

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería



CUBESAT FASE 2

Trabajo de graduación en modalidad de Megaproyecto presentado por:

Jorge Carlos Escobar Polanco;

Rodrigo Miguel Avelar Gonzalez; y

Sergio Abraham Argueta Juárez,

para optar al grado académico de Licenciados en Ingeniería Mecatrónica

Guatemala

2015

CUBESAT FASE 2

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería



Excelencia que trasciende

DEL VALLE
GRUPO EDUCATIVO

CUBESAT FASE 2

Trabajo de graduación en modalidad de Megaproyecto presentado por:

Jorge Carlos Escobar Polanco;

Rodrigo Miguel Avelar Gonzalez; y


Sergio Abraham Argueta Juárez,

para optar al grado académico de Licenciados en Ingeniería Mecatrónica


Guatemala

2015


Coordinador del megaproyecto:

(f) 
MSc. Víctor Hugo Ayerdi Bardales

Director de Ingeniería Mecánica:

(f) 
MSc. Víctor Hugo Ayerdi Bardales

Director de Ingeniería Mecatrónica

(f) 
MSc. Carlos Alberto Esquit Hernández

Fecha de aprobación: Guatemala, 4 de diciembre de 2015

ÍNDICE

LISTA DE CUADROS	x
LISTA DE FIGURAS	xiii
RESUMEN.....	xxiv
I. INTRODUCCIÓN.....	1
II. OBJETIVOS	4
A. Generales	4
B. Específicos.....	4
III. JUSTIFICACIÓN	6
IV. METODOLOGÍA.....	7
A. Misión.....	7
B. Desglose de equipo (Team breakdown)	8
C. Estructura de trabajo (WBS).....	8
D. Concepto de operación	9
E. Requerimientos del sistema	11
F. Subsistema mecánico	19
1. Diseño de la estructura de un CubeSat 1U	19
a. Selección de materiales.....	19
b. Dimensiones generales de un CubeSat 1U	21
c. Distribución de volumen.....	22
d. Integración de los subsistemas	23
e. Separación entre el P-POD y el CubeSat 1U	25
f. Centro de gravedad.....	26
g. Diseño del mecanismo de despliegue de paneles solares	26

2.	Selección del mecanismo.....	26
3.	Condiciones de despegue.....	31
4.	Trasferencia de energía.....	31
5.	Mecanismos de transferencia de calor.....	31
a.	Intensidad de radiación.....	31
b.	Ángulo sólido.....	32
c.	Ley de Kirchhoff.....	32
6.	Dispositivos de control térmico.....	32
a.	Control térmico activo.....	33
b.	Control térmico pasivo.....	33
7.	Selección de aislantes térmicos.....	33
8.	Diseño experimental.....	36
a.	Mallado y restricciones físicas.....	36
b.	Frecuencias naturales.....	37
c.	Análisis de vibración aleatoria.....	37
d.	Análisis de reacción a espectro a choque.....	39
e.	Análisis de presión y despresurización.....	42
f.	Análisis del ambiente acústico.....	43
9.	Factor de seguridad.....	45
10.	Plan para condiciones de vibración.....	47
11.	Plan para generar termovacío.....	47
a.	Número de ciclos.....	47
b.	Temperatura máxima y mínima.....	48
c.	Tiempo de espera.....	48
d.	Rampa de temperatura.....	48
e.	Nivel de vacío.....	48

f.	Equipo adicional necesario	49
G.	Subsistema de control de actitud.....	50
1.	Selección de actuadores.....	55
2.	Diseño de las ruedas de reacción	57
3.	Selección de sensores	59
4.	Diseño de sistema de sujeción	61
5.	Diseño de circuito electrónico	65
6.	Diseño de modo de operación.....	68
7.	Diseño de sistema de pruebas	70
H.	Subsistema de carga útil	72
1.	Cámara hiperespectral	74
2.	Cámara multiespectral	75
3.	Cámara RGB.....	75
4.	Cámara monocromática.....	75
5.	Pasos para escoger un sensor óptico	75
6.	Tipos de sensores ópticos	77
7.	Bandas MODIS	77
8.	Integración de GPS	80
a.	LS20031 GPS Receiver	80
b.	Microcontrolador Teensy 3.1	81
c.	Arduino UNO (como módulo de pruebas)	81
9.	Diseño del subsistema de carga útil	83
10.	Matrices de decisión para sensores ópticos y diseños preliminares.....	84
a.	Matriz de decisión 1	84
1)	Cámara Hiperespectral OCI-UAV 1000	84
2)	Cámara Multiespectral ADC Micro	85

