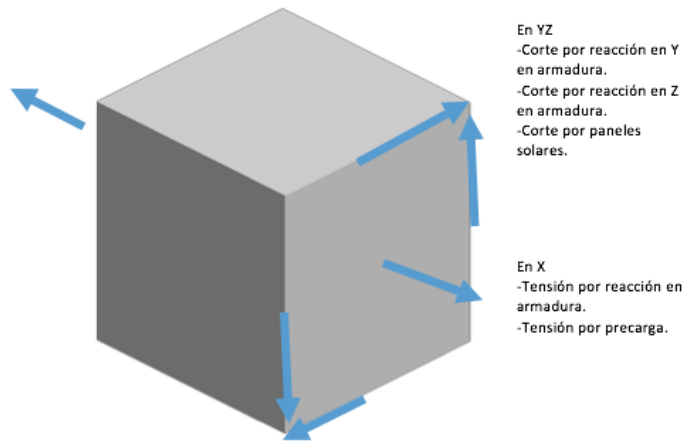
Por último en los tornillos estructurales se tienen las reacciones ejercida por la carga interna. Adicionalmente la precarga actúa en el eje Z por la orientación de los tornillos. En la Ilustración 161 se encuentra representada la acción de estos esfuerzos.

Ilustración 155: Esfuerzos en tornillos en caras $-X$ y $+X$ en aceleración en X



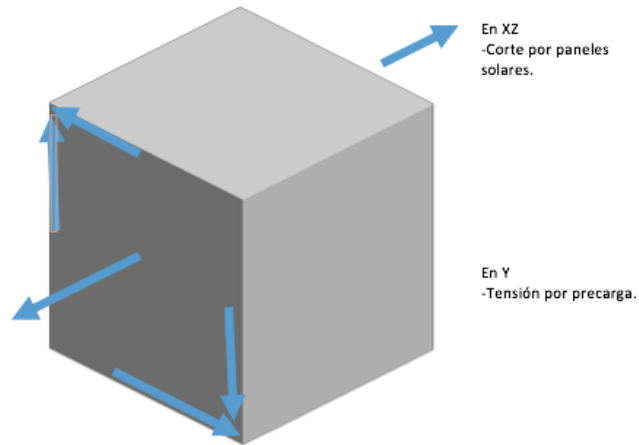
(elaboración propia)

Ilustración 156: Esfuerzos en tornillos en caras $-X$ y $+X$ en aceleración en Y y Z .



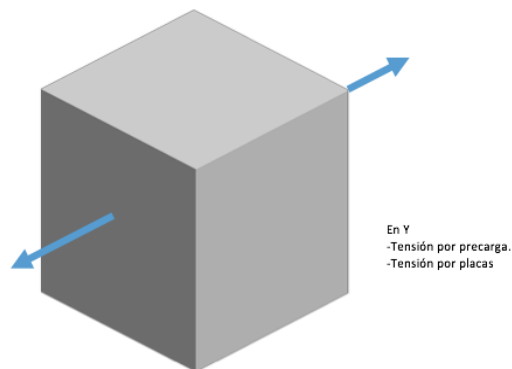
(elaboración propia)

Ilustración 157: Esfuerzos en tornillos en caras $-Y$ y $+Y$ en aceleración en X y Z .



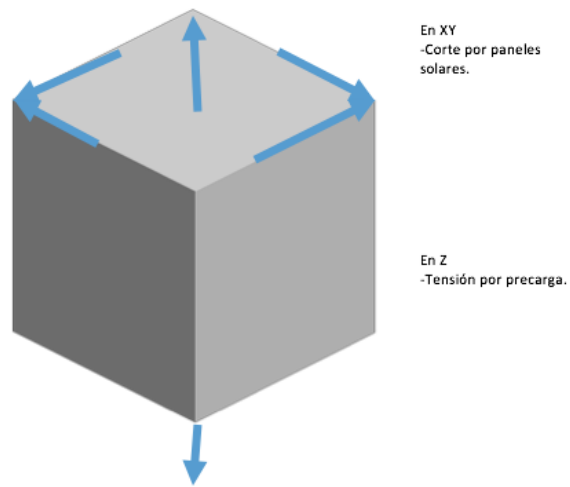
(elaboración propia)

Ilustración 158: Esfuerzos en tornillos en caras $-Y$ y $+Y$ en aceleración en Y .



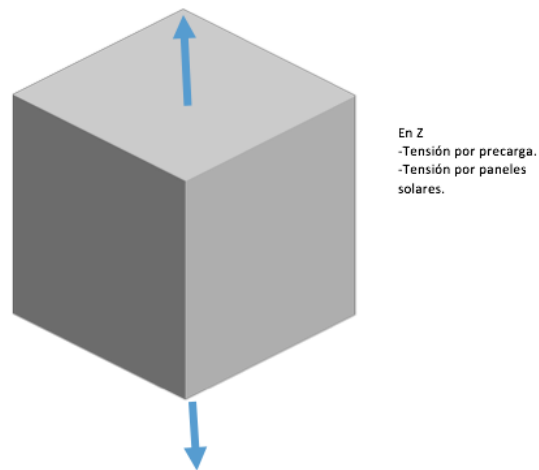
(elaboración propia)

Ilustración 159: Esfuerzos en tornillos en caras $-Z$ y $+Z$ en aceleración en X y Y



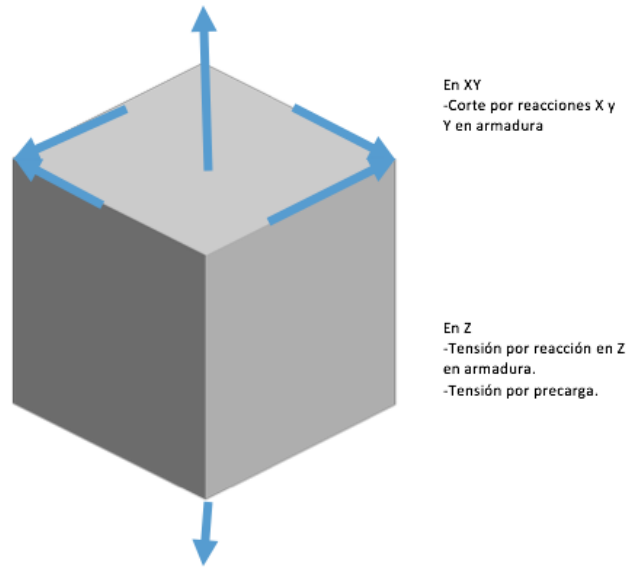
(elaboración propia)

Ilustración 160: Esfuerzos en tornillos en caras $-Z$ y $+Z$ en aceleración en Z.



(elaboración propia)

Ilustración 161: Esfuerzos en tornillos estructurales en aceleración en X, Y y Z.



(elaboración propia)

M. Esfuerzo de von Mises

En la Tabla 61 se presentan el esfuerzo de von Mises por tornillo. Se obtuvo valores similares entre sí lo que indica que la carga, en el caso de los 4 tornillos por cara se encuentra bien distribuida. La similitud es debido a que el mayor esfuerzo, el esfuerzo de precarga, es el mismo en todos los tornillos exteriores y en todos los estructurales. La variación que existe es ocasionada por el cortante de las placas y las reacciones de la armadura sin embargo estos esfuerzos son considerablemente menores que el de la precarga es por eso que existe variación en cada tornillo pero no es tan significativa.

Se calculó el factor de seguridad y en todos los casos es superior a 1, siendo 1.22 el menor, lo que es aceptable. El menor factor de seguridad se tiene en los tornillos estructurales. Esto se debe a que aunque no presenten esfuerzos por corte de placas, el esfuerzo de precarga en estos tornillos es mayor. En la Tabla se resaltó el tornillo crítico por cara en cada caso de aceleración y el factor de seguridad menor para el posterior análisis con este tornillo faltante.

N. Análisis con tornillo crítico faltante

En las Tablas 62 y 63 se presentan los esfuerzos en los tornillos estructurales luego de retirar el tornillo crítico. Lo importante a destacar es que los esfuerzos en el resto de los tornillos disminuyeron en 2 de los 3 tornillos mientras que en el otro aumenta. En el caso de la aceleración en X el esfuerzo disminuyó en el tornillo 1 y 3. En el caso de la aceleración en Z disminuyó en el tornillo 2 y 3. Esto parece ilógico pues en la ausencia de 1 tornillo, el esfuerzo debería distribuirse y aumentar en los otros 3. El factor relevante en este comportamiento es el esfuerzo en las piezas inferiores. En este nuevo análisis se puede observar que

el esfuerzo en todos los nodos inferiores aumenta. Esto explica la disminución en los tornillos estructurales superiores, pues por la posición del centro de masa el esfuerzo se distribuyó en los nodos inferiores.

Las Tablas 64 a 69 muestran el resultado de los esfuerzos en los tornillos externos en el caso de no contar con el tornillo exterior crítico por cara. En este caso al faltar un tornillo en el modelo de la armadura se dio que el esfuerzo disminuyó en un tornillo por cara y aumentó en el resto de los tornillos. Mediante el análisis es evidente que el comportamiento es el mismo en cada caso de aceleración.

En ambos casos de aceleración en X se presentó que el esfuerzo se reducía en el tornillo localizado en la posición diagonal al tornillo faltante y en el tornillo que se encuentra en la misma posición en la cara opuesta, mientras que en el resto de los tornillos el esfuerzo aumentó.

En ambos casos de aceleración en Y se presentó que el esfuerzo se reducía en el tornillo ubicado a la izquierda en la misma cara del faltante y en el tornillo ubicado abajo en la cara opuesta al faltante, mientras en todos los demás aumentaba. En ambos casos de aceleración en Z se presentó que el esfuerzo se reducía en el tornillo localizado arriba del faltante en la misma cara y en el tornillo localizado a la derecha en la cara opuesta al faltante, mientras en los demás tornillos aumentaba.

En los tres casos los esfuerzos disminuían en tornillos ubicados en esquinas opuestas en caras opuestas. Este comportamiento se esperaba ya que en el modelo la carga y los tornillos están conectados entre sí, por la acción de los elementos. Estos elementos son considerados como miembros de dos fuerzas, esto indica que las fuerzas internas actúan de manera igual y opuesta en la dirección del elemento, por lo que si un elemento se encuentra a tensión el otro lo estará a compresión. Esto explica el por qué se tienen 1 tornillo por cara que disminuye, ya que al haber dos que aumentan la reacción del otro es disminuir.

O. Cálculo de Esfuerzo cortante en Pernos con tornillo crítico Faltante

En este análisis el centro de masa, el centro del arreglo de tornillos, la carga y el momento permanecen igual al análisis anterior. En la Tabla 90 (anexos) se muestra la distancia entre el centro del arreglo y cada tornillo. Ya que este análisis se realiza sin el tornillo crítico por cara, se eliminó la información referente, distancia y ángulo entre cortantes en ese tornillo.

Los valores de fuerza cortante primaria son los mismos en el caso de aceleración en X, Y y Z pues en este caso los 3 tornillos presentes por cara soportan la misma carga. Como se mencionó anteriormente, en los paneles que coinciden con el caso de aceleración no se presentan esfuerzos cortantes, pero sí de tensión.

La Tabla 92 (anexos) muestra los resultados de la fuerza cortante primaria. Estos esfuerzos son mayores que en el caso de los 4 tornillos por cara. Este era el resultado esperado pues se tenía la misma carga dividida en un menor número de tornillos. Respecto a la Fuerza cortante secundaria se puede ver en la Tabla 93 (anexos) que los valores entre cada tornillo del arreglo varían. Esto es debido a que la distancia al centro del arreglo es diferente. Esto provoca que los tornillos más alejados del centro sean los que reciban más esfuerzos, como se esperaba.

Posteriormente, la Tabla 94 (anexos) muestra los resultados de la fuerza resultante. Se observa que se presenta un mayor esfuerzo en los tornillos cuyo ángulo entre cortante primario y secundario es mayor.

Como se esperaba, los resultados de la fuerza resultante y por ende de los esfuerzos aumentó respecto al análisis previo. En la ausencia de un tornillo, los esfuerzos cortantes se distribuyen entre los tornillos presentes. Este aumento es causado por el cortante superior ya que se define como la carga adicional sobre cada tornillo debida al momento.

P. Cálculo de esfuerzo de von Mises con tornillo crítico faltante

En este se cálculo se utilizan los esfuerzos encontrados mediante el modelo de armaduras, los esfuerzos resultantes de la carga por paneles solares y los esfuerzos de precarga calculados en el caso de no tener al tornillo crítico por cara. Los diagramas de esfuerzo unitario permanecen igual al caso de 4 tornillos por cara. Según esto y al análisis previo del tornillo crítico por cara, se calculó los esfuerzos de von mises y se tabularon en las Tablas 71 a la 77. Como se puede observar en las Tablas 71 a 77 el esfuerzo en los tornillos exteriores (caras $-X$ y $+X$) aumentó en 2 de los 3 tornillos. Esto debido a lo discutido previamente sobre la acción y reacción de los elementos que conforman el modelo de armadura de tornillos exteriores.

En el caso de los tornillos exteriores en las caras $-Y$, $+Y$, $-Z$ y $+Z$ se da un aumento en los 3 tornillos restantes. Esto se esperaba pues al faltar un tornillo las fuerzas cortantes primario y secundarios aumentaron por lo tanto también lo hizo la fuerza resultante y el esfuerzo. En el caso de los tornillos Estructurales se tiene una disminución en 2 de los 3 tornillos, como se discutió previamente

XI. CONCLUSIONES

1. Se seleccionaron ocho baterías que pueden ser utilizadas como componentes de vuelo en Quetzal-1 en conformidad con los requerimientos de JAXA sobre la capacidad, perfil de carga y protección. Según los resultados obtenidos en la sección de resultados, pruebas térmicas y pruebas de seguridad de baterías, estas pueden soportar los ciclos térmicos sin mostrar fugas o cambios físicos y su circuito de protección es capaz de garantizar la seguridad de la celda.
2. Se establecieron los procedimientos de pruebas a baterías para verificar el funcionamiento luego de estrés térmico en las baterías. Se desarrolló un protocolo de pruebas para comprobar el correcto funcionamiento de los circuitos de protección contra sobrecarga, cortocircuito y sobre descarga, estas se detallan en la metodología, apartado pruebas a baterías
3. En el análisis de consumo de potencia, mostrado en el apartado de resultados, se obtuvieron los consumos reales de cada uno de los módulos que componen a Quetzal-1 para obtener un resultado de presupuesto de potencia equivalente al consumo real en la misión.
4. Con los resultados de las simulaciones de presupuesto de potencia se determinó que Quetzal-1 es capaz de generar la potencia suficiente para operar conforme a los requisitos de la misión. Por lo tanto, la capacidad de las baterías es suficiente para proveer energía durante las fases de eclipse sin descargarse.
5. Las pruebas en los laboratorios Higgs Centre for Innovation y Leonardo fueron realizadas siguiendo los procedimientos definidos para cada prueba, los cuales están mostrados en los Anexos. Se comprobó que las pruebas fueron realizadas correctamente, debido a que se siguieron los pasos del procedimiento y se documentaron las desviaciones ocurridas.
6. Los requerimientos para el banco de pruebas de vibración son: mantener el CubeSat en una posición estable y segura, tener una estructura rígida, permitir acceso al satélite, ser fácil de ensamblar, poseer una interfaz para sujetarse a la mesa de vibración del laboratorio en que se realizaron las pruebas, debe restringir el movimiento del satélite en toda dirección y dejar aperturas para colocar acelerómetros sobre el CubeSat. En base a estos requerimientos se diseñó el banco de pruebas de vibración mostrado en Anexos.
7. Los requerimientos para el banco de pruebas de termo-vacío son mantener el CubeSat en una posición estable y segura, permitir acceso al satélite, ser fácil de ensamblar, poseer una interfaz para sujetarse a la cámara de termo-vacío del laboratorio en que se realizaron las pruebas y comprimir los rieles del satélite contra el banco de prueba para sacar aire atrapado entre los rieles del CubeSat y la estructura del banco de prueba. También se diseñó el banco de pruebas de termo-vacío que se observa en Anexos.
8. Durante el análisis de los resultados se comprobó que el CubeSat cumple con el requerimiento de sobrevivir a una prueba de vibración aleatoria, en la que se tenían aceleraciones de 4.825 Grms y frecuencias entre 20 y 2,000 Hz. También se comprobó que el CubeSat cumple con el requerimiento de sobrevivir a una prueba de termo-vacío en la que se llegó a menos de 1.3×10^{-3} Pa en ciclos de

temperatura entre 60 ° C y -20 ° C. Se comprobó el cumplimiento de los requisitos de JAXA y que el satélite no sufriera ningún daño debido a las pruebas. El satélite superó de forma satisfactoria las pruebas requeridas previas a su lanzamiento.

9. Con la tercera configuración descrita en el apartado E de la sección de resultados, es posible desarrollar un sistema de vacío en el cual se puedan llevar a cabo pruebas no concluyentes previas a las de TVAC. Con dicho sistema es posible desgasificar todos los componentes de vuelo, así como probar su comportamiento en un sistema de alto vacío, mitigando así el riesgo de fallo de todo el ensamblaje en las pruebas TVAC de validación requeridas por JAXA.
10. Se asegura que no se tendrán activaciones prematuras del satélite ya que su sistema de inhibición funciona de manera adecuada, debido a que los resultados de la prueba de funcionamiento del sistema despliegan que la única combinación que activa al sistema es cuando el RBF y los dos pines se encuentran activos. Además, que los interruptores de despliegue no superan la fuerza necesaria para su activación según la prueba de validación de fuerza llevada a cabo.
11. Únicamente con la simulación de generación de calor interna no se puede asegurar el correcto funcionamiento del ensamblaje final debido a que los resultados indican que las baterías necesitan una simulación más detallada para determinar su capacidad de disipar el calor. De igual manera las PCBs externas necesitan un análisis adicional para determinar si el riesgo de la temperatura mínima alcanzada en la simulación puede ser mitigado por los flujos de calor externos hacia el satélite. Por lo demás, el resto de las componentes no presentan riesgo de falla debido al rango de temperatura de operación. No obstante, siendo la simulación un modelo muy simplificado, puede afectar la precisión de los resultados con respecto a la realidad y, en consecuencia, que las temperaturas obtenidas puedan ser útiles únicamente como base de comparación con las pruebas de termo vacío realizadas en Escocia o para tener una idea general del comportamiento térmico y su distribución en los componentes del satélite. Sin embargo, complementando con el estudio de funcionamiento de otros CubeSats (MinXSS-1 de la Universidad de Colorado) se puede esperar un comportamiento correcto de los componentes en órbita.
12. Se asegura la integridad del imán permanente del módulo ADCS, ya que el mismo diseño del sistema de sujeción contempla alrededor de 0.27 mm más que la dimensión necesaria para contrarrestar el fenómeno de expansión térmica.
13. La sujeción del sistema de direccionamiento del módulo ADCS no corre riesgo frente a los cambios de temperatura en operación. Esto se puede asegurar debido a que el ensamble de la brida y el imán por diseño contrarresta el fenómeno de compresión térmica, ya que el mismo montaje debido a la PCB y la pestaña superior de la brida, no permite la salida del imán a pesar de un posible cambio en sus dimensiones.
14. Según los documentos realizados para las pruebas finales del satélite se puede asegurar que el montaje final no es riesgoso para su manipulación, debido a la inexistencia de bordes afilados en todo el montaje final. Además, el satélite tiene las medidas adecuadas para su incrustación en el J-SSOD, ya que según la prueba de ajuste realizada con el módulo de ajuste J-SSOD, no se presentaron

interferencias entre el módulo de prueba y el montaje final. De igual manera, se asegura el correcto funcionamiento del sistema de inhibición, según la prueba realizada.

15. Los tornillos estructurales M3X0.5 y externos M2X0.4 soportan los esfuerzos a los que son sometidos en los tres casos de aceleración.
16. Los tornillos estructurales M3X0.5 y externos M2X0.4 soportan los esfuerzos a los que son sometidos en los tres casos de aceleración, con el tornillo crítico faltante por cara
17. El modelo de armadura estructural es válido para calcular el esfuerzo causado en los tornillos M3X0.5, por fuerzas resultantes debido a la carga interna del satélite.
18. El modelo de armadura de tornillos externos es válido para calcular los esfuerzos causados en los tornillos en las caras $-X$ y $+X$, por fuerzas resultantes debido a la carga interna del satélite.
19. Los tornillos, tanto estructurales como externos cuentan con un factor de seguridad mínimo de 1.22 en el arreglo nominal, y de 1.17 en el caso de un tornillo faltante por cara, en los tres casos de aceleración.
20. Los tornillos, tanto estructurales como externos cuentan con un factor de seguridad mayor a 1, en el caso del tornillo crítico faltante por cara, en los tres casos de aceleración.
21. El mayor esfuerzo presente en los tornillos tanto M3X0.5 como M2X0.4 es el esfuerzo de precarga 100.5 Mpa en tornillos exteriores y 164.6 MPA en tornillos estructurale

XIII. RECOMENDACIONES

- Es importante que se documente todo el proceso de diseño de los Bancos de Prueba y que se tengan revisiones respecto a la manufactura de las piezas. Se debe buscar cumplir con los requisitos establecidos, manteniendo piezas de geometría sencilla y ensamblaje rápido. También se debe contar con Bancos de Prueba que permitan un ajuste fino, para poder aflojar o tensar las piezas según se requiera durante el ensamblaje. Otra opción sería diseñar el banco de prueba desde el supuesto que el ensamble se hará alrededor del CubeSat. Es decir, se coloca el CubeSat en una pieza base y se ensambla el resto de las piezas alrededor del mismo.
- Se recomienda utilizar una menor cantidad de tornillos para ensamblar el banco de prueba para las pruebas de vibración debido a que esto dificultaba el ensamblaje, debido a que se debía remover la parte frontal para sacar el CubeSat y cambiarlo de posición. También podría buscarse una manera de hacerse más ligera, manteniendo la seguridad y rigidez necesaria para asegurar la supervivencia del CubeSat.
- Para llevar a cabo las pruebas de una mejor manera se recomienda asegurarse de poder cargar las baterías durante la prueba de termo-vacío para poder hacer pruebas funcionales de todos los componentes. También se podría cambiar la temperatura a la que se enciende el calentador de las baterías para evitar que consuma demasiada energía.
- También es importante asegurarse que los laboratorios elegidos para la realización de las pruebas cumplan con todos los requerimientos establecidos. Debido a que en el laboratorio Leonardo, donde se realizaron pruebas de termo-vacío, no se contaba con un cuarto limpio.
- Se recomienda reubicar la posición de los standoffs, centrada en el marco superior e inferior para tener un arreglo más simétrico respecto al centro de masa y así distribuir de manera más equitativa los esfuerzos.
- Se recomienda reubicar la posición de los agujeros en los paneles solares de manera simétrica y así distribuir de manera más equitativa los esfuerzos de corte provocados por las placas.
- Se recomienda reubicar la posición de los agujeros estructurales para formar un arreglo cúbico y así distribuir de forma equitativa los esfuerzos en cada tornillo.
- Del aprendizaje con respecto al desarrollo de la cámara de vacío, se recomienda hacer todo el proceso de diseño y metodología de establecer requerimientos de operación, para hacer un sistema acorde a las expectativas y no trabajar sesgado. Dando oportunidad a definir mejor el alcance del sistema y agregar más valor al equipo de trabajo.
- Para hacer un sistema realmente autónomo de vacío, con respecto a la interacción humana para pruebas muy largas, es necesario utilizar la bomba adecuada para el sistema (se recomienda turbo molecular, para controlar la contaminación de componentes y el buen funcionamiento en operación prolongada), así como controlar de mejor manera el vacío utilizando una válvula cheque y un sistema de aislamiento en los puntos de mayor fuga, como lo es el sello termo encogible.