b.	Matriz de Decisión 2	87
1)	Cámara Digital Raspberry Pi Camera Module	87
2)	Raspberry Pi A+	89
c.	Matriz de decisión 3	93
1)	DMK 72BUC02 Monochrome Camera	95
2)	DMM 72BUC02-ML	96
3)	USB2.0 Monochrome 5MP CMOS Camera	96
4)	e-CAM50_CU9P031_MOD - 5.0 MP	97
11.	Protocolo de pruebas	99
a.	Sistema GPS.....	99
b.	Sistema del sensor óptico.....	99
12.	Desarrollo del protocolo de pruebas.....	100
V.	Administración de proyecto	104
A.	Matriz de riesgos.....	104
B.	Presupuesto de masa.....	105
C.	Presupuesto	107
VI.	RESULTADOS	108
A.	Subsistema Mecánico	108
1.	Frecuencias naturales de la estructura	108
2.	Vibraciones aleatorias aplicadas a la estructura.....	109
3.	Espectro de reacción a choque aplicado a la estructura	111
4.	Presión y despresurización aplicada a la estructura	112
5.	Ambiente acústico aplicado a la estructura	113
6.	Factores de seguridad obtenidos para la estructura	114
a.	Sobredimensionamiento	114
7.	Mecanismo para el despliegue de paneles solares	117

a.	Frecuencias naturales del mecanismo de despliegue de paneles solares	117
b.	Vibraciones aleatorias aplicadas al mecanismo de despliegue de paneles solares	118
c.	Espectro de reacción a choque aplicado al mecanismo de despliegue de paneles solares	119
d.	Factores de seguridad obtenidos para el mecanismo de despliegue de paneles	120
8.	Análisis de transferencia de calor	120
9.	Discusión del análisis de transferencia de calor	133
10.	Manufactura	134
11.	Selección de herramientas de corte	135
12.	Bases de sujeción	136
13.	Proceso de manufactura.....	137
14.	Discusión de la manufactura.....	141
B.	Subsistema de control de actitud.....	142
1.	Resultados de comportamiento de plataforma de pruebas	142
C.	Curvas de respuesta para ruedas de reacción.....	143
D.	Control de actitud del sistema.....	144
E.	Subsistema de carga útil	146
VII.	CONCLUSIONES	155
VIII.	RECOMENDACIONES	157
IX.	BIBLIOGRAFÍA.....	160
X.	APÉNDICE	166
A.	Subsistema mecánico	166
1.	Anexo 1: Planos de la estructura CubeSat 1U	166
2.	Anexo 2: Resultados de las simulaciones para la estructura del picosatélite	167
a.	Resultados de las frecuencias naturales de la estructura	167
b.	Resultados de las vibraciones aleatorias aplicadas a la estructura.....	169
1)	Soyuz.....	169

2) ATV	184
3. Resultados del espectro de reacción a choque aplicado a la estructura	199
a. Ariane 5	199
b. Falcon 9	204
c. Soyuz	209
d. Sherpa	214
4. Resultados de la presión y despresurización aplicada a la estructura	219
a. ATV	219
5. Resultados del ambiente acústico aplicado a la estructura	221
a. Sherpa	221
6. Anexo 3: Resultados de las simulaciones para el mecanismo de despliegue de paneles	222
a. Resultados de las frecuencias naturales del mecanismo de despliegue de paneles	222
b. Resultados de vibraciones aleatorias aplicadas al mecanismo de despliegue de paneles	224
c. Espectro de reacción a choque aplicado al mecanismo de despliegue de paneles	239
7. Anexo 4: Selección de resortes empleados en el mecanismo de despliegue de paneles	244
B. Subsistema ADCS	246
1. Planos de plataforma de pruebas	246
2. Programa para obtención de datos de IMU	248
XI. ACRÓNIMOS	252

LISTA DE CUADROS

Cuadro 1 Requerimientos CalPoly parte 1.....	11
Cuadro 2 Requerimientos CalPoly parte 2.....	12
Cuadro 3 Requerimientos CalPoly parte 3.....	13
Cuadro 4 Requerimientos Ariane 5	14
Cuadro 5 Requerimientos Soyuz parte 1	15
Cuadro 6 Requerimientos Soyuz parte 2	16
Cuadro 7 Requerimientos Falcon 9	17
Cuadro 8 Requerimientos de sistemas parte 1	18
Cuadro 9 Requerimientos de sistemas parte 2	19
Cuadro 10 Propiedades mecánicas de distintos aluminios	19
Cuadro 11 Matriz de decisión para selección de material empleado en la estructura del picosatélite.	20
Cuadro 12 Presupuesto de volumen interno en la estructura del picosatélite.	23
Cuadro 13 Propiedades mecánicas del acero inoxidable 316	23
Cuadro 14 Características de un resorte de separación personalizado por Cal Poly	25
Cuadro 15 Centro de gravedad del prototipo CubeSat 1U desarrollado en la UVG	26
Cuadro 16 Opciones para resortes helicoidales.....	27
Cuadro 17 Matriz de decisión para resorte empleado en el mecanismo de despliegue de paneles	28
Cuadro 18 Información de resorte helicoidal empleado en el mecanismo de despliegue de paneles.....	28
Cuadro 19 Características y propiedades de los materiales que componen un MLI.....	33
Cuadro 20 Propiedades mecánicas del PMMA y el PVB.....	35
Cuadro 21 Matriz de decisión para selección de material empleado en el aislamiento de la carga útil.....	35
Cuadro 22 Densidad espectral del vehículo de lanzamiento Soyuz	37
Cuadro 23 Densidad espectral de los vehículos de lanzamiento ATV, HTV y Spx	38
Cuadro 24 Espectro de choque durante el despegue del vehículo espacial Soyuz.....	40
Cuadro 25 Espectro de choque durante la separación de las etapas del vehículo espacial Soyuz	41
Cuadro 26 Espectro de choque del vehículo espacial Sherpa	41
Cuadro 27 Resumen de las presiones aplicadas a la estructura.....	42
Cuadro 28 Ambiente acústico experimentado en el vehículo espacial Sherpa durante el despegue	44
Cuadro 29 Área y masa de las distintas placas que conforman la estructura.....	44
Cuadro 30 Resumen de las aceleraciones producidas por el ambiente acústico.....	45
Cuadro 31 Factores de seguridad recomendados para las distintas pruebas.....	46

Cuadro 32. Parámetros de simulación de perturbaciones	50
Cuadro 33. Datos de simulación para órbita polar y órbita LEO	54
Cuadro 34. Características de motores Brushless	55
Cuadro 35. Matriz de decisión para selección de actuador principal	56
Cuadro 36. Características de Magnetorquer analizados.....	57
Cuadro 37. Matriz de decisión para selección de actuador secundario	57
Cuadro 38. Parámetros de volante de inercia.....	58
Cuadro 39. Características de sensores ópticos.....	59
Cuadro 40. Matriz de decisión para selección de sensor óptico	60
Cuadro 41. Características de unidades de medición inercial.....	60
Cuadro 42. Matriz de decisión para selección de IMU	61
Cuadro 43: Bandas usadas en distintos instrumentos de medición	78
Cuadro 44: Aplicaciones de las bandas MODIS	79
Cuadro 45: Bandas del instrumento de medición MERIS	79
Cuadro 46: Tabla de las bandas MODIS a utilizar	80
Cuadro 47: Tabla comparativa 1	86
Cuadro 48: Matriz de decisión 1	86
Cuadro 49: Tabla comparativa 2	88
Cuadro 50. Matriz de decisión 2	89
Cuadro 51: Ventajas y desventajas de una cámara monocromática y RGB	94
Cuadro 52: Tabla comparativa 3	98
Cuadro 53: Matriz de decisión 3	98
Cuadro 54 Matriz de riesgo final del proyecto.....	104
Cuadro 55 Factores a considerar en la clasificación de riesgos.	105
Cuadro 56 Riesgos.....	105
Cuadro 57 Presupuesto de masa del picosatélite.....	106
Cuadro 58 Presupuesto manejado para el proyecto CubeSat 1U de la UVG	107
Cuadro 59 Resumen de los resultados obtenidos (frecuencias naturales de la estructura).....	108
Cuadro 60 Resumen de los resultados obtenidos en la estructura (vibraciones aleatorias).....	109
Cuadro 61 Resumen de resultados obtenidos en la estructura (vibraciones aleatorias) parte 2.....	110
Cuadro 62 Resumen de los resultados obtenidos en la estructura (reacción a espectro a choque).	111
Cuadro 63 Resumen de los resultados obtenidos para la estructura (presión y despresurización).	112
Cuadro 64 Resumen de los resultados obtenidos para la estructura (ambiente acústico).	113