- Considerar el acceso a la cámara de vacío para probar el funcionamiento de componentes electrónicos, haciendo una mejor búsqueda de cámaras de vacío con una especificación para ingreso de cables sin perder presión en el sistema.
- Complementar el análisis de integridad física del imán en la brida, con un análisis de vibraciones específico para ese sistema. Ya que el análisis de expansión térmica supone un espacio teórico para evitar interferencia entre los cuerpos, el cual está sumamente contemplado con las dimensiones actuales del sistema, pero no se analiza que tanto puede afectar ese sobredimensionamiento en temas de movimiento e impacto del imán dentro de la cavidad de la brida.
- Según el comportamiento de las baterías y las PCBs externas en la simulación térmica de una órbita, es necesario llevar a cabo un análisis más detallado y prolongado, para asegurar el correcto funcionamiento en un sistema real donde se le agregan flujos de calor externos.
- El análisis de generación de calor interna es útil para asegurar el funcionamiento del satélite en ambientes controlados o de prueba, ya que no se toman en cuenta los flujos de calor externos. Sin embargo, este tipo de análisis es bastante alejado de la realidad, por lo que se recomienda analizar el impacto que tendrían los flujos de calor externos (Albedo, Radiación solar y de la tierra hacia el satélite) si se quiere validar el buen funcionamiento del CubeSat en una situación real en órbita.
- Para la toma de muestras de temperatura en las pruebas de verificación de baterías se recomienda utilizar un ambiente con temperatura constante para evitar las variaciones de temperatura registradas en el componente, ocasionadas por el cambio de temperatura ambiente en la localidad de la prueba

XIV. BIBLIOGRAFÍA

- Battery University. (2014). *What Causes Li-Ion to die*. Obtenido de https://batteryuniversity.com/learn/article/what_causes_lithium_ion_to_die
- Battery University. (2019). *How to prolong lithium-based batteries*. Obtenido de https://batteryuniversity.com/learn/article/how_to_prolong_lithium_based_batteries
- Berbeglia, G. (2003). Tesis Universidad de Buenos Aires. *Simulación de sistemas de potencia solares para satélites*, 66. Buenos Aires, Argentina: Comisión Nacional de Energía Atómica.
- Budinas, R. (2012). *Diseño de Ingeniería Mecánica de Sahigley 9a ed*. México DF: Mc Graw-Hill.
- Cengel, Y. (2011). *Heat and mass transfer: Fundamentals and applications*. México D.F.: McGraw Hill.
- Cengel, Y., & Ghajar, A. (Cengel, Yunus; A. J. Ghajar. 2011.). *Transferencia de calor y masa, fundamentos y aplicaciones*. 4a ed. Mexico, DF: McGraw-Hill.
- Fox, G., & David, S. (2001). Understanding the Physics of Electrodinamic Shaker Performance. *Sound & Vibration Dynamic Testing Reference Issue*, 2-10.
- Gilmore, D. (2002). *Spacecraft Thermal Control Handbook Vol 1*. 2a ed. Estados Unidos de América: Instituto Americano de Aeronáutica y Astronáutica.
- Graham Kelly, S. (Graham Kelly, S. 2012. Estados Unidos de). *Mechanical Vibrations: Theory and Applications*. 1a ed. Estados Unidos de América: Cengage Learning.
- Guo, R. (2016). 2016. Mechanism of the entire overdischarge process and overdischarge-induced internal short circuit in lithium-ion batteries. *Sci. Rep. Nature*, 6.
- Hermida, D. (Hermida D. 2016.). *Effective approach to CubeSat environmental testing: Mechanical and Thermal*. European Space Agency.
- Hibbeler, R. (1995). *Mecánica de Materiales*. Mexico : Prentice Hall.
- Higgs Centre for Innovation. (2019). UVG CubeSat Vibration Test Record. 6.
- Honeywell. (2016). *MICRO SWITCH Subminiature Basic Switches*.
- IIT Bombay Student Satellite Team. (2018). *Battery*. Obtenido de <https://www.aero.iitb.ac.in/satelliteWiki/index.php/Battery>
- IMV Corporation. (2018). *IMV Vibration Test Systems: i250 Datasheet*. 2.
- JAXA. (2015). *JEM Payload Accommodation Handbook*. Japón.

- Kern, D., & Scharton, T. (2005). NASA handbook for Spacecraft Structural Dynamics Testing. NASA, 9.
- KJ-Magnetics. (2019). *Neodymium Magnet Physical Properties*. Obtenido de KJ Magnetics: Neodymium Magnet Physical Properties
- Larson, W. (1999). Spacecraft Subsystems. *Space Mission, Analysis, and Design*. El Segundo, California: Kluwer Academic Publishers.
- Larson, W., & Wertz, J. (1999). *Space mission, analysis and design. 3a ed.* Estados Unidos de América: Space Technology Library.
- Leonardo: Airborne & Space Systems. (2019). Thermal Vacuum Engineering Test Report 191908. 12.
- Mason, J., Lamprecht, B., Woods, T., & Downs, C. (2015). *CubeSat On-Orbit Temperature Comparison to Thermal-Balance-Tuned Model Predictions*. Colorado.
- MatWeb. (22 de octubre de 2019). *MatWeb*. Obtenido de <http://www.matweb.com/>
- NASA. (1971). En *Thermal Radiation Heat Transfer Vol. III* (pág. 372). Washington, DC: NASA.
- NASA. (2017). . En *CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers* (pág. 205). California: NASA.
- NASA. (2017). *CubeSat 101 Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*. Obtenido de Nasa.gov: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_csli_CubeSat_101_508.pdf
- NASA. (2018). En *General Environmental Verification Standard* (pág. 203). Greenbelt, Maryland.
- PASCO. (2012). *Economy Force Sensor*. Obtenido de https://www.pasco.com/prodCatalog/CI/CI-6746_economy-force-sensor/index.cfm
- Pionas, P. (2004). *Satellite Thermal control engineering*.
- Pisquini, G. (2 de agosto de 2017). *Universidad de Buenos Aires - Exactas Departamento de Física*. Obtenido de http://materias.df.uba.ar/14aa2017c2/files/2016/03/vacio_lab04_Acha.pdf
- Proyecto CubeSat UVG. (2018). *DOC-THR-007 CubeSat Thermal Simulations*. Guatemala.
- Proyecto CubeSat UVG. (2019). DOC-SYS-029 Information for QUETZAL-1 Laboratory Tests. *Universidad del Valle de Guatemala*, 11.
- QE-Quality. (2018). *QE Quality Series Vacuum Pump Instruction Manual*.
- Rao, S. (2012). *Vibraciones mecánicas. 5a ed.* México DF: Pearson Education.
- Sobrado, J. (2 de julio de 2010). *ICMM*. Obtenido de <https://wp.icmm.csic.es/esisna/wp-content/uploads/sites/26/2010/10/tecnoldevacio.pdf>

Sony. (2017). Lithium on Rechargeable Batteries. *Sony Technica Handbook*, 45-52.

Talledo, A. (2013). *Tecnología de Alto Vacío, herramientas básicas para el mantenimiento industrial*. Lima.

Tarascond, J., & Armand, M. (2001). Issues and challenges facing rechargeable lithium batteries. *Nature*, 359-367.

Tecnovac. (2012). *Ultra vacío en español*. Obtenido de <http://www.uhv.es/sites/milka/doc/Curso%20de%20vacio%20Tecnovac.pdf>

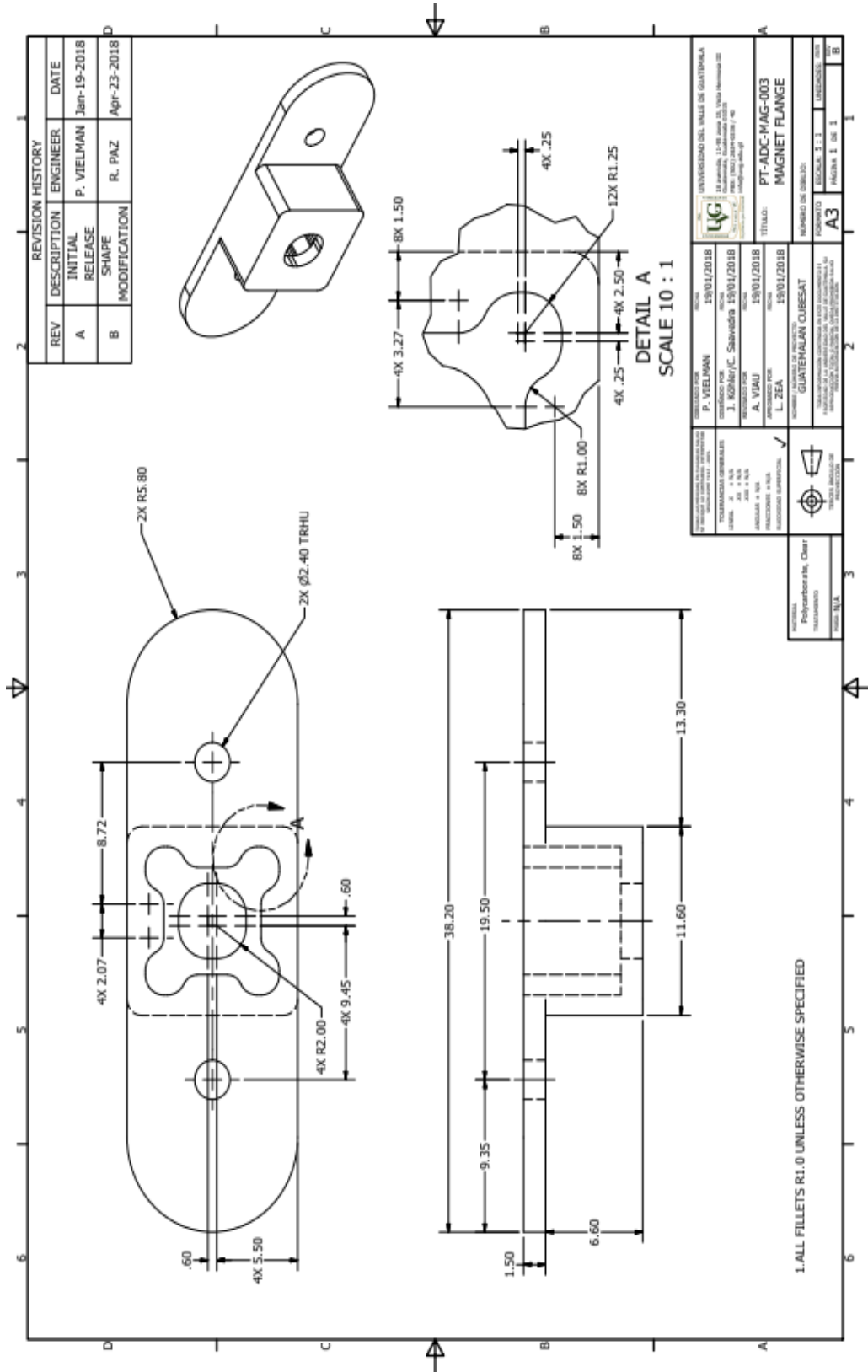
TeraTorr-Tecnologies. (2 de marzo de 2019). *TeraTorr Technologies*. Obtenido de <https://www.teratorr.com/11-tipos-de-bombas-de-vacio/#>

Tohnichi. (2018). *Torque Handbook Vol. 8*. 72.

Winters. (2019). *Winters.com*. Obtenido de <https://winters.com/PDF/PFP-ZR.pdf>

XV. ANEXOS

Anexo 1: Plano de la brida de sujeción del módulo
ADCS.



Anexo 2: Procedimiento de inspección para bordes afilados.



Procedimiento de inspección para bordes afilados

Alcance

Este documento incluye la información de la inspección de bordes afilados para la verificación final en laboratorio, para el primer satélite guatemalteco, ejecutadas en Escocia. Documento basado en los requerimientos establecidos por JAXA.

Antecedentes

Este es una de las pruebas que se tiene que ejecutar en Escocia para validar los requerimientos de JAXA, referentes al funcionamiento general del satélite. Esta prueba debe ser ejecutada antes que las de termo vacío y vibraciones. Posteriormente se hará la validación de funcionamiento de las baterías.

Materiales y Equipos

Tabla No. 1 Materiales y equipos

Cantidad	Descripción	Marcar si está disponible
1	Ensamblaje del satélite (GC-FM-01)	
2	Guantes de látex	
2	Mascarilla quirúrgica	
2	Gorro quirúrgico	
2	Bata del laboratorio	
2	Pulsera antiestática	
2	Guantes de algodón para inspección (RN67368)	
1	Cuarto limpio categoría 7	
1	Caja de acrílico del CubeSat	
1	Desarmador Philips	

1	Alfombra antiestática	
---	-----------------------	--

Inspección de bordes afilados		
Paso	Descripción	Usuario/Fecha (DD/MM/YY)
1	Verificar que todos los materiales y herramientas descritos en la sección de materiales y equipo estén disponibles para su uso.	
Desviaciones del procedimiento:		
2	Ponerse los guantes de látex	
Desviaciones del procedimiento:		
3	Ponerse la mascarilla	
Desviaciones del procedimiento:		
4	Ponerse el gorro quirúrgico	
Desviaciones del procedimiento:		

5	Ponerse la bata de laboratorio	
Desviaciones del procedimiento:		
6	Ponerse la pulsera antiestática y verificar que esté aterrizada a tierra.	
Desviaciones del procedimiento:		
7	Colocar la caja de acrílico en la mesa dentro del cuarto limpio, de tal forma que el plano Z+ esté dirigido a usted y el Y- hacia la mesa.	
Desviaciones del procedimiento:		
8	Limpiar la alfombra antiestática con etanol al 96%.	
Desviaciones del procedimiento:		
9	Desatornillar la parte superior de la caja de acrílico con el desarmador Phillips. Con una mano se debe sujetar la caja asegurando que no se mueva y con la otra tomar el CubeSat por la estructura superior. Tener especial cuidado en no tomar el ensamblaje de elementos sensibles como las antenas o celdas solares.	
Desviaciones del procedimiento:		
10	Retirar el satélite de la caja de acrílico.	

Desviaciones del procedimiento:		
11	Hacer una inspección visual del CubeSat con especial atención en anomalías en el ensamblaje, verificando la apariencia externa y los bordes del pin RBF.	
Desviaciones del procedimiento:		
12	Colocar el CubeSat dentro del cuarto limpio. Z+ viendo la parte superior del cuarto limpio Z- en dirección de la mesa Y+ en dirección al usuario Colocar la alfombra antiestática en una posición asegurando que esté fija para empezar la inspección.	
Desviaciones del procedimiento:		
13	Colocarse los guantes de algodón para inspección.	
Desviaciones del procedimiento:		
14	Inspeccionar la superficie confirmando que no existan bordes afilados, en la siguiente imagen se observan los puntos a verificar.	

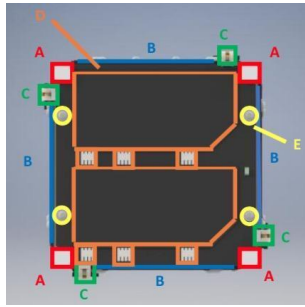


Ilustración 1. Puntos para inspeccionar en Z+

- Rieles estructurales (A)
- Bordes de los paneles solares (B)
- Bisagras de las antenas (C)
- Celdas solares (D)
- Cabezas de tornillos (E)

Desviaciones del procedimiento:

15 Empezar la inspección con el riel estructural 1 en Z+. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.
Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.

Desviaciones del procedimiento:

16 Continuar la inspección con el riel estructural 2 en Z+. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.
Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.

Desviaciones del procedimiento:

17	<p>Continuar la inspección con el riel estructural 3 en Z+. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
18	<p>Continuar la inspección con el riel estructural 3 en Z+. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
19	<p>Continuar la inspección con el panel solar en Z+. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
20	<p>Continuar la inspección con las celdas solares en Z+. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		

21	<p>Continuar la inspección con las bisagras de las antenas en Z+. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
22	<p>Continuar la inspección con las cabezas de tornillos en Z+. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
23	<p>Girar el ensamblaje en una posición estable para continuar la inspección en la siguiente dirección:</p> <p>-Z viendo hacía arriba. +Z en dirección a la mesa. +Y en dirección del usuario.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
24	<p>Inspeccionar la superficie confirmando que no existan bordes afilados, en la siguiente imagen se observan los puntos a verificar.</p>	

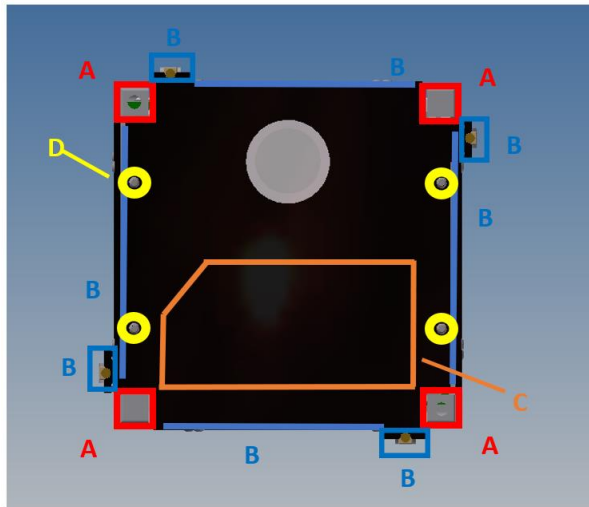


Ilustración 2. Inspección en Z-

- Rieles estructurales (A)
- Bordes de los paneles solares (B)
- Celdas solares (C)
- Cabezas de tornillos (D)

Desviaciones del procedimiento:

25 Empezar la inspección con el riel estructural 1 en Z-. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.
Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.

Desviaciones del procedimiento:

26 Continuar la inspección con el riel estructural 2 en Z-. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.
Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.

Desviaciones del procedimiento:

27	<p>Continuar la inspección con el riel estructural 3 en Z-. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
28	<p>Continuar la inspección con el riel estructural 4 en Z-. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
29	<p>Continuar la inspección con el panel solar en Z-. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
30	<p>Continuar la inspección con las celdas solares en Z-. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		

31	<p>Continuar la inspección con las cabezas de tornillos en Z-. Tocar con el dedo y verificar con el tacto cualquier borde afilado que pueda comprometer la integridad del guante.</p> <p>Documentar este proceso durante la inspección y después mostrando el resultado en el guante.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
32	Retirarse el guante de algodón.	
Desviaciones del procedimiento:		
33	Colocarse guantes de látex.	
Desviaciones del procedimiento:		
34	Guardar el CubeSat en la caja de acrílico y asegurar la tapa con los tornillos, utilizando el desarmador Phillips.	
Desviaciones del procedimiento:		
35	Incluir todas las fotos en el documento GC-SEIR-01 en la sección específica	
Desviaciones del procedimiento:		

Revisión

Revisión	Detalle	Usuario	Revisión	Aprobación	Fecha
A	Redacción inicial	H. Gómez D. Martínez	V. Ayerdi	V. Ayerdi	11/24/2018
B	Se agregó la inspección en Z- en la Tabla 1	M. Martínez H. Gómez	Lui Zea	Luis Zea	06/19/2019

Anexo 3: Procedimiento prueba de ajuste

Proyecto CubeSat UVG



Procedimiento Prueba de Ajuste

DOC-SYS-033 Rev. B

5 Mayo, 2019

Alcance

Este documento incluye información de la prueba de ajuste para las pruebas finales de laboratorio del primer satélite guatemalteco, las cuales serán realizadas en Escocia. El documento fue basado en los requerimientos establecidos por JAXA. El objetivo de esta prueba es verificar que el ensamblaje del CubeSat pueda ingresar en el módulo de pruebas de ajuste del J-SSOD, sin tener algún tipo de interferencia y se tenga acceso al pin RBF, para removerlo.

Antecedentes

Esta prueba será realizada en Escocia, con el fin de validar los requerimientos de JAXA, sobre el funcionamiento general del QUETZAL -1. Dicha prueba se tiene que realizar antes que las pruebas ambientales, dentro de un cuarto limpio.

Materiales y equipo

Tabla 1. Materiales y equipo.