Cuadro 65 Factores de seguridad obtenidos por medio de simulaciones para la estructura.....	114
Cuadro 66 Comparación de diseños CubeSat Kit vs CubeSat UVG.....	115
Cuadro 67 Frecuencias naturales del mecanismo de despliegue de paneles.....	117
Cuadro 68 Vibraciones aleatorias del mecanismo de despliegue de paneles	118
Cuadro 69 Reacción a espectro a choque del mecanismo de despliegue de paneles solares.....	119
Cuadro 70 Factores de seguridad obtenidos para el mecanismo de despliegue de paneles solares.	120
Cuadro 71 Rango para temperaturas de operación de componentes electrónicos	120
Cuadro 72 Parámetros ingresados al software STK para LEO.	122
Cuadro 73 Constantes del análisis térmico.	125
Cuadro 74 Características térmicas y físicas de materiales empleados en el CubeSat.....	125
Cuadro 75 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando MLI como aislante térmico. ..	127
Cuadro 76 Continuación cuadro 75.....	128
Cuadro 77 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando PMMA como aislante	130
Cuadro 78 Continuación cuadro 77.....	131
Cuadro 79 Capas necesarias de MLI para aislamiento térmico.	133
Cuadro 80 Capas necesarias de PMMA para aislamiento térmico.	133
Cuadro 81 Características de una fresadora modelo Concept MILL 105.....	135
Cuadro 82 Características de la herramienta de corte.	136
Cuadro 83 Características de la herramienta.....	137
Cuadro 84 Parámetros de corte de la herramienta.....	138
Cuadro 85 Comparación de dimensiones generales del CubeSat manufacturado.	141
Cuadro 86 Opciones para resortes helicoidales.....	244
Cuadro 87 Matriz de decisión para resorte empleado en el mecanismo de despliegue de paneles	244
Cuadro 88 Información de resorte helicoidal empleado en el mecanismo de despliegue de paneles	245

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Estructura de trabajo para fase 2 de diseño de CubeSat.	8
Figura 2 Estructura de trabajo.	9
Figura 3 Diagrama de concepto de operación.	10
Figura 4 Dimensiones generales para un CubeSat 1U.	21
Figura 5 Sistema de coordenadas del P-POD.	22
Figura 6 Dimensiones generales del ensamble del picosatélite.	22
Figura 7 Ensamble del prototipo conteniendo a los distintos módulos del CubeSat 1U.	24
Figura 8 Vista lateral del ensamble del prototipo conteniendo a los distintos módulos del CubeSat 1U. ...	24
Figura 9 Vista frontal del ensamble del prototipo conteniendo a los distintos módulos del CubeSat 1U. ...	24
Figura 10 Resorte de separación personalizado por Cal Poly.	25
Figura 11 Opciones para la colocación de los resortes de separación y el interruptor de despegue.	25
Figura 12 Resorte helicoidal.	26
Figura 13 Diagrama de cuerpo libre para un panel solar.	27
Figura 14 Dimensiones generales de un resorte helicoidal.	29
Figura 15 Modelo 3D mecanismo de despliegue de paneles solares.	29
Figura 16 Dimensión máxima paralela del mecanismo de despliegue de paneles solares.	30
Figura 17 Modelo 3D del mecanismo de despliegue de paneles solares.	30
Figura 18 Aislante multi capas.	34
Figura 19 Polimetilmetacrilato.	36
Figura 20 Mallado y restricciones físicas de la estructura.	36
Figura 21 Ingreso de parámetros para simulación de vibraciones aleatorias en el eje X.	39
Figura 22 Espectro de choque del vehículo espacial Ariane 5.	39
Figura 23 Espectro de choque del vehículo espacial Falcon 9.	40
Figura 24 Espectro de choque del vehículo espacial Soyuz.	40
Figura 25 Ingreso de parámetros para simulación de espectro de choque, vehículo espacial Ariane 5.	41
Figura 26 Cargas de presión aplicadas a la estructura.	42
Figura 27 Cargas de despresurización aplicadas a la estructura.	43
Figura 28 Ambiente acústico experimentado en el vehículo espacial Sherpa durante el despegue.	44
Figura 29 Densidad espectral de los vehículos de lanzamiento ATV, HTV, Spx y Soyuz.	47
Figura 30 Grabador de Pruebas.	49