Cantidad	Descripción	Marcar si está disponible
1	Módulo de verificación de ajuste J-SSOD.	
1	Ensamblaje del satélite (GC-FM-01)	
2	Guantes de látex	
2	Mascarilla quirúrgica	
2	Gorro quirúrgico	
2	Bata de laboratorio	
2	Pulsera antiestática	
1	Guantes de algodón para inspección (RN67368)	
1	Cuarto limpio categoría 7	
1	Caja de acrílico del CubeSat	

1	Desarmador Philips	
1	Llave hexagonal 3/32"	
1	Paño libre de pelusa	
1	Solvente de limpieza, alcohol isopropílico.	
1	Micrómetro (100 a125 mm)	

Prueba de ajuste		
Paso	Descripción	Usuario/Fecha (DD/MM/YY)
1	Verificar que todos los materiales y herramientas descritos en la sección de materiales y equipo estén disponibles para su uso.	
Desviaciones del procedimiento:		
2	Ponerse los guantes de látex	
Desviaciones del procedimiento:		
3	Ponerse la mascarilla	
Desviaciones del procedimiento:		
4	Ponerse el gorro quirúrgico	

Desviaciones del procedimiento:		
5	Ponerse la bata de laboratorio	
Desviaciones del procedimiento:		
6	Ponerse la pulsera antiestática y verificar que esté aterrizada a tierra.	
Desviaciones del procedimiento:		
7	Colocar el J-SSOD dentro del cuarto limpio, en una mesa asegurando su posición estable.	
Desviaciones del procedimiento:		
8	<p>Remover la cubierta, aflojando lentamente los cierres.</p> <p>Precaución: La puerta de bloqueo se abrirá automáticamente cuando se quite la cubierta. Tenga cuidado con el gancho de la puerta de bloqueo.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
9	Remover las cubiertas de ventanas, aflojando lentamente los cierres.	
Desviaciones del procedimiento:		

10	<p>Empuje la placa posterior a la posición donde se comprueba el ajuste y fije la placa posterior colocando el pasador de liberación rápida en el orificio correspondiente.</p> <p>PRECAUCIÓN: Hay rodamientos de bolas que sobresalen de la superficie exterior del pasador de liberación rápida. Estos se pueden empujar hacia la superficie presionando el botón de desbloqueo en la parte superior del pasador de liberación rápida. La colocación y extracción del pasador de liberación rápida hacia / desde el orificio de la caja de verificación de ajuste J-SSOD se realizará presionando el botón de desbloqueo.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
11	<p>Inspeccione que no haya residuos en las Guías de riel del módulo de prueba de ajuste J-SSOD. En caso de que haya residuos, retírelo con un paño sin pelusa.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
12	<p>Coloque la caja de acrílico sobre una mesa dentro del cuarto limpio. Oriente la caja de tal manera que la placa Z+ esté hacia el usuario y Y- hacia la mesa.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
13	<p>Limpiar la alfombra antiestática con etanol al 96%</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
14	<p>Desatornillar la parte superior de la caja de acrílico con el desarmador Phillips.</p> <p>Con una mano se debe sujetar la caja asegurando que no se mueva y con la otra tomar el CubeSat por la estructura superior.</p>	

	<p>Tener especial cuidado en no tomar el ensamblaje de elementos sensibles como las antenas o celdas solares.</p> <p>Retire el ensamblaje de la caja de acrílico.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
15	<p>Cuando ya esté fuera de la caja de acrílico, con cuidado colocarlo en la alfombra antiestática, orientando Z+ hacia arriba.</p> <p>Tenga cuidado al colocarlo en la alfombra, ya que los émbolos de resorte pueden dañarse.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
16	<p>Hacer una inspección visual del CubeSat con especial atención en anomalías en el ensamblaje, verificando la apariencia externa, en los bordes del pin RBF o algún daño en los rieles estructurales.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
17	<p>Documente con fotos de los lados del satélite y una vista isométrica. Adjuntarlas en la sección correspondiente.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
18	<p>Medir la superficie X+ del satélite, según la Ilustración 2. Incluir fotos de la medición en la sección de fotos, documentar el promedio y valor máximo en la sección de resultados.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		

19	Medir la superficie X- del satélite, según la Ilustración 3. Incluir fotos de la medición en la sección de fotos, documentar el promedio y valor máximo en la sección de resultados.	
Desviaciones del procedimiento:		
20	Medir la superficie Y+ del satélite, según la Ilustración 4. Incluir fotos de la medición en la sección de fotos, documentar el promedio y valor máximo en la sección de resultados.	
Desviaciones del procedimiento:		
21	Medir la superficie Y- del satélite, según la Ilustración 5. Incluir fotos de la medición en la sección de fotos, documentar el promedio y valor máximo en la sección de resultados.	
Desviaciones del procedimiento:		
22	<p>La prueba de ajuste debe ser realizada en presencia del personal de JAXA, de manera presencial o vía Skype.</p> <p>Seguir las instrucciones de instalación que del personal de JAXA.</p> <p>Insertar el satélite dentro del módulo J-SSOD, asegurando que contacte con la superficie posterior del módulo.</p> <p>Z+ en dirección del despliegue</p> <p>Z- en dirección contraria al despliegue, de la instalación del módulo.</p> <p>Y- en dirección al centro del módulo J-SSOD.</p>	

	<p>Precaución: Asegúrese de que el pasador de liberación rápida esté insertado adecuadamente en el orificio.</p>  <p>Ilustración 1. Instalación en el módulo de prueba de ajuste.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
23	Verificar que no haya interferencia entre el satélite y el módulo de pruebas de ajuste J-SSOD.	
Desviaciones del procedimiento:		
24	Documentar con fotografías del satélite dentro del J-SSOD, específicamente de los interruptores de despliegue y los émbolos de resorte, además del acceso existente desde las ventanas del módulo hacia el satélite.	
Desviaciones del procedimiento:		
25	Cerrar la compuerta del satélite del módulo de prueba de ajuste J-SSOD-	
Desviaciones del procedimiento:		
26	Verificar que no haya interferencia entre el satélite y la compuerta de cierre del módulo de pruebas de ajuste J-SSOD.	
Desviaciones del procedimiento:		

27	Documentar con fotos que no haya interferencia entre el satélite y la compuerta de cierre del módulo de pruebas de ajuste J-SSOD.	
Desviaciones del procedimiento:		
28	Remover el pin RBF, confirmando que no haya interferencia al quitarlos.	
Desviaciones del procedimiento:		
29	Documentar con fotografías que no haya interferencia entre el pin RBF y el módulo.	
Desviaciones del procedimiento:		
30	Colocar de regreso el pin RBF.	
Desviaciones del procedimiento:		
31	Incluir todas las fotografías en el documento GC-FCR-01.	
Desviaciones del procedimiento:		
32	Retirar el satélite del módulo, tirando de los rieles estructurales del CubeSat.	
Desviaciones del procedimiento:		

33	Verificar que no se haya producido ningún daño en el CubeSat, esto incluye los paneles solares, la estructura, la antena, y otras partes del satélite.	
Desviaciones del procedimiento:		
34	Documento con fotos de cada uno de los lados del satélite y de cada una de las vistas isométricas. Adjunte las fotos en la sección correspondiente.	
Desviaciones del procedimiento:		
35	Guardar el CubeSat en la caja de acrílico y asegurar la tapa con los tornillos, utilizando el desarmador Phillips.	
Desviaciones del procedimiento:		
36	Colocar el módulo de pruebas de ajuste J-SSOD en un lugar seguro.	
Desviaciones del procedimiento:		

Ilustraciones

Ilustración 2. Dimensiones en X+.

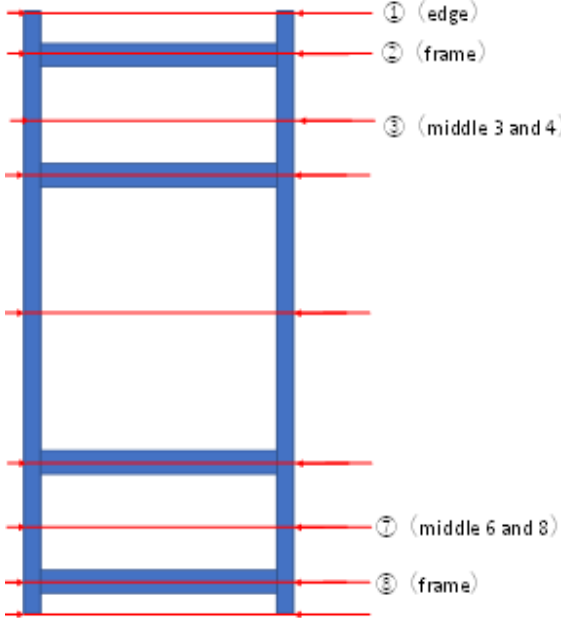


Ilustración 3. Dimensiones en X-.

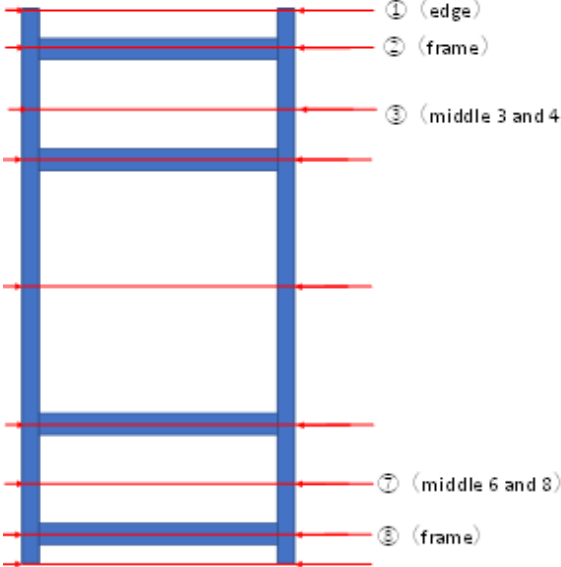


Ilustración 4. Dimensiones en Y+.

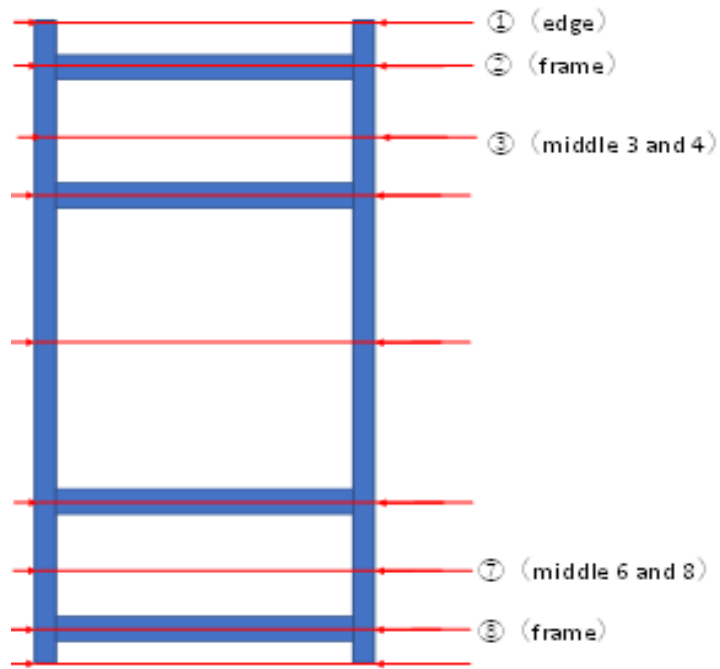
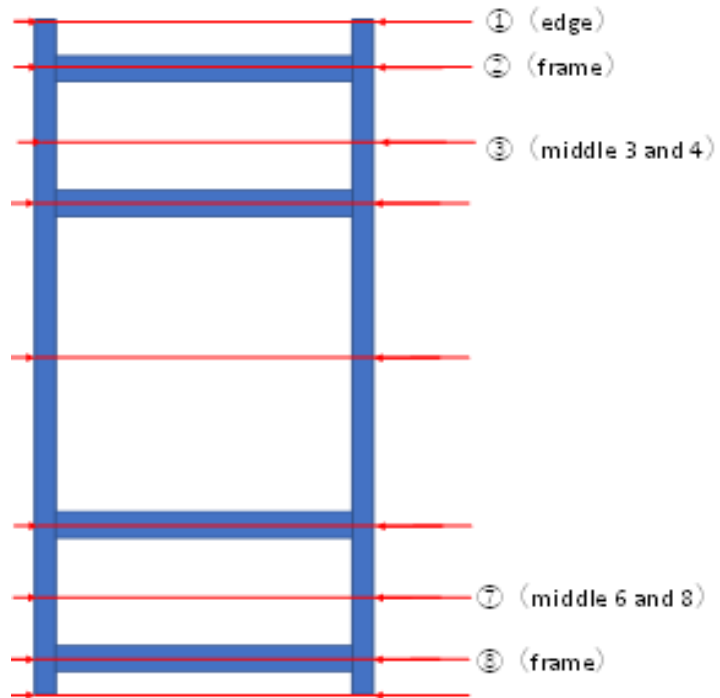


Ilustración 5. Dimensiones en Y-.



Revisión

Revisión	Detalle	Usuario	Revisión	Aprobación	Fecha
A	Redacción Inicial	D. Martínez H. Gomez	V. Ayerdi	V. Ayerdi	11/24/2018
B	Se agregó la sección de Fotos.	M. Martínez H. Gomez	V. Ayerdi	V. Ayerdi	07/02/2019

Anexo 4: Procedimiento de verificación de funcionalidad del sistema de inhibición.



Procedimiento de verificación de funcionalidad del sistema de inhibición.

Alcance

Este documento incluye la información para la prueba que definirá la funcionalidad adecuada de las tres inhibiciones (el pin RBF y los dos interruptores de despliegue). La prueba debe revisar los estados "Activado" y "Desactivado" de las inhibiciones. La funcionalidad de las inhibiciones podría verificarse midiendo el estado de la computadora a bordo (OBC). En cuanto al pin RBF, "Activado" indica cuándo se extrae el pin RBF y "Desactivado" indica cuándo se inserta el pin RBF. En cuanto a los interruptores de despliegue, "Activado" indica cuándo se libera el interruptor y "Desactivado" indica cuándo se mantiene presionado.

Antecedentes

Para verificar que el CubeSat no comienza a funcionar antes de que se haya liberado del J-SSOD, JAXA requiere que el fabricante del satélite incluya tres sistemas de inhibición. Debe verificarse que el satélite no puede comenzar a funcionar hasta que las tres inhibiciones hayan pasado a su estado "Activado". El documento GC-IFTR-01 debe completarse con los resultados de la prueba.

La Tabla 1 muestra la Tabla de verdad dada para las inhibiciones.

El pin RBF es solo para control de tierra ya que se eliminará antes del lanzamiento, pero su funcionalidad aún se verificará con fines de referencia.

Tabla 1. Tabla de verdad para las inhibiciones

X: OFF	No. Prueba	RBF	Pin 1	Pin 2	Estado
O: ON	1	X	X	X	Activado
	2	X	X	O	Activado
	3	X	O	X	Activado
	4	X	O	O	Activado
	5	O	X	X	Activado
	6	O	X	O	Activado

7	O	O	X	Activado
8	O	O	O	Desactivado

O Significa “Activado”, X significa “Desactivado”

Advertencias de seguridad.

Esta prueba no debe realizarse sin haber probado cada uno de los módulos por separado, especialmente el OBC y los sistemas de inhibición, teniendo en cuenta todos los comentarios y desviaciones de las pruebas anteriores. Esta prueba se ejecutará con el ensamblaje final del CubeSat, por lo que es necesario asegurarse de manejarlo en todo momento con las pautas de seguridad que incluyen el equipo de protección personal requerido, como: guantes, bata de laboratorio, máscara, pulsera para la muñeca con conexión a tierra y gorro quirúrgico. Cuando no se utiliza el CubeSat, debe almacenarse en la caja de acrílico para su almacenamiento, y debe almacenarse allí después de la prueba.

Esta prueba debe ser realizada por al menos dos personas, quienes deben documentar todos los datos y hallazgos en las Tablas correspondientes a continuación.

Materiales y equipo

Tabla 1. Materiales y equipo.

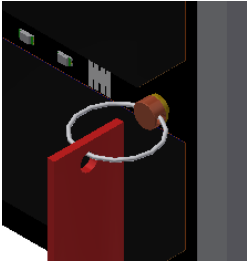
Cantidad	Descripción	Marcar si está disponible
1	Módulo de verificación de ajuste J-SSOD.	
1	Ensamblaje del satélite (GC-FM-01)	
2	Guantes de látex	
2	Gorro quirúrgico	
2	Bata de laboratorio	
2	Pulsera antiestática	
1	Alfombra antiestática	

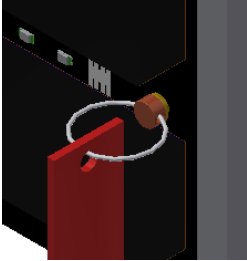
1	Caja de acrílico del CubeSat.	
1	Conector UART	
1	Computadora con Linux	
1	Desarmador Phillips	
1	Cuarto limpio	

Procedimiento

Tabla 3. Procedimiento de verificación del sistema de inhibición.

Paso	Descripción	Usuario/Fecha (DD/MM/YY)
1	Verificar que todos los materiales y herramientas descritos en la sección de materiales y equipo estén disponibles para su uso.	
Desviaciones del procedimiento:		
2	Ponerse los guantes de látex	
Desviaciones del procedimiento:		
3	Ponerse la mascarilla	
Desviaciones del procedimiento:		
4	Ponerse el gorro quirúrgico	
Desviaciones del procedimiento:		
5	Ponerse la bata de laboratorio	
Desviaciones del procedimiento:		
6	Ponerse la pulsera antiestática y verificar que esté aterrizada a tierra.	

Desviaciones del procedimiento:		
7	Colocar la alfombra antiestática y asegurarse que esté aterrizada a tierra.	
Desviaciones del procedimiento:		
8	Limpiar la alfombra antiestática con etanol al 96%	
Desviaciones del procedimiento:		
8	<p>Desatornillar la parte superior de la caja de acrílico con el desarmador Phillips.</p> <p>Con una mano se debe sujetar la caja asegurando que no se mueva y con la otra tomar el CubeSat por la estructura superior. Tener especial cuidado en no tomar el ensamblaje de elementos sensibles como las antenas o celdas solares.</p> <p>Retire el ensamblaje de la caja de acrílico.</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
9	Conecte el satélite a la computadora con el conector UART.	
Desviaciones del procedimiento:		
10	Verificar la comunicación con OBC.	
Desviaciones del procedimiento:		
RBF desactivado e interruptores desactivados		
11	Colocar con cuidado al satélite a una superficie plana, con el conector en dirección al usuario. La cara Z- en dirección a la alfombra antiestática.	
Desviaciones del procedimiento:		
12	<p>Asegúrese de que el pin RBF esté insertado; de lo contrario, insértelo manualmente en el conector MCX como se muestra en la imagen a continuación. Asegúrese también de que ambos interruptores de despliegue estén presionados.</p> 	

19	Asegúrese de que el pin RBF no esté insertado y que los interruptores de despliegue estén presionados por la superficie en la que se encuentra el satélite.	
Desviaciones del procedimiento:		
20	Verifique que el OBC esté apagado, compárelo con las medidas en la Tabla 4 y complételo con el resultado en la columna con el número de prueba que se realizó.	
Desviaciones del procedimiento:		
21	Tome una fotografía de la pantalla en el escritorio que muestre que el OBC está actualmente en comunicación.	
Desviaciones del procedimiento:		
RBF desactivados e interruptores activados		
22	Insertar manualmente el pin RBF, dentro del conector MCX, como está en la imagen siguiente. 	
Desviaciones del procedimiento:		
23	Libere ambos interruptores de despliegue colocando el CubeSat en la base de prueba de despliegue de la antena.	
Desviaciones del procedimiento:		
24	Verifique que el OBC esté apagado, compárelo con las medidas en la Tabla 4 y complételo con el resultado en la columna con el número de prueba que se realizó.	
Desviaciones del procedimiento:		
25	Tome una fotografía de la pantalla en el escritorio que muestre que el OBC está actualmente en comunicación.	
Desviaciones del procedimiento:		

RBF activado, interruptor 1 desactivado e interruptor 2 activado		
26	Remover manualmente el pin RBF del conector MCX.	
Desviaciones del procedimiento:		
27	Levante el CubeSat de la base prueba y presione el interruptor de despliegue 1 con un dedo.	
Desviaciones del procedimiento:		
28	Verifique que el OBC esté apagado, compárelo con las medidas en la Tabla 4 y complételo con el resultado en la columna con el número de prueba que se realizó.	
Desviaciones del procedimiento:		
29	Tome una fotografía de la pantalla en el escritorio que muestre que el OBC está actualmente en comunicación.	
Desviaciones del procedimiento:		
RBF activado, interruptor 1 activado e interruptor 2 desactivado		
30	Presione el interruptor de despliegue 2 con un dedo.	
Desviaciones del procedimiento:		
31	Suelte el interruptor de despliegue 1.	
Desviaciones del procedimiento:		
32	Verifique que el OBC esté apagado, compárelo con las medidas en la Tabla 4 y complételo con el resultado en la columna con el número de prueba que se realizó.	
Desviaciones del procedimiento:		
33	Tome una fotografía de la pantalla en el escritorio que muestre que el OBC está actualmente en comunicación.	
Desviaciones del procedimiento:		
RBF desactivado, interruptor 1 desactivado e interruptor 2 activado		
34	Insertar manualmente el pin RBF en el conector MCX, como en el paso 22	
Desviaciones del procedimiento:		

35	Presione el interruptor de despliegue 1 con un dedo.	
Desviaciones del procedimiento:		
36	Suelte el interruptor de despliegue 2.	
Desviaciones del procedimiento:		
37	Verifique que el OBC esté apagado, compárelo con las medidas en la Tabla 4 y complételo con el resultado en la columna con el número de prueba que se realizó.	
Desviaciones del procedimiento:		
38	Tome una fotografía de la pantalla en el escritorio que muestre que el OBC está actualmente en comunicación.	
Desviaciones del procedimiento:		
RBF desactivado, interruptor 1 activado e interruptor 2 desactivado		
39	Presione el interruptor de despliegue 2 con un dedo.	
Desviaciones del procedimiento:		
40	Suelte el interruptor de despliegue 1.	
Desviaciones del procedimiento:		
41	Verifique que el OBC esté apagado, compárelo con las medidas en la Tabla 4 y complételo con el resultado en la columna con el número de prueba que se realizó.	
Desviaciones del procedimiento:		
42	Tome una fotografía de la pantalla en el escritorio que muestre que el OBC está actualmente en comunicación.	
Desviaciones del procedimiento:		
43	Asegurarse que el pin RBF esté insertado en el conector MCX.	
Desviaciones del procedimiento:		
44	Guarde el CubeSat completamente ensamblado en la caja de acrílico y atornille la tapa con el destornillador Phillips.	
Desviaciones del procedimiento:		

Resultados

Tabla 4. Tabla de mediciones

Prueba	Descripción	Estado de OBC				Estado teórico de OBC
		1	2	3	4	
1	RBF desactivado e interruptores desactivados					Desactivado
2	RBF activado e interruptores activados					Activado
3	RBF activado e interruptores desactivados					Desactivado
4	RBF desactivados e interruptores activados					Desactivado
5	RBF activado, interruptor 1 desactivado e interruptor 2 activado					Desactivado
6	RBF activado, interruptor 1 activado e					Desactivado

7	interruptor 2 desactivado				
	RBF desactivado, interruptor 1 desactivado e interruptor 2 activado				Desactivado
8	RBF desactivado, interruptor 1 activado e interruptor 2 desactivado				Desactivado

Revisión

Revisión	Detalle	Usuario	Revisión	Aprobación	Fecha
A	Redacción inicial	D. Martínez	V. Ayerdi	V. Ayerdi	Nov. 3, 2019
B	Mejoras en descripción de pasos	M. Martínez	Luis Zea	Luis Zea	May 9, 2019
C	Fotografías de pin RBF agregadas.	M. Martínez	M. Martínez	M. Martínez	Jul. 24, 2019

Anexo 5: Instrucción para uso de la cámara de vacío.

Instrucciones para uso de la cámara de vacío

A. Equipo necesario para el montaje:

1. CleanBox B.
2. Desarmador plano 3.0 75 hasta 100 mm.
3. Manguera de kit de manómetros.
4. Cronómetro.
5. Botella de aceite para bomba de vacío QVO-700-Q (Quality).
6. Bomba de vacío (Quality 1.8)
7. Kit de cámara de vacío (Termo Scientific): Recipiente de policarbonato, base de plástico y sello plástico.
8. Arreglo de control: Válvula de bola, Tee de hierro, Acoples NPT to Hose (2), Acople NPT ¼" a ¼", Manguera plástica, Abrazaderas (2), Vacuómetro.

B. Equipo de seguridad indispensable.

1. Bata de laboratorio.
2. Lentes de protección.
3. Guantes de látex.

C. Montaje:

1. Revisar que se tienen todos los componentes y comprobar que todos estén en buen estado
2. Acoplar el arreglo de control, a la cámara de vacío, uniendo la manguera plástica a la base de la cámara de vacío.
3. Asegurar dicha manguera con la abrazadera, ajustándose con el desarmador plano.
4. Enroscar la manguera de kit de manómetros al acople del arreglo de control, y el otro extremo enroscarlo a la bomba de vacío.
5. Insertar el sello de plástico, a la base de la cámara de vacío.
6. Colocar el elemento a evaluar en la base de la cámara de vacío.
7. Colocar el recipiente de policarbonato, de la cámara de vacío, sobre el sello de plástico. Es importante asegurar que todo el borde del recipiente tiene contacto con el sello en su totalidad.
8. Revisar el nivel de aceite, en el visor de la bomba de vacío, debe llegar a las marcas de este. De lo contrario, llenarlo con el aceite para dicha bomba.



D. Uso de la cámara:

1. Abrir la válvula de bola.
2. Energizar la bomba.
3. Corroborar el sello.

4. Asegurarse que la presión llegue hasta -25 inHg (-84.65 kPa). Una variación de +5 inHg es aceptable..
5. Cerrar la válvula de bola.
6. Apagar la bomba de vacío.
7. Poner a correr el cronómetro.
8. Después de 30 min, repetir los pasos 1 al 7, hasta que se complete la totalidad del tiempo requerido de la prueba.
9. Al terminar la prueba, desconectar la manguera de refrigeración a la bomba y abrir la válvula de bola.

** La presión atmosférica en Guatemala es de 84.92 KPa, por lo tanto, la presión que se debe reportar será la presión absoluta del sistema en KPa (Presión absoluta = 84.92 kPa - P _vacío) Fuente: <http://www.meteoprog.co.il/en/weather/GuatemalaCity/>

Anexo 6: Memoria de cálculo del análisis de
expansión térmica.

Tabla 1. Procedimiento de análisis de expansión térmica.

Paso	Descripción	Dimensional	Procedimiento
1	Coeficiente de expansión volumétrica, a partir del coeficiente de expansión lineal.	1/K	$\beta = 3 * \alpha$
2	Volumen del componente	mm ³	$V_0 = a * 3$
3	Diferencia de temperatura	K	$\Delta T = T_f - T_i$
4	Diferencial de volumen por cambio de temperatura	mm ³	$\Delta V = \beta * V_0 * \Delta T$
5	Diferencial de arista por cambio de temperatura imán / brida	mm	$\Delta A = \sqrt[3]{\Delta V} \quad \Delta A = \frac{\sqrt[3]{\Delta V}}{3}$
6	Volumen final	mm ³	$V_{final} = V_0 + \Delta V$
7	Arista final	mm	$\Delta A_{final} = \sqrt[3]{V_{final}}$
8	Diferencia de arista	mm	$\Delta A_{total} = A_{final} - A_{inicial}$
9	Espacio necesario entre componentes	mm	$Espacio_{Necesario} = Diferencia_{arista} * 2$

Tabla 2. Memoria de cálculo del análisis de expansión térmica.

Paso	Resultados Aluminio				Resultados Policarbonato			
	Frío		Caliente		Frío		Caliente	
	Imán	Brida	Imán	Brida	Imán	Brida	Imán	Brida
1	1.56E-05	7.08E-05	1.56E-05	7.08E-05	1.56E-05	6.45E-05	1.56E-05	6.45E-05
2	252.44	287.50	252.44	287.50	252.44	287.50	252.44	287.50
3	-45	-45	55	55	-45	-45	55	55
4	-0.18	-0.92	0.22	1.12	-0.18	-0.83	0.22	1.02
5	-0.56	-0.97	0.60	1.04	-0.56	-0.94	0.60	1.01
6	252.26	286.58	252.65	288.62	252.26	286.66	252.65	288.52
7	6.32	2.20	6.32	2.20	6.32	2.20	6.32	2.20
8	-1.48E-03	-2.34E-03	1.81E-03	2.85E-03	-1.48E-03	-2.13E-03	1.81E-03	2.60E-03
9	-7.64E-03		9.32E-03		-7.22E-03		8.81E-03	

Anexo 7: Informe de prueba térmica de batería



Informe de prueba térmica de batería

Alcance

Este documento pretende ser un procedimiento de referencia para las pruebas preliminares que se realizarán en la Universidad del Valle de Guatemala. Tales pruebas no cumplen con algunos aspectos, de acuerdo con los requisitos y estándares establecidos por JAXA, pero proporcionarán una idea general sobre la funcionalidad de los componentes del CubeSat bajo las altas y bajas temperaturas que se experimentarán en el entorno espacial.

Tabla 1 Documentos de referencia

No.	Referencia	Título	Problema
1	JX-ESPC-101133-B	JEM Payload Accommodation Handbook - Vol. 8 - Documento de control de interfaz de implementación de satélite pequeño	Rev. B
2	Manual técnico de Sony	Baterías recargables de iones de litio Manual técnico	Documento No. SDS-E17-009E (2017)
3	Pauta de mantenimiento de Tektronix	Pautas de mantenimiento de la batería de iones de litio	Documento No.001-1501-00
4 4	Panasonic Battery Handbook	Manual técnico de baterías de iones de litio	Junio de 2007
5 5	PJ-18-002A	Formulario EP para CubeSat guatemalteco	

Tabla 2 Abreviaturas

Abreviatura	Sentido
FM	Modelo de vuelo
NCI	Artículo de no conformidad
TML	Pérdida total de masa
OCV	Abra el circuito de voltaje
TVAC	Termo-vacío

Descripción de la batería:

Tabla 3 Descripción de la batería

Característica	Descripción
Cantidad de celdas por batería	2
Conectividad de celdas	Paralela
Rango de voltaje de funcionamiento	3.3V
Rango de temperatura de carga operativa	0 a +45 grados C
Rango de temperatura de descarga operativa	20 a +60 grados C
Rango de temperatura de almacenamiento	-20 a +60 grados C
Carga promedio y duración	82 mA, 90 min
Pico de carga y duración	1870 mA, 1000 ms
Capacidad requerida	127,3 mAh

Advertencias y consideraciones

Este procedimiento de prueba se basa en diferentes pruebas, que son ciclos de carga y térmicos para baterías.

La parte que se está probando nunca debe estar en contacto directo con las paredes de la cámara térmica (incluidos el piso y el techo). Se debe disponer un mecanismo para que la parte pueda colgarse del techo de la cámara, o se debe construir una red de material de baja conductividad para colocar la parte de prueba.

Se utilizarán al menos dos sensores de temperatura para analizar la homogeneidad de la temperatura dentro de la cámara térmica.

Nunca manipulará los componentes electrónicos si no están a temperatura ambiente.

Debido a la existencia de materiales peligrosos, como se indica en el documento de referencia JX-ESPC-101133-B, el uso del equipo de protección personal indicado en los procedimientos al manipular los componentes electrónicos para estas pruebas es obligatorio. Un extintor de incendios y una manta contra incendios siempre deben ubicarse cerca de la instalación de prueba.

Este procedimiento será implementado por al menos dos personas, una que realice las tareas y la segunda que verifique dos veces cada paso antes de comenzar.

Condiciones de la prueba

Cuadro 1 Características de la prueba de ciclo térmico (según el procedimiento de UVG)

Parámetro	Calificación
Temperatura mínima	-15 ° C
Temperatura máxima	60 ° C
Tiempo de permanencia	1 hora
Ciclos	4 4

Cuadro 2 Lista de materiales de prueba

Cantidad	Descripción	Marcar si está disponible
18	Batería de polímero de iones de litio (PT-PWR-BAT-001)	
1	Marcador a base de agua	
9	Termopares LM35	
1	Cinta adhesiva de poliimida Bertech Kapton de 1 "de ancho.	
1	Báscula	
1	Probador de la batería	
1	Cronómetro (teléfono celular)	
1	Máscara quirúrgica	
1	lentes de seguridad	
1	Alcohol isopropílico	
1	Par de guantes de látex	
1	Bata de laboratorio	
1	Multímetro	

Descripción del equipo

Probador de batería EBC-X

El probador de batería EBC-X está diseñado para pruebas de batería de iones de litio. Proporciona tres categorías de pruebas: probador de alta potencia (rango de 5V 20A-200A), probador estándar (rango de 5V 5A-10A) y probador inferior (rango de 5V 1mA-1000mA). El sistema de prueba consta de: computadora superior y computadora inferior. Cada canal funciona de forma independiente y también los parámetros se pueden configurar individualmente en la carga y descarga.

Ilustración 1 Probador de batería EBC-X



Descripción del procedimiento

Este es un procedimiento general para conducir los esfuerzos térmicos en diferentes subsistemas. Cada subsistema debe hacer una lista de verificación de las pruebas individuales que se realizarán antes, durante y después de que cambie el entorno térmico; para este propósito, las secciones Conjunto de prueba A, B y C están integradas en este documento.

Cuadro 3 descripción de pruebas

Equipo de prueba	Nombre de la prueba	Descripción	Notas
A	Prueba pre-térmica	Esta prueba es un requisito de JAXA. Una verificación física de las baterías asegura que no haya anomalías en su estructura,	Se necesita equipo de seguridad para la persona a cargo de las pruebas para evitar accidentes mientras trabaja con electricidad.

		incluida la masa. OCV, el estado de carga y descarga también se prueba.	
B	Pruebas funcionales de ciclado térmico	Estas pruebas deben realizarse durante las tensiones térmicas a temperaturas mesetas para verificar la funcionalidad de un componente en estas condiciones.	Los componentes se probarán al menos una vez durante las mesetas calientes y frías del ciclo.
C	Pruebas post térmicas	Una verificación física de las baterías asegura que no haya anomalías en su estructura, incluida la pérdida de masa. OCV, el estado de carga y descarga también se prueba.	Se necesita equipo de seguridad para la persona a cargo de las pruebas para evitar accidentes mientras trabaja con electricidad.

Lista de verificación y registro de procedimientos

Cuadro 4 Descripción y registro de piezas.

Parte	ID No.	Hacer	Modelo
Componente electrónico para probar	PT-PWR-BAT-006	DTP	605068
Termopares		Dallas	DS18B20
Horno		Rosthal	GT27RC
Refrigerador		LG	GC-J258VSXV


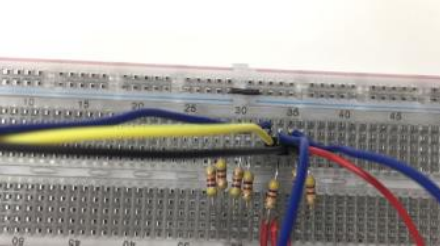
Conjunto de pruebas pre térmicas de batería (A)

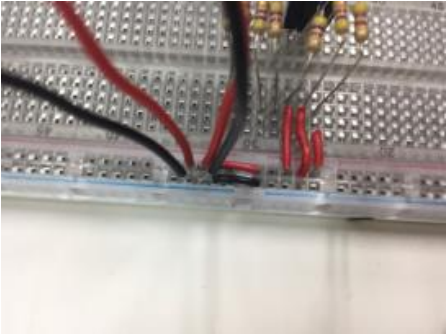
Esta prueba debe poder revelar el rendimiento de las baterías antes de someterlas a un entorno de vacío. Para esta prueba se utilizarán dieciocho baterías, dos de estas baterías se incluirán componentes en vuelo. Se realizará una prueba de aceptación en las baterías de vuelo para garantizar un rendimiento correcto en órbita. Como con cualquier componente de vuelo, se debe tener mucho cuidado para evitar daños a las baterías.

El procedimiento de esta prueba se describe a continuación, el usuario debe completar el documento en esta hoja de cálculo de Excel.

Cuadro 5 Descripción y registro de procedimiento

TAB-PWR-021 Registro de procedimiento de prueba de batería para la prueba A					
Id de la batería					
Prueba A					
Paso	Condiciones por cumplirse	Usuario	Fecha	Marcar cuando haya terminado	Desviaciones del procedimiento
1	Completar cuadro 2 “Descripción de las partes y registro”				
2	Verifique que todas las herramientas y equipos que se enumeran en la Tabla 2 estén disponibles.				
3	Colocarse gafas de seguridad				
4	Colocarse guantes de látex				
5	Limpie nueve baterías con alcohol isopropílico.				
6	Usando un marcador a base de agua, identifique una batería como "TB1"				

7	Identifique el resto de las baterías con el mismo formato, es decir: TB2, TB3, TB4, etc.				
8	Inspeccionar las baterías en búsqueda de cualquier anomalía física o ruptura.				
9	Usando un vernier mida las dimensiones de todas las baterías				
10	Escribir las dimensiones en el cuadro				
11	Use una balanza para medir la masa de las baterías.				
12	Escribir el resultado de la masa en el cuadro				
13	Coloque dos termopares en los lados opuestos de la batería como se muestra en las imágenes. Asegure los termopares con una cinta Kapton de 2 x 1 pulg .				
14	Conecte el cable azul de cada termopar a la línea de salida de pin digital correspondiente del Arduino (como se ve en la imagen)				

15	Conectar cada termopar con el cable rojo a la línea roja "+" de la protoboard y el cable negro del termopar a la pista azul "-" línea de la protoboard.			
16	Conecte el Arduino nano, a la computadora			
17	Conectar cada cable rojo de la batería al cable rojo del probador utilizando un jumper. Conectar cada batería a un diferente canal del probador de baterías.			
18	Conectar cada cable negro de la batería al cable rojo del probador utilizando un jumper. Conectar cada batería a un diferente canal del probador de baterías.			
19	Iniciar el ciclo de carga del probador con una corriente de 1000mA.			
20	Tome una foto de la baterías utilizando la cámara del departamento de Ingeniería Mecánica			
21	Lea en la computadora el voltaje y la temperatura de la batería cada 15 minutos.			

22	Llenar la Tabla 11				
23	Llenar a cabo la “ Primera carga ” sección n de la Tabla 12 (en DOC- PWR-036)				
24	Cargue las baterías hasta que la lectura del estado de carga muestre el 100%				
25	Apagar el probador				
26	desconectar las baterías del probador				
27	Medir, con un multímetro el voltaje de circuito abierto de la batería B1				
28	Medir, con un multímetro el voltaje de circuito abierto de la batería B2				
29	Medir, con un multímetro el voltaje de circuito abierto de la batería B3				
30	Medir, con un multímetro el voltaje de circuito abierto de la batería B4 y así consecuentemente				
31	Llenar el cuadro				
32	repita los pasos 16 y 17 con el fin de conectar las baterías al probador				
33	Ejecute la descarga de la batería con el probador				

34	Mida el voltaje y la temperatura cada 15 minutos.				
35	Llenar el cuadro 4				
36	Llenar el cuadro 5				
37	Descargue las baterías hasta que la lectura del estado de carga muestre el 10% de la capacidad total				
38	Recargar totalmente todas las baterías que se usaron en la prueba.				
39	La etapa de lectura de carga es dada por el probador de batería EBC-X .				
40	Complete la sección " Segunda carga " de la Tabla 11				
41	Retire los termopares de las baterías.				
42	Medir la masa de las baterías				
43	Complete el cuadro 4 con los datos medidos.				
44	Usando un vernier mida las dimensiones de todas las baterías.				
45	Llenar el cuadro				
46	Establecer la prueba A está completa				
47	Ejecutar la prueba B				
48	guarde cada batería dentro de una bolsa ziploc				

49	coloque las baterías dentro de la caja de plástico				
50	Coloque la caja de plástico dentro del gabinete en el cajón con la etiqueta "TÉRMICO"				

Cuadro 6 Dimensiones de la batería 1 a 8

Tarea	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7	B8	B9
Dimensiones antes de la prueba									
Ancho (mm)	49.35	49.40	50.10	49.75	50.00	49.50	49.90	49.50	50.05
Espesor (mm)	5.32	5.23	5.36	5.34	5.33	5.25	5.29	5.21	5.23
longitud (mm)	68.79	68.17	68.49	68.29	67.40	67.60	68.43	67.74	68.03
Dimensiones después de la prueba									
Ancho (mm)	48.45	49.35	50.05	49.80	50.05	49.51	49.86	49.47	50.10
Espesor (mm)	5.35	5.26	5.38	5.32	5.31	5.25	5.31	5.14	5.17
longitud (mm)	68.11	68.09	68.21	68.05	67.45	67.60	68.39	67.76	67.97
Diferencia en dimensiones									
Δ Ancho (%)	1.824	0.101	0.100	0.101	0.100	0.020	0.080	0.061	0.100

Δ Espesor (%)	0.564	0.574	0.373	0.375	0.375	0.571	0.378	1.344	1.147
Δ Longitud (%)	0.989	0.117	0.409	0.351	0.074	0.000	0.058	0.030	0.088

Cuadro 7 Dimensiones de la batería de 10 a 17

Tarea	B10	B11	B12	B13	B14	B15	B16	B17	B18
Dimensiones antes de la prueba									
Ancho (mm)	49.80	49.74	49.72	50.22	50.09	50.12	49.90	49.88	50.01
Espesor (mm)	5.29	5.33	5.28	5.35	5.29	5.28	5.19	5.23	5.27
longitud (mm)	68.54	68.84	67.95	68.38	67.96	68.44	68.35	68.21	68.03
Dimensiones después de la prueba									
Ancho (mm)	49.69	49.88	49.89	50.12	49.97	50.13	49.80	50.23	50.12
Espesor (mm)	5.27	5.32	5.31	5.36	5.24	5.30	5.19	5.25	5.28
longitud (mm)	68.62	68.76	68.07	68.32	68.02	68.34	68.29	68.09	67.76
Diferencia en dimensiones									

Δ Ancho (%)	0.221	0.281	0.342	0.199	0.240	0.020	0.200	0.702	0.220
Δ Espesor (%)	0.378	0.188	0.568	0.187	0.945	0.379	0.000	0.382	0.190
Δ longitud (%)	0.117	0.116	0.177	0.088	0.088	0.146	0.088	0.176	0.397

Cuadro 8 Registro de masa de prueba térmica para baterías B1-B9

Tarea	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7	B8	B9	Requisito
Masa inicial (g)	39.6	39.6	41.1	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	
Masa final (g)	39.6	39.6	41.1	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	
Diferencia (g)	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
Pérdida total de masa [TML] (%)	0	0	0	0	0	0	0	0	0	<0.1%

Cuadro 9 Registro de masa de prueba térmica para baterías B10-B17

Tarea	B10	B11	B12	B13	B14	B15	B16	B17	B18	Requisito
Masa inicial (g)	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	
Masa final (g)	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	39.6	
Diferencia (g)	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
Pérdida total de masa [TML] (%)	0	0	0	0	0	0	0	0	0	<0.1%

Conjunto de pruebas funcionales de ciclo térmico de batería B

Esta prueba debería poder revelar cómo se comportan las baterías después de exponerlas a un entorno de ciclo térmico. Para esta prueba se utilizarán dieciocho baterías, sin embargo, estas baterías no serán componentes en vuelo.

El procedimiento de esta prueba se describe en el documento TAB-PWR-022 Registro de procedimiento de prueba térmica de batería para la prueba de ajuste B-DEV , el usuario debe completar el documento en esta hoja de cálculo de Excel.

TAB-PWR-022 Registro de procedimiento de prueba de batería para la prueba de conjunto B - Rev. DEV			
ID DE LA BATERÍA :			
ESTABLECER PRUEBA B			
Paso	Condiciones para ser reunieron	Usuario	Fecha (DD / MM / AA)
1	Verifique que todas las herramientas y equipos que se enumeran en la Tabla 7 estén disponibles.		
2	Verifique que la prueba A esté hecha		
3	Póngase gafas de seguridad. Nota: Use gafas de seguridad en todo momento mientras trabaja con baterías		
4	Póngase guantes de látex. Nota: Use guantes en todo momento mientras trabaja con baterías		
5	Limpiar el horno por dentro		
6	Verifique que en el horno no haya desechos cubriendo la red de nylon		
7	Saque el componente a probar.		
8	Coloque dos termopares en los lados opuestos de cada batería; Asegure los termopares con una cinta Kapton de 2 x 1 pulg.		

9	Conecte a la computadora el Arduino nano controlando los termopares de las baterías		
10	Encienda la alimentación del horno.		
11	Configure el horno para que emita calor desde todas las fuentes de calor disponibles (piso y techo)		
12	Encienda los termopares del horno.		
13	ajuste la temperatura objetivo del congelador a -15 ° C		
14	Encienda los termopares del congelador.		
15	Coloque las baterías en la red de nylon dentro del horno.		
16	Saque los cables de los termopares del horno por un agujero en la parte posterior.		
17	Conecte el cable azul de cada termopar a la línea de salida de pin digital correspondiente del Arduino conecte dos baterías a cada uno de los dos controladores de termopar disponibles		
18	Conecte el cable rojo de cada termopar a la línea roja "+" de la placa de pruebas y el cable negro del termopar a la línea azul "-" de la placa de conexiones. Conecte dos baterías a cada uno de los dos controladores de termopar disponibles		
19	Encender el horno		
20	Iniciar conexión entre Excel y Arduino		
21	graficar la temperatura de los componentes vs tiempo		
22	Ajuste la temperatura objetivo a 60 ° C. Por favor, no abra el horno hasta que se cumpla el tiempo de permanencia		
23	Llene la Tabla 15 (en DOC-PWR-036) con la hora a la que se realiza cada tarea (HH: MM) utilizando un formato de 24 horas.		