Figura 31 Sistema de purga de are seco.....	49
Figura 32 Órbita terrestre baja utilizada en simulación.....	51
Figura 33 Perturbaciones por arrastre atmosférico.....	52
Figura 34 Perturbaciones por momento dipolo residual.....	52
Figura 35 Perturbaciones por gradiente de gravedad.....	53
Figura 36 Perturbaciones por radiación.....	53
Figura 37 Perturbaciones totales en órbita terrestre baja.....	54
Figura 38 Plano de volante de inercia.....	59
Figura 39 Señal original y señal procesada por un filtro de Kalman extendido.....	61
Figura 40 Plano para placa principal del módulo.....	62
Figura 41 Modelo CAD de estructura para motores en ejes x, y.....	62
Figura 42 Modelo CAD para motor en eje z.....	63
Figura 43 Dimensiones de estructura para motores en eje x, y.....	63
Figura 44 Dimensiones de estructura ara motor en eje z.....	64
Figura 45 Modelo CAD del módulo ADCS.....	64
Figura 46 Microcontrolador Teensy 3.1.....	65
Figura 47 Esquemático de driver de motor brushless.....	65
Figura 48 Diagrama esquemático del circuito impreso.....	66
Figura 49 Diseño de circuito impreso.....	67
Figura 50 Montaje de los componentes sobre circuito impreso.....	67
Figura 51 Concepto de operación para modo on-station.....	68
Figura 52 Diagrama de bloques para sistema en lazo cerrado de integrador doble.....	70
Figura 53 Modelo CAD de la plataforma de pruebas.....	70
Figura 54 Plataforma con montaje de placa inferior.....	71
Figura 55 Ángulo máximo en eje x, y para la plataforma de pruebas.....	71
Figura 56 Sensor activo.....	72
Figura 57 Sensor pasivo.....	73
Figura 58 GPS.....	80
Figura 59 Microcontrolador Teensy 3.1.....	81
Figura 60 Arduino UNO.....	81
Figura 61 GPS Diagrama de Flujo.....	82
Figura 62 Defensiva del Sistema GPS.....	83
Figura 63 Subsistema de carga útil diagrama de flujo.....	83

Figura 64 Cámara Hiperespectral.....	85
Figura 65 Cámara Multiespectral.	85
Figura 66 Ensamblaje del subsistema de carga útil con cámara multiespectral, GPS y microcontrolador. .	87
Figura 67 Raspberry Pi Camera Module	88
Figura 68 Raspberry Pi A+ Model	90
Figura 69 Placa PCB con Raspberry Pi.	90
Figura 70 Placa PCB con GPS, cámara y microcontrolador.....	91
Figura 71 Ensamblaje del subsistema de carga útil.....	91
Figura 72 Ensamblaje del CubeSat 1U isométrico 1.	92
Figura 73 Ensamblaje del CubeSat 1U isométrico 2.	92
Figura 74 CubeSat 1U ensamblado.	93
Figura 75 Respuesta de una cámara monocromática vs RGB	94
Figura 76 Cámara monocromática DMK 72BUC02	95
Figura 77 Curva de respuesta espectral para cámara DMK 72BUC02 y DMM 72BUC02-ML	96
Figura 78 Cámara monocromática DMM 72BUC02-ML	96
Figura 79 USB2.0 Monochrome 5MP CMOS Camera	97
Figura 80 Cámara monocromática e-CAM50_CU9P031_MOD - 5.0 MP	97
Figura 81 Diseño en Inventor® del dispositivo de pruebas, cara frontal.	100
Figura 82 Diseño en Inventor® del dispositivo de pruebas, cara trasera.	101
Figura 83 Diseño en Inventor® del dispositivo de pruebas, interior.....	101
Figura 84 Dispositivo de pruebas terminado.	102
Figura 85 Interior del dispositivo de pruebas terminado.	103
Figura 86 Diseño de la estructura del CubeSat UVG.....	115
Figura 87 Diseño de la estructura del CubeSat Kit	115
Figura 88 Placa superior e inferior CubeSat UVG.....	116
Figura 89 Diagrama de transferencia de calor.	121
Figura 90 Órbita LEO del CubeSat UVG.....	122
Figura 91 Porcentaje anual de luz solar recibida por el CubeSat UVG.....	123
Figura 92 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando MLI como aislante	129
Figura 93 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando MLI como aislante.	129
Figura 94 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando PMMA como aislante.....	132
Figura 95 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando PMMA como aislante.....	132
Figura 96 Dimensiones de base de sujeción manufacturada.....	136