24	Tome una fotografía de la conllustración de las baterías con la cámara del departamento de ingeniería mecánica.		
25	Verifique que los termopares en el horno estén funcionando correctamente, verifique la temperatura de la verificación cruzada con el sistema de imagen térmica compacta FLIR C2 (cámara térmica)		
26	Verifique que los termopares en el congelador funcionen correctamente, compruebe la lectura de temperatura con el sistema de imagen térmica compacta FLIR C2 (cámara térmica)		
27	Compruebe que se alcanza la temperatura alta deseada (60 ° C) de acuerdo con los termopares de las baterías		
28	Iniciar temporizador.		
29	Cuando se cumpla el tiempo de permanencia (1 hora), apague el horno		
30	Abra la puerta del horno para enfriar las baterías.		
31	Las baterías muestran termopares 30 ° C		
32	desconecte los termopares del controlador		
33	Retire las baterías del horno, manteniendo los termopares conectados.		
34	Coloque las baterías dentro de la caja de aislamiento de plástico.		
35	Tome una fotografía de las baterías dentro de la caja, utilizando la cámara del departamento de ingeniería mecánica.		
36	Coloque la caja de plástico en el compartimento superior del congelador.		
37	Llene la Tabla 15 (en DOC-PWR-036) con la hora a la que se realiza cada tarea (HH: MM) utilizando un formato de 24 horas.		

38	Saque los cables del termopar a través del sello derecho del congelador		
39	cierra la puerta del congelador		
40	Conecte las termocuplas de las baterías a la placa de pruebas, repitiendo los pasos 17 y 18.		
41	Iniciar conexión entre excel y Arduino		
42	graficar la temperatura de los componentes vs tiempo		
43	almacenar datos en el archivo de Excel con fecha, identificación de las dos baterías y número de ciclo, por ejemplo. "24-07-TB12-C1"		
44	Compruebe que se alcanza la temperatura baja deseada (-15 ° C) de acuerdo con los termopares de las baterías		
45	Iniciar temporizador.		
46	Cuando se cumpla el tiempo de permanencia (1 hora), retire las baterías del congelador. Por favor, no abrir el plástico de la caja		
47	Coloque la caja de plástico sobre una mesa y sople aire con un ventilador para acelerar la transferencia de calor a la caja.		
48	Las baterías muestran termopares 22 ° C		
49	Conecte la batería al EBC-X Battery Tester de acuerdo con la Ilustración 2 (consulte DOC-PWR-036)		
50	La etapa de lectura de carga es dada por el probador de batería EBC-X.		
51	Complete la Tabla 16 (en DOC-PWR-036) con la lectura del estado de carga		
52	repita el procedimiento hasta completar 4 ciclos		

53	Retire los termopares de las baterías.		
54	guarde cada batería dentro de una bolsa ziploc		
55	coloque las baterías dentro de la caja de plástico		
56	Coloque la caja de plástico dentro del gabinete en el cajón con la etiqueta "TÉRMICO"		
57	desconecte la alimentación del horno		

Cuadro 10: Registro de tiempo de prueba de ciclo térmico.

Tarea	Hora (GMT-6)				Comentarios
	Ciclo 1	Ciclo 2	Ciclo 3	Ciclo 4	
Prueba iniciada	10:36	2:19	9:25	11:10	
Temperatura máx. alcanzado	10:46	2:31	9:51	11:39	
Tiempo de permanencia (al menos 1 hora)					
Enfriamiento iniciado (dentro del horno)	11:46	3:32	10:51	12:40	
Temperatura ambiente alcanzada	11:53	3:50	11:03	12:53	
Componentes colocados dentro del refrigerador	12:00	3:58	11:06	12:58	
Min. temperatura alcanzado	12:28	4:36	11:31	1:27	
Tiempo de permanencia (al menos 1 hora)					
Componentes colocados fuera del refrigerador	1:28	5:36	12:31	2:27	
Temperatura ambiente alcanzada	1:42	5:48	12:45	2:41	
Prueba terminada	1:43	5:48	12:48	2:42	

Cuadro 11 Registros de límite de temperatura

Tarea	Ciclo 1	Ciclo 2	Ciclo 3	Ciclo 4	Comentarios
Temperatura máx. alcanzado (° C)	67,12	66,56	66,56	72,56	
Min temp. alcanzado (° C)	-20,19	-23,75	-21,25	-20,87	

Cuadro 12 Registro de voltaje de circuito abierto de la batería .

Tarea	Batería	C1	C2	C3	C4	Δ OCV (%)	JX-ESPC-101133-B Requisito
Estado de carga (V)	B1	3,69	3,69	3,69	3,69	0.0	<0.1%
	B2	3.70	3.70	3.70	3.70	0.0	<0.1%
	B3	3.60	3.60	3.60	3.60	0.0	<0.1%
	B4	3.82	3.82	3.82	3.82	0.0	<0.1%
	B5	3.93	3.93	3.93	3.93	0.0	<0.1%
	B6	3,62	3,62	3,62	3,62	0.0	<0.1%
	B7	3.97	3.97	3.97	3.97	0.0	<0.1%
	B8	3.75	3.75	3.75	3.75	0.0	<0.1%
	B9	3,44	3,44	3,44	3,44	0.0	<0.1%
	B10	3.85	3.85	3.85	3.85	0.0	<0.1%
	B11	3,62	3,62	3,62	3,62	0.0	<0.1%

	B12	3,43	3,43	3,43	3,43	0.0	<0.1%
	B13	3.77	3.77	3.77	3.77	0.0	<0.1%
	B14	3.50	3.50	3.50	3.50	0.0	<0.1%
	B15	3.78	3.78	3.78	3.78	0.0	<0.1%
	B16	3.87	3.87	3.87	3.87	0.0	<0.1%
	B17	3,69	3,69	3,69	3,69	0.0	<0.1%

Conjunto de pruebas post térmicas de batería C

Esta prueba debe poder revelar el rendimiento de las baterías después de haber sido sometido a un entorno de ciclo térmico. Para esta prueba se utilizarán dieciocho baterías, estas baterías no serán componentes en vuelo.

El procedimiento de esta prueba se describe en el documento TAB-PWR-023 Registro de procedimiento de prueba térmica de batería para la prueba de ajuste C-DEV, el usuario debe completar el documento en esta hoja de cálculo de Excel.

Desviaciones del procedimiento

Marque en la Tabla a continuación si hubo alguna desviación del procedimiento estándar, las razones y si el problema se resolvió o no

Cuadro 13 Elementos de no conformidad.

NCI #	Observaciones	Resuelto / La prueba fue abortada
1	La prueba térmica posterior para la batería 18 falló debido a una falla de comunicación entre el probador y la computadora	Prueba fallida para la batería 18

2		
3		
4		
5		

Anexo 8: Hoja de datos de batería



5. Appearance

It shall be free from any defects such as remarkable scratches, breaks, cracks, discoloration, leakage, or deformation

6. Basic Electrical Characteristics

No.	Items	Criteria	Test Method
6.1	Open Circuit Voltage	3.75V~3.95V	Measure with voltmeter.
6.2	Cell Impedance	$\leq 150\text{m}\Omega$	Measure cells using an alternate current impedance meter at 1kHz .
6.3	Rated Capacity (0.2C ₅ A)	$\geq 2000\text{mAh}$	Discharged after the standard charged cells rest 10min at 23 $\pm 2^\circ\text{C}$. Test can be discontinued when more than Rated capacity. Three cycles are permitted.
6.4	1C ₅ A discharge capacity	$\geq 2000 \times 90\%$	Discharged after the standard charged cells rest 10min at 23 $\pm 2^\circ\text{C}$. Test can be discontinued when more than 90%*rated capacity. Three cycles are permitted.
6.5	Temperature Characteristics	1. Appearance: No deformation, ruptures nor leakage. 2. Discharge Capacity: 55 $^\circ\text{C}$: $\geq 85\%$ *initial capacity; -10 $^\circ\text{C}$: $\geq 70\%$ *initial capacity	Measured the 0.2C ₅ A capacity at 23 $\pm 2^\circ\text{C}$ as the initial capacity. Stored the rechargeable batteries for 16-20hrs at -10 $\pm 2^\circ\text{C}$; 2h for 55 $\pm 2^\circ\text{C}$, and then 0.2C ₅ A discharged at this temperature. Checked the batteries' appearance after rest for 2 hrs at room temperature.
6.6	Storage Characteristics	Retention Capacity: $\geq 85\%$ *initial capacity	Measured the 0.2C ₅ A capacity at (20 $\pm 5^\circ\text{C}$) as the initial capacity. Stored the recharged cells for 28 days at 20 $\pm 5^\circ\text{C}$ and then rest for 2 hrs at room temperature, 0.2C ₅ A discharged after checked the cells' appearance.
6.7	Cycle Life (20 $^\circ\text{C}$)	Capacity \geq initial capacity \times 80%	0.5C discharged after 0.5C ₅ A full charges at 20 $\pm 5^\circ\text{C}$. Carry out 300 cycles

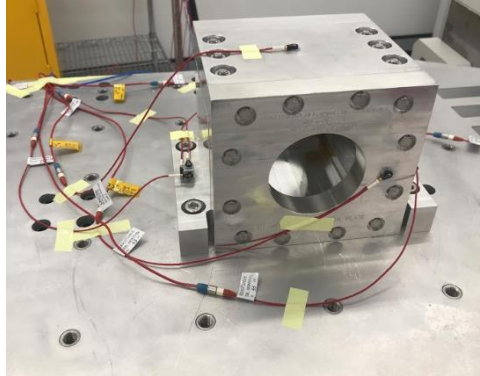
Remark 1 Standard charge: 0.2C₅A charge up to charge limited voltage at (20 $\pm 5^\circ\text{C}$). Charge with limited voltage up to end of current. It is the same to the next content

7. Safety Characteristics

No.	Items	Criteria	Test Method
7.1	Overcharge Characteristics	Appearance: No rupture, fire, smoke, nor leakage.	When the battery is fully charged, go on loading for 8h with a twice rating voltage, 2.0C ₅ A out put current, it starts the over charge protection function.

Anexo 9: Imágenes de soporte componentes del satélite

Ilustración 163. Banco de prueba para pruebas de vibración



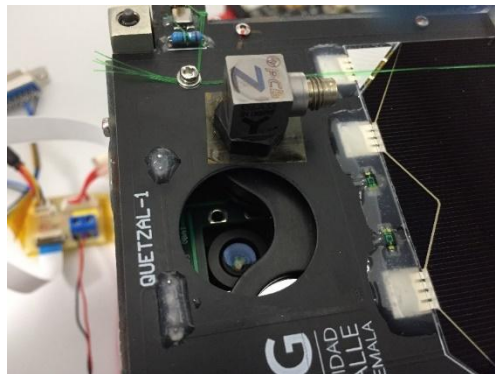
(Proyecto CubeSat UVG, 2019)

Ilustración 164. Filtro óptico después de la prueba de vibración



(Proyecto CubeSat UVG, 2019)

Ilustración 165. Lente de la cámara después de la prueba de vibración



(Proyecto CubeSat UVG, 2019)

Anexo 10: Procedimiento de prueba de vibración

Programa CubeSat UVG



Procedimiento pruebas de vibración

DOC-SYS-036 Rev. C

Julio 24, 2019

Alcance

Este documento incluye la información para la vibración aleatoria de bajo nivel y las pruebas de vibración aleatoria para las pruebas de laboratorio finales del CubeSat guatemalteco, que se ejecutará en Escocia, de acuerdo con los requisitos establecidos por la Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial (JAXA).

Antecedentes

Esta es una de las pruebas requeridas por JAXA para verificar que el satélite cumpla con sus requisitos de seguridad. Después de esta prueba, el CubeSat no se puede desensamblar. Si se desensambla, la prueba deberá realizarse nuevamente.

Cuadro 1. Material y equipo

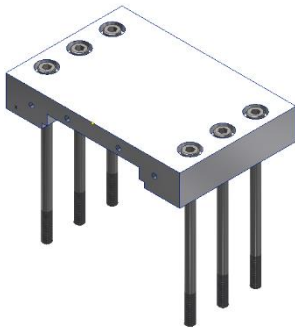
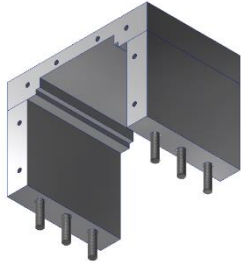
Cantidad	Descripción	Marcar si disponible
1	CubeSat guatemalteco (GC-FM-01)	x
1	Banco de prueba parte inferior (PT-VIB-SCO-001)	x
1	Banco de prueba parte superior (PT-VIB-SCO-002)	x
1	Banco de prueba lateral parte A (PT-VIB-SCO-003)	x
2	Banco de prueba parte frontal/trasera (PT-VIB-SCO-004)	x
1	Banco de prueba lateral parte B (PT-VIB-SCO-005)	x
6	Pernos M8 x 140mm	x
6	Tuercas hexagonales M8	x
24	tornillos M6 x 30mm	x
2	Guantes de látex	x

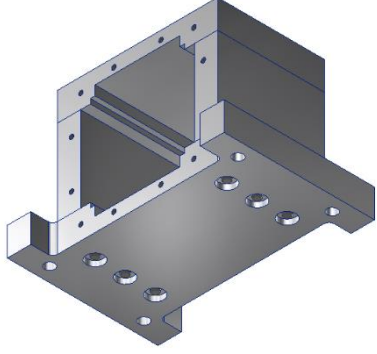
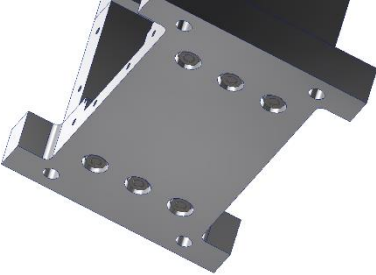
2	Máscara quirúrgica	x
2	Sombrero quirúrgico	x
2	Bata de laboratorio	x
2	Pulsera antiestática	x
-	Acelerómetros	x
1	Marcador	x


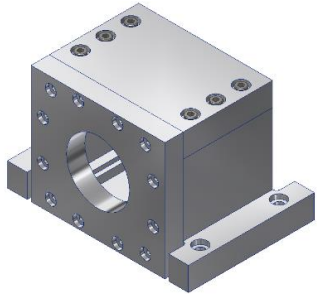
Cuadro 2. Procedimiento prueba de vibración

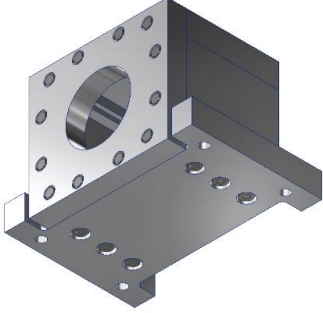
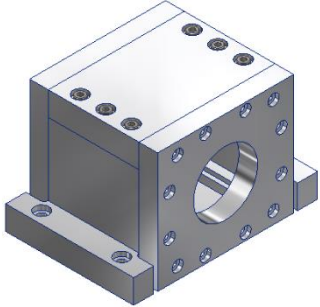
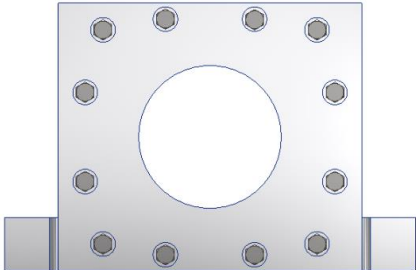
Prueba de vibración		
Paso	Descripción	Usuario/Fecha (DD/MM/YY)
1	Verifique que todos los materiales y herramientas enumerados en la Sección de Materiales y Equipos estén disponibles y listos para usar.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
2	Póngase guantes de látex.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
3	Póngase máscara quirúrgica	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
4	Póngase el sombrero quirúrgico.	MM, 10/09/19

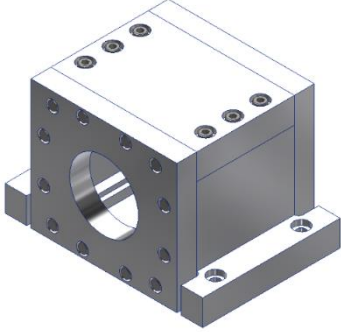
Desviaciones del procedimiento:		
5	Póngase la bata de laboratorio.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
6	Asegúrese de que los tornillos externos en el CubeSat tengan sus propias marcas de torque.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
7	Encienda el equipo de prueba de vibraciones.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
8	Tome las partes del Banco de prueba de vibración y los tornillos y pernos necesarios para el montaje	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
9	Tome la parte superior del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-002) y 6 pernos M8x140mm.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
10	Inserte 6 pernos en los agujeros de la parte superior del Banco de prueba	MM, 10/09/19

		
Desviaciones del procedimiento:		
11	Tome parte lateral A del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-003) y parte lateral B del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-005)	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
12	Inserte parte lateral A del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-003) y parte lateral B del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-005) en los pernos M8. 	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
13	Tome la parte inferior del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-001)	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

14	<p>Ensamble la parte inferior del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-001) con la parte lateral A del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-003) y la parte lateral B del Banco de prueba B (PT-VIB-SCO-005)</p> 	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
15	<p>Inserte tuercas M8 en los pernos de la parte inferior del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-001). El torque necesario para los pernos M8 es 12.5 N*m</p> 	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
16	Asegúrese de que todas las partes estén alineadas	MM, 10/09/19

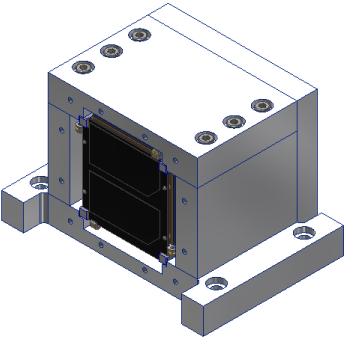
		
Desviaciones del procedimiento:		
17	Tome 2 partes de Banco de prueba Frontal/Trasero (PT-VIB-SCO-004) y 24 tornillos M6 x 30mm	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
18	<p>Ensamble la parte Frontal del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-004) con las otras partes</p> 	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
19	Inserte 12 tornillos M6 x 30mm en la parte Frontal del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-004). Use un torque de 5.2 N*m para estos tornillos	MM, 10/09/19

		
Desviaciones del procedimiento:		
20	<p>Ensamble parte trasera del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-004) con las otras partes</p> 	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
21	<p>Inserte 12 tornillos M6 x 30mm en la parte trasera del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-004). Use un torque de 5.2 N*m para estos tornillos</p> 	MM, 10/09/19

Desviaciones del procedimiento:		
22	<p>El ensamblaje del Banco de prueba debe verse así</p> 	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
23	<p>Sujete el Banco de prueba de vibración a la interfaz de la mesa de vibración usando M10 pernos para probar el eje X del Banco de prueba. Una prueba de análisis modal es necesaria para cada cambio de eje. El torque necesario para los M10 es 24.5 N*m</p>	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
24	<p>Sujete los acelerómetros en el Banco de prueba de vibración, uno en cada eje.</p>	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

25	Programe el equipo de vibración para un análisis modal de vibraciones de bajo nivel. Seguir los valores de la Tabla 1.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
26	Tome una foto de la configuración y agregue la información necesaria en la Tabla 3.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
27	Inicie la prueba de bajo nivel de vibraciones aleatorias solo con el Banco de prueba.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
28	Después que la prueba haya concluido, incluya la información proveída por los acelerómetros en la sección de Resultados	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
29	Con la información obtenida encuentre la frecuencia natural del Banco de prueba, inclúyalo en la Tabla 4.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
30	Póngase la pulsera antiestática. Verifique que esté conectado a tierra.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

31	Tome el CubeSat guatemalteco de la caja de acrílico en la que está almacenado	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
32	Ponga la caja de acrílico adentro del cuarto limpio. Oriente la caja de manera que la placa +Z este hacia el usuario. La cara -Y debe ir hacia la mesa.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
33	Desenrosque la parte superior de la caja de acrílico. Con una mano asegure que la caja no se mueva, y con la otra mano agarre el CubeSat por la parte superior de la estructura. Tenga cuidado de no agarrar elementos delicados como las celdas solares o la antena.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
34	Una vez que esté fuera de la caja, colóquelo con cuidado sobre la mesa dentro de la sala limpia. Oriente el cubo en forma tal que la placa + Z esté hacia arriba. Tenga cuidado al soltarlo.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
35	Inspeccione visualmente el CubeSat guatemalteco en busca de anomalías en el ensamblaje, con especial atención en la apariencia externa del satélite y los bordes en el pin RBF. Inspeccione las marcas de torque en los tornillos también.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

36	Tome una foto de cada uno de los filtros de carrusel para garantizar que no se dañen las piezas de vidrio. Inclúyalos en la sección "Resultados"	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
37	Tome una foto de cada una de las 6 caras del satélite. Inclúyalos en la sección "Resultados"	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
38	Remover la parte trasera del Banco de prueba (PT-VIB-SCO-004).	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
39	<p>Inserte el CubeSat guatemalteco dentro del Banco de prueba.</p> <p>+Z hacia la dirección del usuario.</p> <p>-Z hacia la dirección del banco de prueba.</p> <p>+X hacia el punto base del banco de prueba.</p> 	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

40	Sujete la parte trasera del Banco de prueba Back (PT-VIB-SCO-004) de nuevo en el Banco de prueba.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
41	Configure el equipo de vibración para una prueba modal para medir vibraciones de bajo nivel siguiendo los valores de la Tabla 1.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
42	Coloque acelerómetro triaxial en la cara -Z del CubeSat.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
43	Comience la prueba.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
44	Una vez completada la prueba, incluya la información proporcionada por los acelerómetros en la sección "Resultados".	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
45	Con la información recopilada encuentre la frecuencia natural del Banco de prueba con el CubeSat inclúyalo en la Tabla 4.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
46	Configure el equipo de vibración para una prueba de vibración aleatoria. Siga los valores de la Tabla 2	MM, 10/09/19

Desviaciones del procedimiento:		
47	Iniciar la prueba.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
48	Después que haya concluido la prueba incluya la información provista por los acelerómetros en la sección de Resultados	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
49	Configure el equipo de vibración para una prueba de vibración modal. Siga los valores de la Tabla 1	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
50	Después que haya concluido la prueba incluya la información provista por los acelerómetros en la sección de Resultados	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
51	Con la información recopilada, encuentre la frecuencia natural del Banco de prueba con el CubeSat e inclúyala en la Tabla 4.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

52	Saque el CubeSat del Banco de prueba y póngalo en el cuarto limpio.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
53	Inspeccione visualmente el CubeSat guatemalteco en busca de anomalías en el ensamblaje, con especial atención en la apariencia externa del satélite y los bordes en el pin RBF. Inspeccione las marcas de torque en cada tornillo también.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
54	Tome una foto con uno de los filtros de carrusel para garantizar que no haya daños en las partes de vidrio y en las 6 caras del satélite. Inclúyalos en la sección "Resultados".	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
55	Sujete el Banco de prueba de vibración en la interfaz de la mesa de vibración para probar el eje Y. Una prueba modal es necesaria para cada cambio de eje.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
56	Repita los pasos del 24 al 29 con esta conIlustración.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
57	<p>Inserte el CubeSat guatemalteco adentro del Banco de prueba.</p> <p>+Z hacia la dirección del usuario.</p> <p>-Z hacia la dirección del interior del banco de prueba</p> <p>+X hacia la base del banco de prueba</p>	MM, 10/09/19

Desviaciones del procedimiento:		
58	Repita los pasos del 41 al 54 con esta conllustración.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
58	Sujete el Banco de prueba a la interfaz de la mesa de vibración para realizar la prueba en el eje Z. Se necesita una prueba de vibración modal para cada cambio de eje.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
59	Repita los pasos del 24 al 29 con esta conllustración.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
60	<p>Inserte el CubeSat guatemalteco adentro del Banco de prueba.</p> <p>+Z hacia la dirección del usuario</p> <p>-Z hacia la dirección del banco de prueba</p> <p>+X hacia la base del banco de prueba</p>	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
61	Repita los pasos del 41 al 54 con esta conllustración.	MM, 10/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
62	Después de la prueba de vibración, es necesaria una inspección visual para verificar los siguientes puntos:	MM, 11/09/19

	<p>1. Sin daños en la estructura principal y la estructura más externa;</p> <p>2. Sin daños / roturas de sujetadores;</p> <p>3. Ningún daño / rotura de los cables de nylon que restringen los elementos de la antena;</p> <p>4. Sin daños en los conmutadores de despliegue;</p> <p>5. Sin daños / roturas de la cubierta de vidrio de las celdas solares;</p> <p>6. Sin daños / roturas de la cámara;</p> <p>7. Sin daños / roturas de cuatro filtros;</p>	
Desviaciones del procedimiento:		
63	Compruebe si alguno de los tornillos externos se ha aflojado comparando las marcas en los tornillos con las marcas en los paneles externos.	MM, 11/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
64	Tome fotos de la superficie + X después de la prueba de vibración y colóquelas en el informe de prueba de vibración	MM, 11/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
65	Tome fotos de la superficie -X después de la prueba de vibración y colóquelas en el informe de prueba de vibración	MM, 11/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
66	Tome fotos de la superficie + Y después de la prueba de vibración y colóquelas en el informe de prueba de vibración	MM, 11/09/19

Desviaciones del procedimiento:		
67	Tome fotos de la superficie - Y después de la prueba de vibración y colóquelas en el informe de prueba de vibración	MM, 11/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
68	Tome fotos de la superficie + Z después de la prueba de vibración y colóquelas en el informe de prueba de vibración	MM, 11/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
69	Tome fotos de la superficie - Z después de la prueba de vibración y colóquelas en el informe de prueba de vibración	MM, 11/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
70	Borre las marcas hechas previamente en los tornillos y los paneles externos con una solución de etanol del 96%.	-
Desviaciones del procedimiento:		
71	Guarde el CubeSat dentro de la caja de acrílico.	MM, 11/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

Anexo 11: Procedimiento pruebas de termo vacío



Procedimiento pruebas de termo- vacío

Alcance

Este documento incluye la información de la prueba de termo-vacío para las pruebas de laboratorio finales del CubeSat guatemalteco, que se ejecutará en Escocia, de acuerdo con los requisitos establecidos por la Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial (JAXA). También se realizará un despliegue de antena y pruebas funcionales mientras el satélite esté a la presión más baja y a la temperatura más baja.

Antecedentes

Se realizaron pruebas integradas y funcionales durante las pruebas de vacío térmico para revisar la funcionalidad general de QUETZAL -1. Se han realizado pruebas preliminares de despliegue de antena en UVG, pero esta prueba podría fallar si se realiza en las condiciones ambientales esperadas para la misión, ya que UVG no ha probado el sistema en estas condiciones. Una cámara de vacío térmico presentará una buena oportunidad para hacer una prueba de despliegue de antena en las peores condiciones ambientales esperadas para la misión.


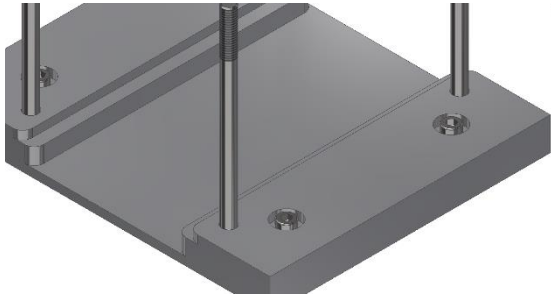
Cuadro 1. Material y equipo

Cantidad	Descripción	Marcar si disponible
1	CubeSat guatemalteco (GC-FM-01)	x
2	Guantes de látex	x
2	Máscara quirúrgica	No requerido
2	Sombrero quirúrgico	No requerido
2	Bata de laboratorio	No requerido
2	Pulsera antiestática	x
1	Banco de prueba para Termo-vacío base (PT-TVA-SCO-001)	x
2	Banco de prueba rieles de compresión (PT-TVA-SCO-002)	x

2	Soporte de riel para banco de prueba (PT-TVA-SCO-003)	x
4	M8x130 mm pernos	x
4	M6x20 mm pernos	x
4	M8 tuercas hexagonales	x
1	Cuarto limpio nivel 7	No disponible
1	CubeSat acrílico box	x
1	Manta antiestática	x
1	Desarmador Phillips	x
1	Rollo de cinta de aluminio	x
1	Rollo de kapton tape	x
1	Laptop con Linux capaz de comunicarse con el satélite	x
2	Conectores hembra estándar de 15 vías tipo D	x

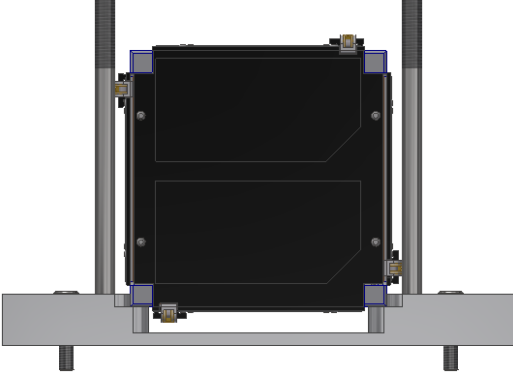
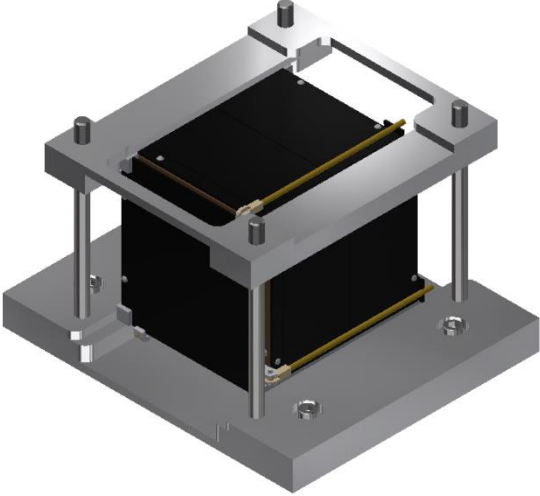
Cuadro 2. Procedimiento prueba de termo-vacío

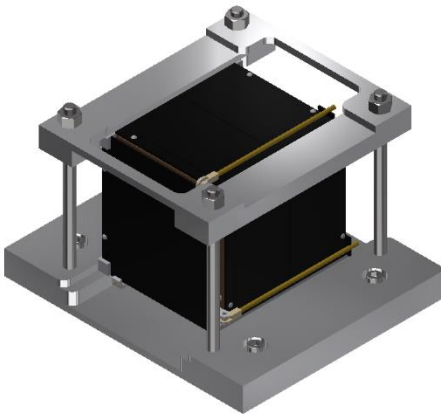
Prueba de Termo-vacío		
Paso	Descripción	Usuario/Fecha (DD/MM/YY)
1	Verifique que todos los materiales y herramientas enumerados en la Sección de Materiales y Equipos estén disponibles y listos para usar	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
2	Ponerse guantes de látex	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
3	Ponerse Máscara quirúrgica.	No realizado
Desviaciones del procedimiento: No se necesitaba una máscara quirúrgica ya que el CubeSat no estaba dentro de un cuarto limpio.		
4	Ponerse Sombrero quirúrgico.	No realizado
Desviaciones del procedimiento: No se necesitaba un sombrero quirúrgico ya que el CubeSat no estaba dentro de un cuarto limpio.		
5	Ponerse Bata de laboratorio.	No realizado
Desviaciones del procedimiento: No se necesitaba una bata de laboratorio ya que el CubeSat no estaba dentro de un cuarto limpio.		
6	Tome la base para el Banco de prueba (PT-TVA-SCO-001) y 4 pernos M8x130 mm	MM, 06/09/19

Desviaciones del procedimiento:		
7	<p>Inserte los 4 M8x130 mm pernos dentro de la base del Banco de prueba de Termo vacío (PT-TVA-SCO-001)</p> 	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
8	Tome cuatro M6x20 mm pernos	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
9	<p>Inserte los M6x20 mm pernos en la base del Banco de prueba de termo vacío (PT-TVA-SCO-001)</p> 	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

10	Coloque los pernos M6x20 mm en la interfaz de la cámara de termo vacío	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
11	Limpie la manta antiestática con una solución de etanol al 96%.	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
12	Coloque la caja de acrílico sobre una mesa dentro de la sala limpia. Oriente la caja de tal manera que la placa + Z esté hacia el usuario. La cara -Y hacia la mesa.	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
13	Póngase la pulsera antiestática. Verifique que esté conectado a tierra	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
14	Desenrosque la parte superior de la caja de acrílico con el destornillador Phillips. Con una mano asegure que la caja no se mueva, y con la otra mano agarre el CubeSat por la parte superior de la estructura. Tenga cuidado de no agarrar elementos delicados como las celdas solares o la antena; agarrarlo por los rieles de la estructura.	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
15	Una vez que esté fuera de la caja, colóquelo con cuidado sobre la manta antiestática dentro del cuarto limpio. Oriente el cubo en forma tal que la placa + Z esté hacia arriba. Tenga cuidado al soltarlo.	MM, 06/09/19

Desviaciones del procedimiento:		
16	Inspeccione visualmente el CubeSat guatemalteco en busca de anomalías en el ensamblaje, con especial atención en la apariencia externa del satélite y los bordes en el pin RBF. Asegúrese de que las antenas estén correctamente guardadas.	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
17	Tome una fotografía de cada una de las caras del satélite. Inclúyalos en la sección de Fotos.	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
18	<p>Durante el proceso de bombeo para lograr el vacío necesario dentro de la cámara, la mayor cantidad posible de componentes deben estar APAGADOS para evitar posibles problemas. Una vez que se ha alcanzado el nivel de vacío, los componentes se pueden encender nuevamente.</p> <p>ADVERTENCIA: El transceptor UHF / VHF debe mantenerse apagado en todo momento durante la prueba para evitar transmisiones de RF accidentales.</p>	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
19	<p>Inserte el CubeSat guatemalteco dentro del Banco de prueba</p> <p>+Z es hacia la dirección del usuario</p> <p>-Z es hacia la dirección de instalación del banco de prueba</p> <p>+Y es hacia arriba</p>	MM, 06/09/19

		
Desviaciones del procedimiento:		
20	Tome dos rieles de compresión del Banco de prueba (PT-TVA-SCO-002) y dos soportes de rieles del Banco de prueba (PT-TVA-SCO-003)	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
21	<p>Inserte los rieles de compresión del Banco de prueba (PT-TVA-SCO-002) y los soportes de rieles del Banco de prueba (PT-TVA-SCO-003) en los pernos M8x130mm</p> 	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

22	Tome cuatro tuercas M8 hexagonales.	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
23	<p>Inserte las cuatro tuercas M8 hexagonales en los pernos M8x130mm</p> 	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
24	<p>Una vez que el satélite se ha asegurado correctamente dentro de la cámara, conecte su puerto externo a una computadora desde la cual se pueden enviar los comandos para la prueba funcional. Cada 10 segundos, la información sobre los sensores de temperatura y sobre la IMU en ADCS se enviará desde la OBC a la computadora externa conectada a ella.</p>	MM, 06/09/19
<p>Desviaciones del procedimiento:</p> <p>Las baterías no se pudieron cargar durante la prueba por razones de seguridad.</p>		
25	<p>Conecte los sensores térmicos a los rieles del CubeSat con cinta de aluminio. Ponga kapton tape sobre el tape de aluminio.</p>	MM, 06/09/19

Desviaciones del procedimiento:		
26	<p>Configure la cámara de termo vacío para las siguientes condiciones</p> <ul style="list-style-type: none"> • Min Temperatura -15 °C • Max Temperatura 60 °C • Tiempo de asentamiento 1 hora • Ciclos 4 • Presión maxima 1.3×10^{-3} Pa 	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
27	Una vez que se alcanza el vacío mínimo, todos los subsistemas se encenderán.	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento: Antes de comenzar la prueba, se realizó un estudio térmico para que el proceso pudiera automatizarse.		
28	La prueba comenzará con un ciclo frío, a una temperatura de -15 ° C.	MM, 06/09/19
Desviaciones del procedimiento: Durante el ensayo térmico se observó que cuando la temperatura en la placa de la cámara se ajustaba a +63 ° C, el termopar de control (FBL en la Tabla No. 2) solo alcanzaría +40 ° C. El ajuste de la placa de la cámara a -42 ° C permitió que el termopar de control alcanzara -15 ° C.		
29	Una vez que la cámara ha alcanzado -15 ° C, y la presión está en su mínimo, envíe al CubeSat el comando que iniciará el despliegue de la antena + Y. Solo esta antena se desplegará para evitar dañar a las otras. Registre cuánto tiempo tardó en desplegarse la antena desde el momento en que se envió el comando.	MM, 06/09/19

Desviaciones del procedimiento: La prueba comenzó con la meseta caliente y se cambiaron las temperaturas límite para la cámara.		
30	Mientras aún se encuentra en el ciclo de -15°C , envíe al CubeSat el comando que iniciará el proceso de captura de imágenes. Durante este proceso, el satélite capturará una imagen con cada uno de los cuatro filtros ópticos. El motor deberá activarse para girar el carrusel con los filtros. Estas imágenes deberán enviarse a la computadora conectada al CubeSat a través de sus conexiones externas.	MM, 07/09/19
Desviaciones del procedimiento: Mientras leía datos a esta temperatura, se notó que la IMU estaba enviando datos incorrectos. Esto podría deberse a que este componente no está hecho para funcionar en vacío.		
31	Una vez alcanzados los $+60^{\circ}\text{C}$, envíe nuevamente el comando que iniciará el proceso de captura de imágenes del satélite. Estas imágenes deberán enviarse a la computadora conectada al CubeSat a través de sus conexiones externas.	No realizado
Desviaciones del procedimiento: Estas pruebas no se pudieron realizar porque el satélite se quedó sin baterías durante la primera meseta fría debido a que el calentador intentaba elevar la temperatura de las baterías de -1 a 12°C .		
32	Repita los pasos 30 y 31 para todas las otras mesetas calientes y frías durante la prueba. Adjunte las fotos en la sección "Fotos" de este documento. Si es necesario cargar las baterías durante estas pruebas, debe hacerlo mientras su temperatura esté entre 0 y 45°C para evitar dañarlas. Su temperatura debe ser monitoreada constantemente a través de los sensores dentro del satélite.	No realizado

Desviaciones del procedimiento: Estas pruebas no se pudieron realizar porque el satélite se quedó sin baterías durante la primera meseta fría debido a que el calentador intentaba elevar la temperatura de las baterías de -1 a 12 ° C.		
33	Espera a que se complete la prueba, tome fotos del proceso y póngalas en el informe de prueba de vacío térmico y en la sección "Fotos" de este documento.	MM, 09/09/19
Desviaciones del procedimiento: Solo se pudieron completar tres ciclos debido al tiempo limitado.		
34	Después de la prueba de termo-vacío, realice una inspección visual para verificar los siguientes puntos: 1. Sin daños en la estructura principal y la estructura más externa; 2. Sin daños / roturas de sujetadores; 3. Ningún daño / rotura de los cables de nylon que restringen los elementos de la antena; 4. Sin daños en los conmutadores de despliegue; 5. Sin daños / roturas de la cubierta de vidrio de las celdas solares; 6. Sin daños / roturas de la cámara; 7. Sin daños / roturas de cuatro filtros;	MM, 09/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
35	Tome fotografías de cada una de las caras del CubeSat. Inclúyalos en la sección de Fotos.	MM, 09/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

36	Realice algunas pruebas de comunicación para asegurarse de que el CubeSat funciona correctamente.	MM, 09/09/19
Desviaciones del procedimiento:		
37	Guarde el CubeSat guatemalteco dentro de su caja de acrílico y atornille la tapa con el destornillador Philips.	MM, 09/09/19
Desviaciones del procedimiento:		

*Los procedimientos fueron llenados por el ingeniero Marvin Martínez durante las pruebas realizadas en Edimburgo, Escocia en septiembre de 2019.

Anexo 12: Análisis estructural

Se presentan las Tablas utilizadas para realizar los cálculos y resultados presentados en el apartado VII de análisis de datos, todas las Tablas presentadas son elaboración propia.

Tabla 1: Ubicación de nodos para armadura standoffs

nodo	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)
1	7.116	13.17	102.8
2	92.884	9.36	102.8
3	92.884	89.37	102.8
4	7.116	86.83	102.8
5	49.7381	49.2732	57.8498
6	7.116	13.17	11.8
7	92.884	9.36	11.8
8	92.884	89.37	11.8
9	7.116	86.83	11.8

Tabla 2: Ubicación de nodos para armadura de tornillos exteriores.

nodo	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)
1	98.5	20.5	103.3
2	98.5	79.5	103.3
3	1.5	79.5	103.3
4	1.5	20.5	103.3
5	49.7381	49.2732	57.8498
6	98.5	23.5	9.3
7	98.5	76.5	9.3
8	1.5	76.5	9.3
9	1.5	23.5	9.3

Tabla 3: Información de elementos que conforman armadura estructural.

Elemento	largo (mm)	sec. Transv (mm ²)	no do	no do	xi	xj	yi	yj	zi	zj	x °	rad	y°	rad	z°	rad	k (N/mm)
1	85.853	15.000	1.000	2.000	7.116	92.884	13.170	9.360	102.800	102.800	2.544	0.044	92.544	1.615	90.000	1.571	12527.288
2	80.010	15.000	5.000	2.000	92.884	92.884	89.370	9.360	102.800	102.800	90.000	1.571	180.000	3.142	90.000	1.571	13442.070
3	88.270	15.000	5.000	6.000	92.884	7.116	89.370	102.800	102.800	86.830	166.326	2.903	81.249	1.418	100.424	1.753	12184.237
4	73.660	15.000	6.000	1.000	7.116	7.116	86.830	13.170	102.800	102.800	90.000	1.571	180.000	3.142	90.000	1.571	14600.869
5	78.536	17.540	9.000	1.000	49.738	7.116	49.274	7.116	57.850	7.116	122.868	2.144	122.466	2.137	130.241	2.273	15388.009
6	73.995	17.540	9.000	2.000	49.738	92.884	49.274	9.360	57.850	102.800	54.331	0.948	122.644	2.141	52.592	0.918	16332.364
7	74.093	17.540	9.000	5.000	49.738	92.884	49.274	89.370	57.850	102.800	54.386	0.949	57.237	0.999	52.651	0.919	16310.622
8	72.441	17.540	9.000	6.000	49.738	7.116	49.274	86.830	57.850	102.800	126.042	2.200	58.772	1.026	51.647	0.901	16682.721
9	72.393	17.540	9.000	10.000	49.738	7.116	49.274	13.170	57.850	11.800	126.069	2.200	119.915	2.093	129.520	2.260	16693.750
10	74.668	17.540	9.000	11.000	49.738	92.884	49.274	9.360	57.850	11.800	54.701	0.955	122.314	2.135	128.078	2.235	16185.135
11	74.765	17.540	9.000	14.000	49.738	92.884	49.274	89.370	57.850	11.800	54.754	0.956	57.568	1.005	128.019	2.234	16163.975
12	73.128	17.540	9.000	15.000	49.738	7.116	49.274	86.830	57.850	11.800	125.651	2.193	59.098	1.031	129.029	2.252	16525.904
13	85.853	15.000	10.000	11.000	7.116	92.884	13.170	9.360	11.800	11.800	2.544	0.044	92.544	1.615	90.000	1.571	12527.288
14	80.010	15.000	11.000	14.000	92.884	92.884	9.360	89.370	11.800	11.800	90.000	1.571	0.000	0.000	90.000	1.571	13442.070
15	85.806	15.000	14.000	15.000	92.884	7.116	89.370	86.830	11.800	11.800	178.304	3.112	91.696	1.600	90.000	1.571	12534.147
16	73.660	15.000	10.000	15.000	7.116	7.116	13.170	86.830	11.800	11.800	90.000	1.571	0.000	0.000	90.000	1.571	14600.869
17	91.000	17.540	1.000	10.000	7.116	7.116	13.170	13.170	102.800	11.800	90.000	1.571	90.000	1.571	180.000	3.142	13280.286
18	91.000	17.540	2.000	11.000	92.884	92.884	9.360	9.360	102.800	11.800	90.000	1.571	90.000	1.571	180.000	3.142	13280.286
19	91.000	17.540	5.000	14.000	92.884	92.884	89.370	89.370	102.800	11.800	90.000	1.571	90.000	1.571	180.000	3.142	13280.286
20	91.000	17.540	6.000	15.000	7.116	7.116	86.830	86.830	102.800	11.800	90.000	1.571	90.000	1.571	180.000	3.142	13280.286

Tabla 4: Información de elementos que conforman armadura de tornillos Estructurales.

Elemento	largo (mm)	Area (mm ²)	no do	no do	xi	xj	yi	yj	zi	zj	x°	rad	y°	rad	z°	rad	k (N/mm)
1	59.000	20.000	1.000	2.000	98.500	98.500	20.500	79.500	103.300	103.300	90.000	1.571	0.000	0.000	90.000	1.571	24305.085
2	59.000	20.000	3.000	4.000	1.500	1.500	79.500	20.500	103.300	103.300	90.000	1.571	180.000	3.142	90.000	1.571	24305.085
3	72.604	17.540	5.000	1.000	49.738	98.500	49.274	20.500	57.850	103.300	47.808	0.834	113.348	1.978	51.244	0.894	16669.283
4	73.192	17.540	5.000	2.000	49.738	98.500	49.274	79.500	57.850	103.300	48.224	0.842	65.608	1.145	51.613	0.901	16535.410
5	72.844	17.540	5.000	3.000	49.738	1.500	49.274	79.500	57.850	103.300	131.469	2.295	65.484	1.143	51.396	0.897	16614.386
6	72.253	17.540	5.000	4.000	49.738	1.500	49.274	20.500	57.850	103.300	131.884	2.302	113.468	1.998	51.021	0.890	16750.202
7	73.479	17.540	5.000	6.000	49.738	98.500	49.274	23.500	57.850	9.300	48.423	0.845	110.534	1.929	131.356	2.293	16470.939
8	74.001	17.540	5.000	7.000	49.738	98.500	49.274	76.500	57.850	9.300	48.781	0.851	68.413	1.194	131.001	2.286	16354.751
9	73.656	17.540	5.000	8.000	49.738	1.500	49.274	76.500	57.850	9.300	130.913	2.285	68.307	1.192	131.234	2.290	16431.155
10	73.132	17.540	5.000	9.000	49.738	1.500	49.274	23.500	57.850	9.300	131.270	2.291	110.636	1.931	131.595	2.297	16548.991
11	53.000	20.000	6.000	7.000	98.500	98.500	23.500	76.500	9.300	9.300	90.000	1.571	0.000	0.000	90.000	1.571	27056.604
12	53.000	20.000	8.000	9.000	1.500	1.500	76.500	23.500	9.300	9.300	90.000	1.571	180.000	3.142	90.000	1.571	27056.604

Tabla 5: Cargas aplicadas

Elemento	Masa (Kg)	Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	Carga (N)
Quetzal 1	1.33	177.742	236.39
Carga Interna	1.33	177.742	236.39
Panel +X	0.027	177.742	4.799034
Panel -X	0.027	177.742	4.799034
Panel +Y	0.027	177.742	4.799034
Panel -Y	0.027	177.742	4.799034
Panel +Z	0.03	177.742	5.33226
Panel -Z	0.025	177.742	4.44355

Tabla 6: Ubicación centra de masa y centroide de arreglo de tornillos.

panel	centro de masa (mm)		Centro tornillos (mm)		carga (N)	Distancia Centroide (mm)			Momento (N*mm)		
	x	y	x	y		acel x	acel y	acel z	acel x	acel y	acel z
z-	40.898	51.983	41.15	54.85	4.44355	2.867	0.252		12.73965785	1.1197746	0
z+	41.078	49.674	41	50	5.33226	0.326	0.078		1.73831676	-	0
x+	41.676	50.113	41.522	46.982	4.799034		0.154	0.154	0	0.739051236	0.739051236
x-	41.249	49.83	41.522	46.982	4.799034		0.273	0.273	0	1.310136282	1.310136282
y+	41.505	50.089	41.522	46.982	4.799034	3.107		0.017	14.91059864	0	0.081583578
y-	41.51	49.988	41.522	46.982	4.799034	3.006		0.012	14.4258962	0	0.057588408

Tabla 7: Distancia entre centro y tornillos y ángulo entre cortantes.

panel	Distancia entre centro y tornillos (mm)				ángulo (radianes)											
					aceleración x				aceleración Y				aceleración z			
	r1	r2	r3	r4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
z-	50.7	50.7	50.7	50.7	2.01	2.01	1.13	1.13	0.44	2.7	2.7	0.44	-	-	-	-
z+	52.04	52.04	52.04	52.04	2.06	2.07	1.08	1.08	0.5	2.65	2.65	0.49	-	-	-	-
x+	57.64	51.78	57.64	51.78	-	-	-	-	0.54	2.6	2.6	0.54	1.03	1.03	2.11	2.11
x-	57.64	51.78	57.64	51.78	-	-	-	-	0.54	2.6	2.6	0.54	1.03	1.03	2.11	2.11
y+	57.64	51.78	57.64	51.78	0.54	2.6	2.6	0.54	-	-	-	-	1.03	1.03	2.11	2.11
y-	57.64	51.78	57.64	51.78	0.54	2.6	2.6	0.54	-	-	-	-	1.03	1.03	2.11	2.11

Tabla 8: Fuerza cortante primario y de tensión

panel	Cortante primario (N)			Fuerza de tensión (N)		
	X	Y	Z	X	Y	Z
z-	1.1108875	1.1108875	-	-	-	1.1108875
z+	1.333065	1.333065	-	-	-	1.333065
x+	-	1.1997585	1.1997585	1.1997585	-	-
x-	-	1.1997585	1.1997585	1.1997585	-	-
y+	1.1997585	-	1.1997585	-	1.1997585	-
y-	1.1997585	-	1.1997585	-	1.1997585	-

Tabla 9: Fuerza de cortante secundario

Cortante Secundario (N)											
X				Y				Z			
1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
0.06281 9	0.06281 9	0.06281 9	0.06281 9	0.00552 2	0.00552 2	0.00552 2	0.00552 2	0	0	0	0
0.00835 1	0.00835 1	0.00835 1	0.00835 1	- 0.00199 8	- 0.00199 8	- 0.00199 8	- 0.00199 8	0	0	0	0
0	0	0	0	- 0.00354 8	- 0.00318 7	- 0.00354 8	- 0.00318 7	- 0.00354 8	- 0.00318 7	- 0.00354 8	- 0.00318 7
0	0	0	0	0.00628 9	0.00565 0	0.00628 9	0.00565 0	0.00628 9	0.00565 0	0.00628 9	0.00565 0
- 0.07157 8	- 0.06430 1	- 0.07157 8	- 0.06430 1	0	0	0	0	0.00039 2	0.00035 2	0.00039 2	0.00035 2
- 0.06925 2	- 0.06221 1	- 0.06925 2	- 0.06221 1	0	0	0	0	0.00027 6	0.00024 8	0.00027 6	0.00024 8

Tabla 10: Fuerza resultante por tornillo

Fuerza resultante (N)												
	X				Y				Z			
pan el	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
z-	1.0856 7	1.0856 7	1.1391 1	1.1391 1	1.1158 9	1.1059 0	1.1059 0	1.1158 9	1.1108 9	1.1108 9	1.1108 9	1.1108 9
z+	1.3291 6	1.3290 9	1.3370 2	1.3370 2	1.3313 1	1.3348 3	1.3348 3	1.3313 0	1.3330 7	1.3330 7	1.3330 7	1.3330 7
x+	1.1997 6	1.1997 6	1.1997 6	1.1997 6	1.1967 2	1.2024 9	1.2028 0	1.1970 3	1.1979 4	1.1981 2	1.2015 8	1.2014 0
x-	1.1997 6	1.1997 6	1.1997 6	1.1997 6	1.2051 6	1.1949 2	1.1943 7	1.2046 1	1.2030 1	1.2026 8	1.1965 4	1.1968 7
y+	1.1389 6	1.2553 0	1.2616 3	1.1450 8	1.1997 6	1.1997 6	1.1997 6	1.1997 6	1.1999 6	1.1999 4	1.1995 6	1.1995 8
y-	1.1409 2	1.2534 8	1.2596 1	1.1468 5	1.1997 6	1.1997 6	1.1997 6	1.1997 6	1.1999 0	1.1998 9	1.1996 2	1.1996 3

Tabla 11: Distancia entre centro de arreglo y tornillos con tornillo crítico faltante.

R												
	Aceleración en X				Aceleración en Y				Aceleración en Z			
pane l	r1	r2	r3	r4	r1	r2	r3	r4	r1	r2	r3	r4
z-	50.7	50.7	50.7	0	50.7	50.7	50.7	0	50.7	50.7	50.7	0
z+	52.0 4	52.0 4	52.0 4	0	52.0 4	52.0 4	0	52.0 4	52.0 4	52.0 4	0	52.0 4
x+	0	51.7 8	57.6 4	51.7 8	57.6 4	51.7 8	0	51.7 8	57.6 4	0	57.6 4	51.7 8

x-	57.6 4	51.7 8	0	51.7 8	0	51.7 8	57.6 4	51.7 8	57.6 4	51.7 8	57.6 4	0
y+	57.6 4	51.7 8	0	51.7 8	57.6 4	51.7 8	0	51.7 8	0	51.7 8	57.6 4	51.7 8
y-	57.6 4	51.7 8	0	51.7 8	57.6 4	51.7 8	0	51.7 8	0	51.7 8	57.6 4	51.7 8

Tabla 12: Ángulo entre cortantes con tornillo crítico faltante

pane l	Ángulo											
	Aceleración x				Aceleración Y				Aceleración z			
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
z-	2.01	2.01	1.13	0	0.44	2.7	2.7	0	-	-	-	-
z+	2.06	2.07	1.08	0	0.5	2.65	0	0.49	-	-	-	-
x+	-	-	-	-	0.54	2.6	0	0.54	1.03	0	2.11	2.11
x-	-	-	-	-	0.54	2.6	2.6	0.54	1.03	1.03	2.11	0
y+	0.54	2.6	0	0.54	-	-	-	-	0	1.03	2.11	2.11
y-	0.54	2.6	0	0.54	-	-	-	-	0	1.03	2.11	2.11

Tabla 13: Fuerza cortante primaria, sin tornillo crítico por cara

pan el	Esfuerzo Cortante Primario (N)											
	X				Y				Z			
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
z-	1.481 2	1.481 2	1.481 2	0.000 0	1.481 2	1.481 2	1.481 2	0.000 0	1.481 2	1.481 2	1.481 2	0.000 0
z+	1.777 4	1.777 4	1.777 4	0.000 0	1.777 4	1.777 4	0.000 0	1.777 4	1.777 4	1.777 4	0.000 0	1.777 4
x+	0.000 0	1.599 7	1.599 7	1.599 7	1.599 7	1.599 7	0.000 0	1.599 7	1.599 7	0.000 0	1.599 7	1.599 7
x-	1.599 7	1.599 7	0.000 0	1.599 7	0.000 0	1.599 7	1.599 7	1.599 7	1.599 7	1.599 7	1.599 7	0.000 0
y+	1.599 7	1.599 7	0.000 0	1.599 7	1.599 7	1.599 7	0.000 0	1.599 7	0.000 0	1.599 7	1.599 7	1.599 7
y-	1.599 7	1.599 7	0.000 0	1.599 7	1.599 7	1.599 7	0.000 0	1.599 7	0.000 0	1.599 7	1.599 7	1.599 7

Tabla 14: Fuerza cortante secundaria, sin tornillo crítico por cara

pan el	Esfuerzo Cortante Secundario (N)											
	X				Y				Z			
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
z-	0.08375 8	0.08375 8	0.08375 8	0.00000 0	0.00736 2	0.00736 2	0.00736 2	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0

z+	0.01113 4	0.01113 4	0.01113 4	0.00000 0	- 0.00266 4	- 0.00266 4	0.00000 0	- 0.00266 4	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0
x+	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	- 0.00490 5	- 0.00440 6	0.00000 0	- 0.00440 6	- 0.00456 8	0.00000 0	- 0.00456 8	- 0.00410 3
x-	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00781 1	0.00869 5	0.00781 1	0.00809 7	0.00727 4	0.00809 7	0.00000 0
y+	- 0.09896 1	- 0.08890 0	0.00000 0	- 0.08890 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00048 6	0.00054 1	0.00048 6
y-	- 0.09574 4	- 0.08601 0	0.00000 0	- 0.08601 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00000 0	0.00034 3	0.00038 2	0.00034 3

Tabla 15: Fuerza resultante por tornillo, sin tornillo crítico por cara

pa nel	Fuerza resultante (N)											
	X				Y				Z			
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
z-	1.44 755	1.44 755	1.51 881	0.00 000	1.48 785	1.47 453	1.47 453	0.00 000	1.48 118	1.48 118	1.48 118	0.00 000
z+	1.77 221	1.77 212	1.78 270	0.00 000	1.77 508	1.77 977	0.00 000	1.77 507	1.77 742	1.77 742	0.00 000	1.77 742
x+	0.00 000	1.59 968	1.59 968	1.59 968	1.59 547	1.60 346	0.00 000	1.59 590	1.59 733	0.00 000	1.60 203	1.60 179
x-	1.59 968	1.59 968	0.00 000	1.59 968	0.00 000	1.59 299	1.59 223	1.60 638	1.60 386	1.60 344	1.59 554	0.00 000
y+	1.51 565	1.67 648	0.00 000	1.52 411	1.59 968	1.59 968	0.00 000	1.59 968	0.00 000	1.59 993	1.59 940	1.59 943
y-	1.51 836	1.67 397	0.00 000	1.52 655	1.59 968	1.59 968	0.00 000	1.59 968	0.00 000	1.59 985	1.59 948	1.59 950

Ficha técnica de tornillos M3x 0.5 6 mm long

McMASTER-CARR.

Button Head Hex Drive Screw

Passivated 18-8 Stainless Steel, M3 x 0.50 mm Thread, 6mm Long

\$5.06 per pack of 100
92095A179



Thread Size	M3
Thread Pitch	0.5 mm
Length	6 mm
Threading	Fully Threaded
Head Diameter	5.70 mm
Head Height	1.65 mm
Drive Style	Hex
Drive Size	2 mm
Material	Passivated 18-8 Stainless Steel
Hardness	Not Rated
Tensile Strength	70,000 psi
Thread Type	Metric
Thread Spacing	Coarse
Thread Fit	Class 6g
Thread Direction	Right Hand
Head Type	Rounded
Rounded Head Style	Button
Rounded Head Profile	Standard
System of Measurement	Metric
RoHS	Compliant

Made from 18-8 stainless steel, these button head screws have good chemical resistance and may be mildly magnetic. Length is measured from under the head.

Passivated stainless steel screws provide added protection against oxidation and corrosion.

Ficha técnica de tornillos M2x0.40 12 mm long

McMASTER-CARR.

Button Head Hex Drive Screw

Passivated 18-8 Stainless Steel, M2 x 0.40 mm Thread, 12mm Long

\$7.44 per pack of 25
92095A455



Thread Size	M2
Thread Pitch	0.4 mm
Length	12 mm
Threading	Fully Threaded
Head Diameter	3.50 mm
Head Height	1.30 mm
Drive Style	Hex
Drive Size	1.3 mm
Material	Passivated 18-8 Stainless Steel
Hardness	Not Rated
Tensile Strength	70,000 psi
Thread Type	Metric
Thread Spacing	Coarse
Thread Fit	Class 6g
Thread Direction	Right Hand
Head Type	Rounded
Rounded Head Style	Button
Rounded Head Profile	Standard
System of Measurement	Metric
RoHS	Compliant

Made from 18-8 stainless steel, these button head screws have good chemical resistance and may be mildly magnetic. Length is measured from under the head.

Passivated stainless steel screws provide added protection against oxidation and corrosion.

Ficha técnica de tornillos M2x0.40 16 mm long

McMASTER-CARR.

18-8 Stainless Steel Pan Head Slotted Screws

M2 x 0.4mm Thread, 16mm Long

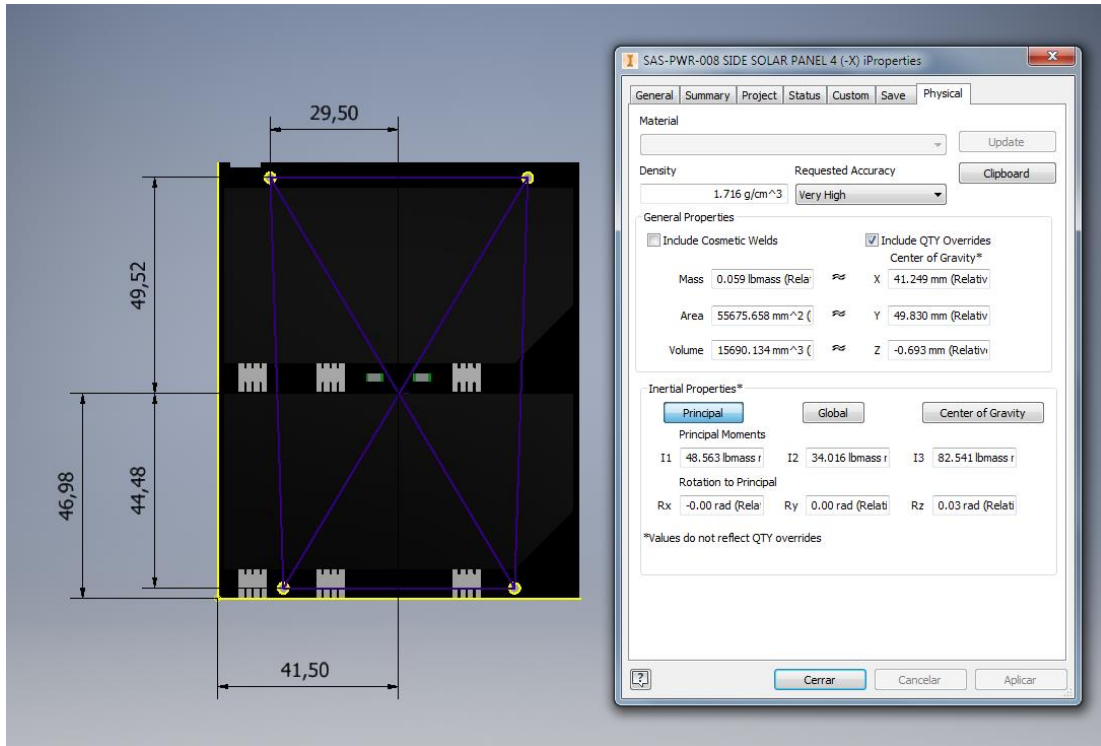
\$5.71 per pack of 100
91200A110



Thread Size	M2
Thread Pitch	0.4 mm
Length	16 mm
Threading	Fully Threaded
Head Diameter	4.00 mm
Head Height	1.20 mm
Drive Style	Slotted
Material	18-8 Stainless Steel
Finish	Passivated
Hardness	Not Rated
Tensile Strength	70,000 psi
Thread Type	Metric
Thread Spacing	Coarse
Thread Fit	Class 6g
Thread Direction	Right Hand
Head Type	Rounded
Rounded Head Style	Pan
Rounded Head Profile	Standard
System of Measurement	Metric
Specifications Met	DIN 85, ISO 1580
RoHS	Compliant

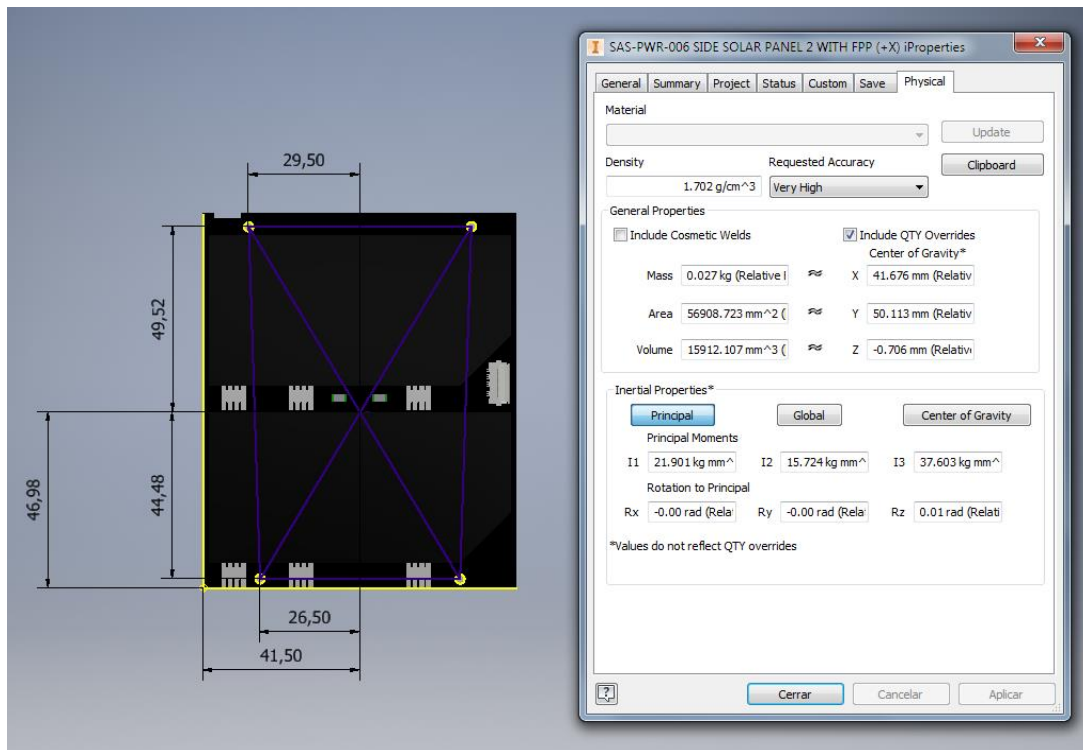
Made from 18-8 stainless steel, these pan head screws have good chemical resistance and may be mildly magnetic. All are passivated for added protection against oxidation and corrosion. Length is measured from under the head.

Ilustración 165: Información tornillos en -x



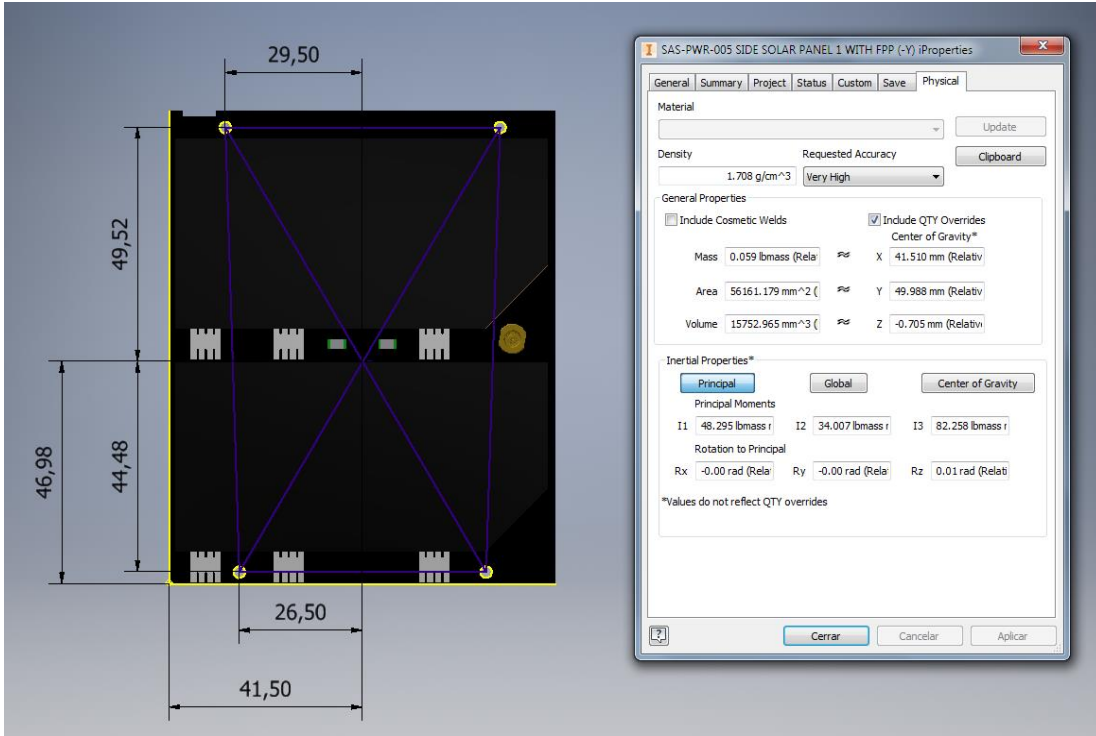
(elaboración propia)

Ilustración 166: Información tornillos +X



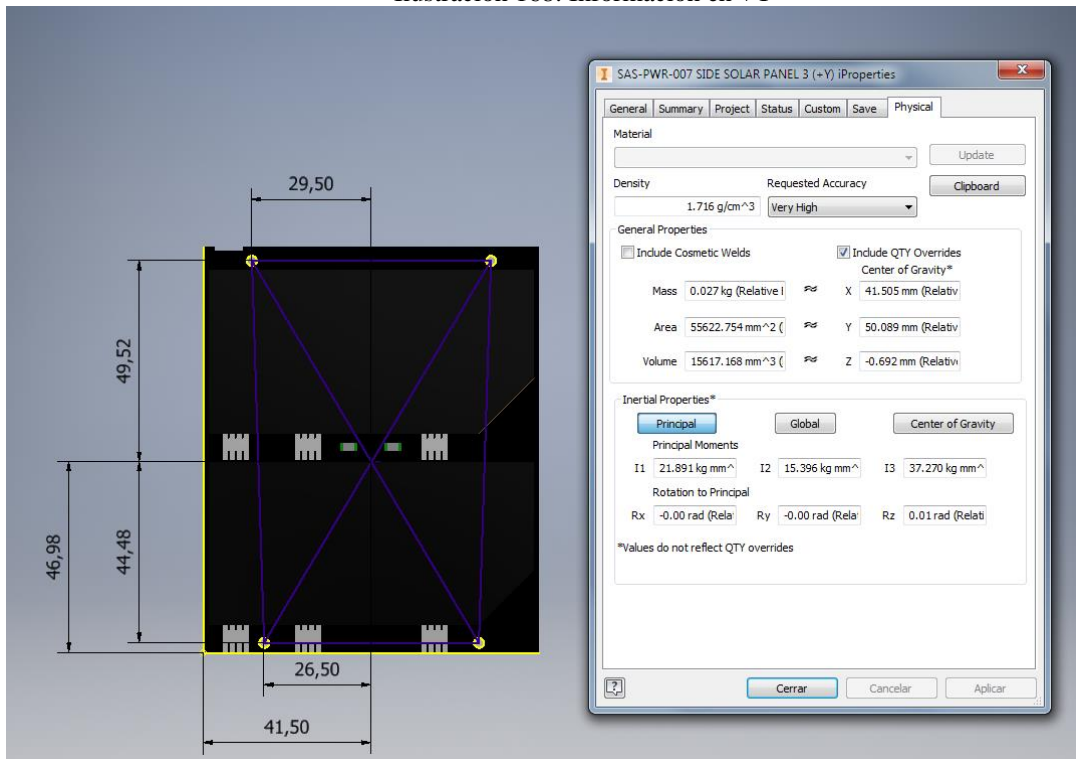
(elaboración propia)

Ilustración 167: Información tornillos en -Y



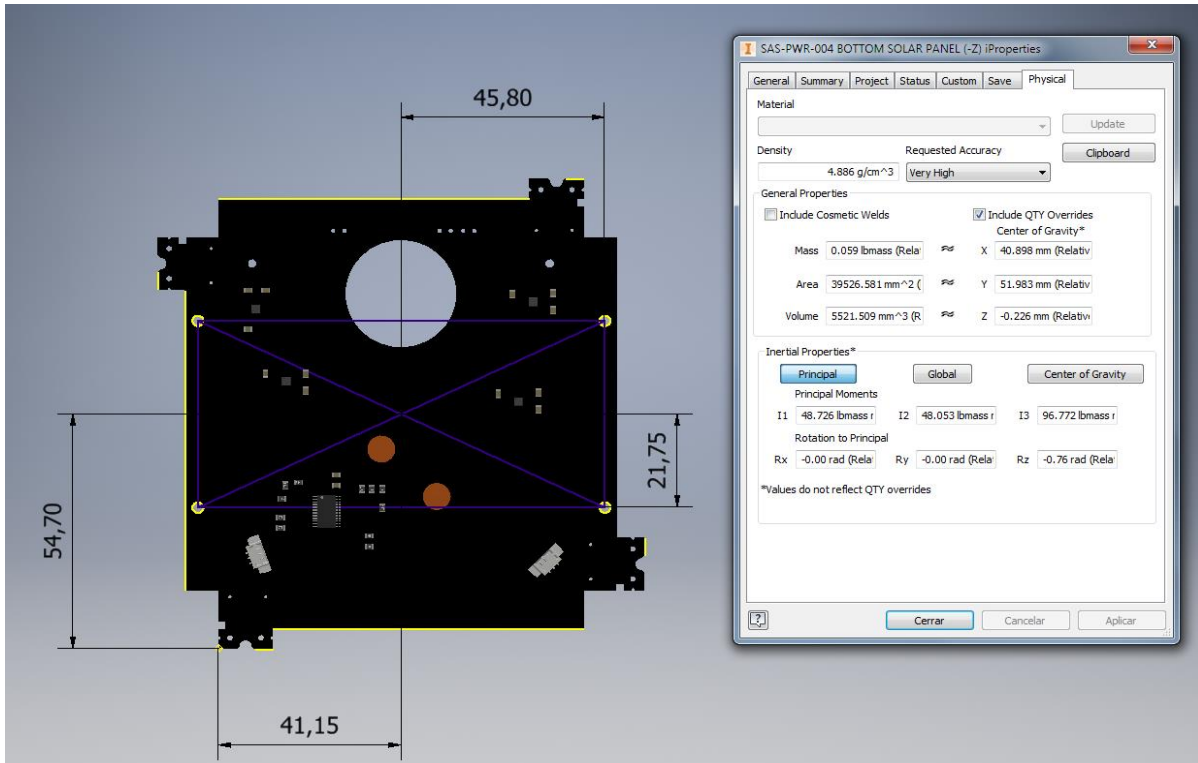
(elaboración propia)

Ilustración 168: Información en +Y



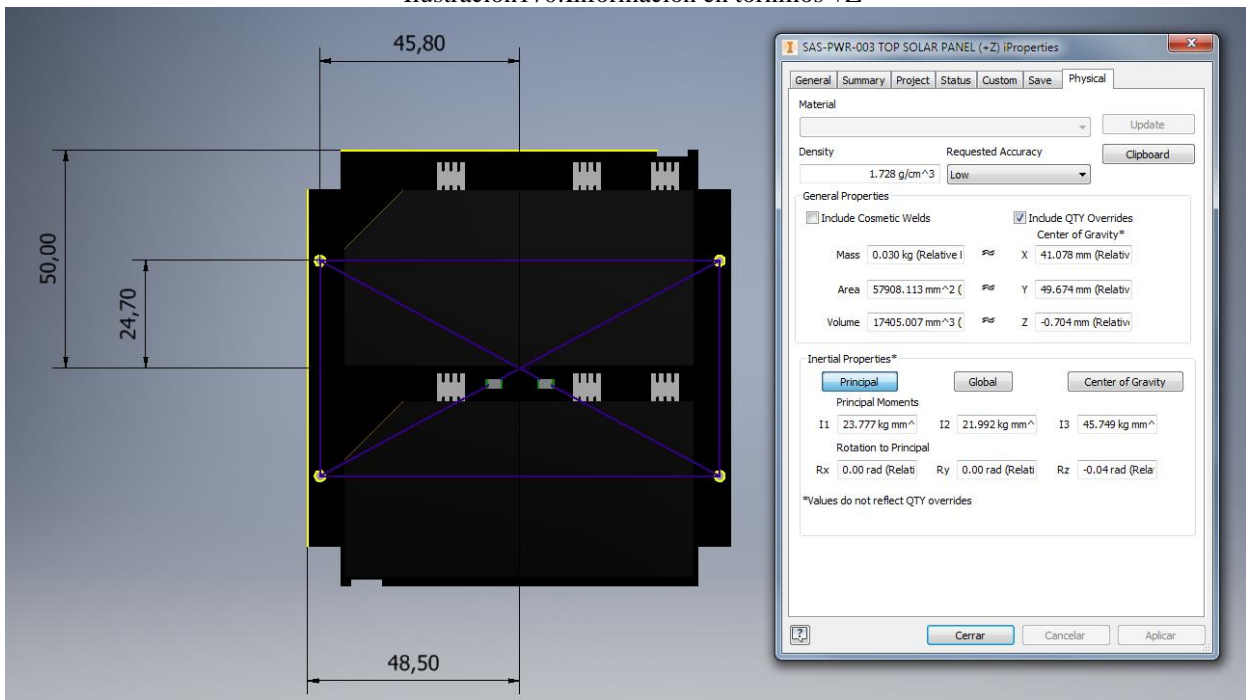
(elaboración propia)

Ilustración 169: Información tornillos en -Z



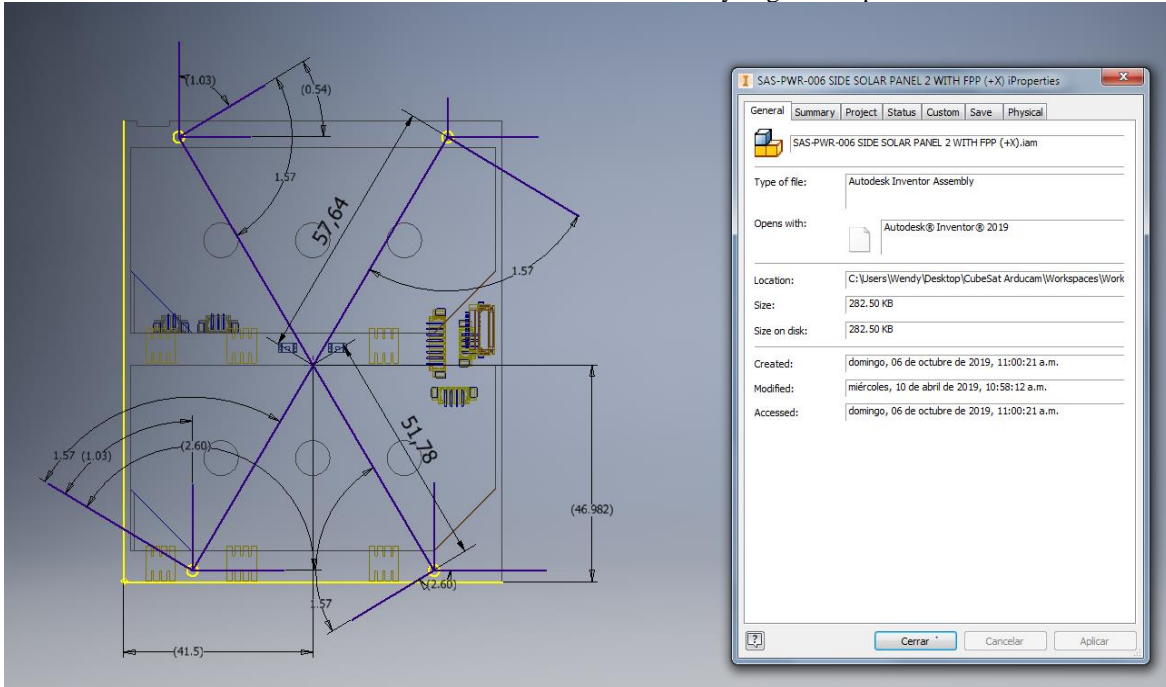
(elaboración propia)

Ilustración 170: Información en tornillos +Z



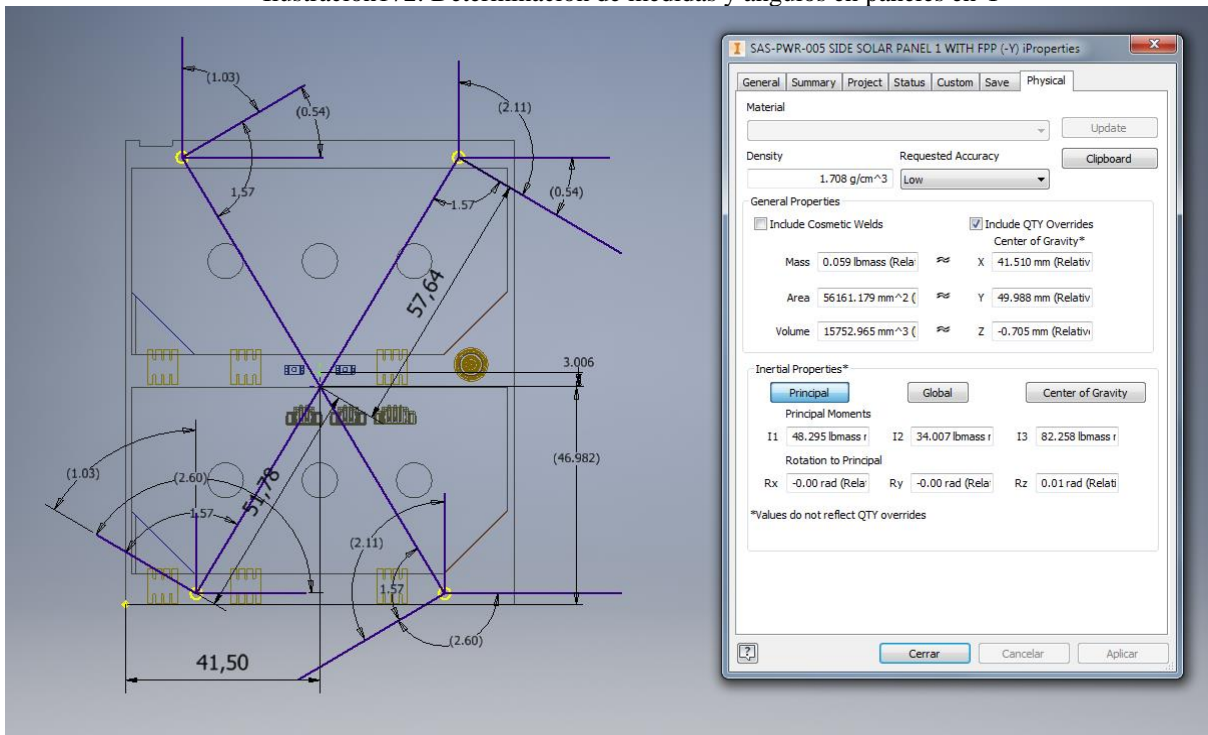
(elaboración propia)

Ilustración 171: Determinación de medidas y ángulos en paneles en X



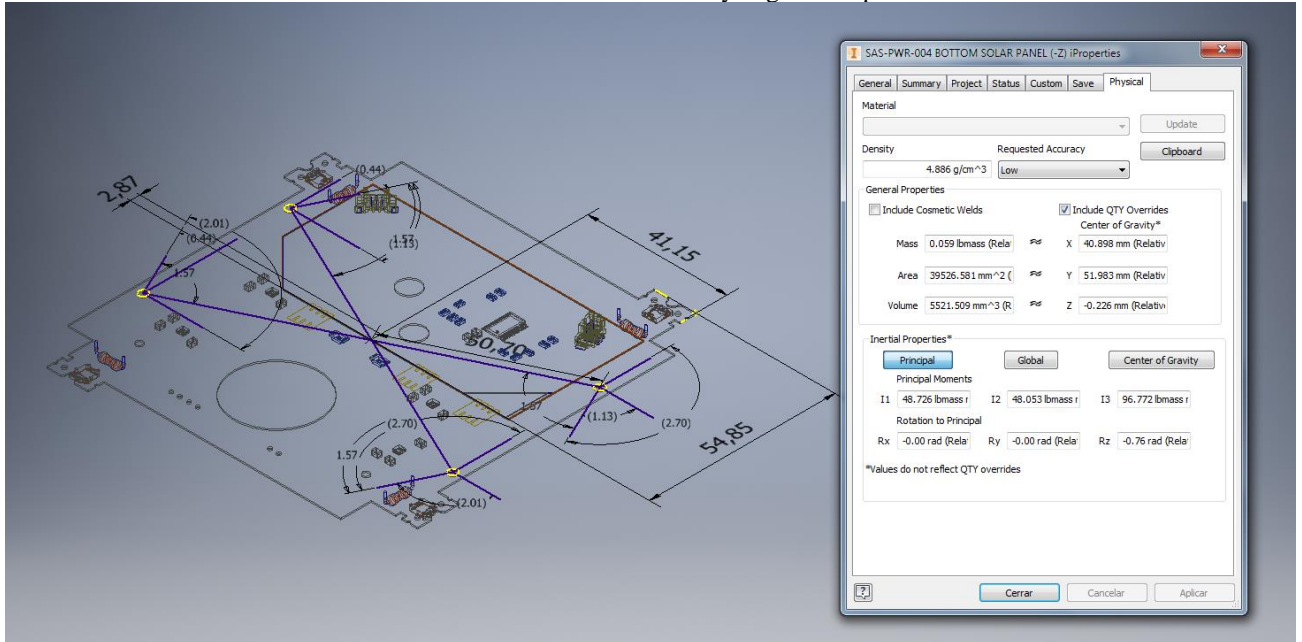
(elaboración propia)

Ilustración 172: Determinación de medidas y ángulos en paneles en Y



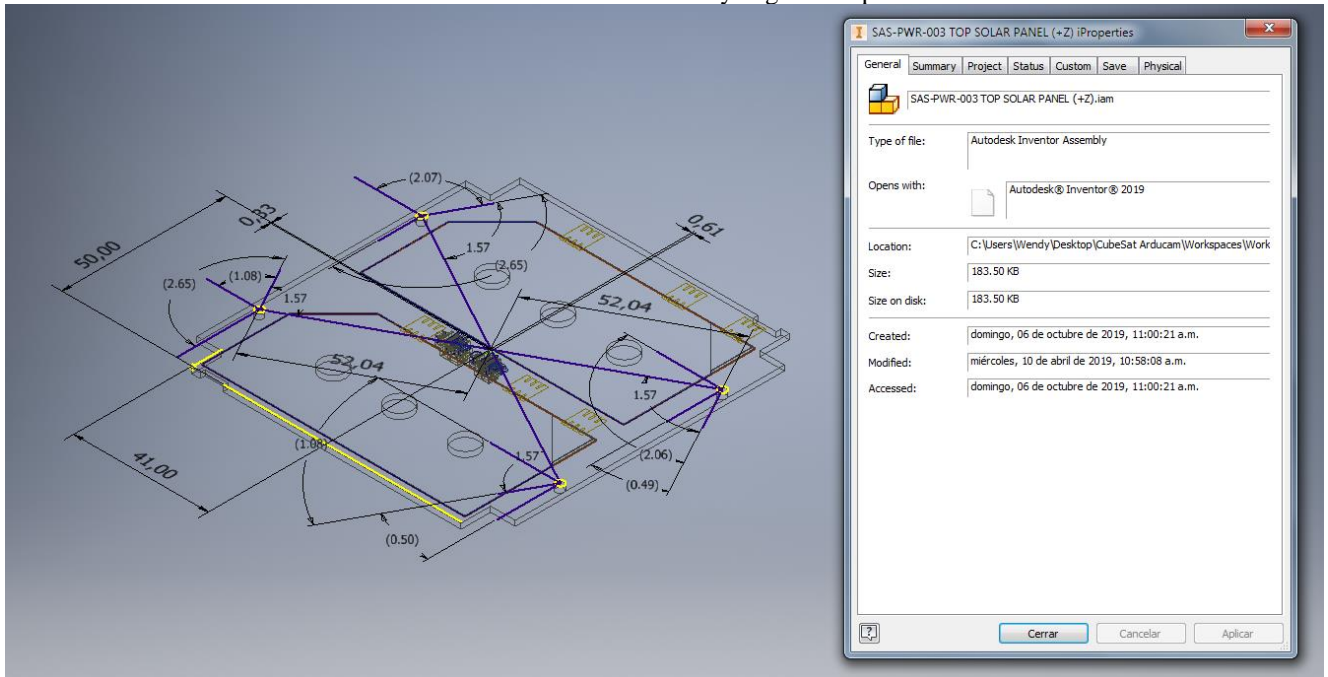
(elaboración propia)

Ilustración 173: Determinación de medidas y ángulos en paneles en -Z



(elaboración propia)

Ilustración 174: Determinación de medidas y ángulos en paneles en +Z



(elaboración propia)