Figura 97 Ejemplo de sujeción de placas que conforman al CubeSat 1U.	137
Figura 98 Careado de placa lateral.	139
Figura 99 Primer taladrado de placa lateral.	139
Figura 100 Segundo taladrado de placa lateral.	139
Figura 101 Desbaste interior de placa lateral.	140
Figura 102 Desbaste por restos de placa lateral.	140
Figura 103 Contorneado de placa lateral.	140
Figura 104 Afinado de placa lateral.	140
Figura 105 CubeSat 1U manufacturado y ensamblado.	141
Figura 106 Comportamiento de plataforma de pruebas sin carga para eje Z.	142
Figura 107 Comportamiento de plataforma de pruebas sin carga para eje x, y.	142
Figura 108 Respuesta de ruedas de reacción.	143
Figura 109 Respuesta del sistema para control en eje z.	144
Figura 110 Respuesta del sistema para control en eje y.	145
Figura 111 Respuesta del sistema para control en eje x.	145
Figura 112 Validación del subsistema de carga útil 1.	147
Figura 113 Validación del subsistema de carga útil 2.	147
Figura 114 Validación del subsistema de carga útil 3.	148
Figura 115 Validación del subsistema de carga útil 4.	148
Figura 116 Validación del subsistema de carga útil 5.	148
Figura 117 FOV vertical y horizontal.	149
Figura 118 Relación entre las dimensiones de la imagen y el FOV.	149
Figura 119 Detalle de la imagen 1 de la validación del subsistema de carga útil.	150
Figura 120 Sitio donde se llevó a cabo la validación del subsistema, visto desde Google Maps®.	151
Figura 121 Dimensiones estimadas de la imagen del lago a 350 km de altura.	153
Figura 122 Imagen del lago capturada por el satélite LANDSAT.	153
Figura 123 Análisis de clorofila hecho por la NASA y SERVIR.	154
Figura 124 Análisis de clorofila hecho en Matlab®.	154
Figura 125 Primera frecuencia natural de la estructura.	167
Figura 126 Segunda frecuencia natural de la estructura.	167
Figura 127 Tercera frecuencia natural de la estructura.	168
Figura 128 Cuarta frecuencia natural de la estructura.	168
Figura 129 Quinta frecuencia natural de la estructura.	168

Figura 130	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	169
Figura 131	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	169
Figura 132	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	169
Figura 133	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	170
Figura 134	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	170
Figura 135	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	170
Figura 136	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	171
Figura 137	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	171
Figura 138	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	171
Figura 139	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	172
Figura 140	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	172
Figura 141	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	172
Figura 142	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	173
Figura 143	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	173
Figura 144	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	173
Figura 145	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	174
Figura 146	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	174
Figura 147	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	174
Figura 148	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	175
Figura 149	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	175
Figura 150	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	175
Figura 151	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	176
Figura 152	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	176
Figura 153	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	176
Figura 154	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	177
Figura 155	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	177
Figura 156	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	177
Figura 157	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	178
Figura 158	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	178
Figura 159	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	178
Figura 160	Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	179
Figura 161	Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	179
Figura 162	Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	179

Figura 163 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	180
Figura 164 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	180
Figura 165 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	180
Figura 166 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	181
Figura 167 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	181
Figura 168 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	181
Figura 169 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	182
Figura 170 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	182
Figura 171 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	182
Figura 172 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	183
Figura 173 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	183
Figura 174 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	183
Figura 175 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	184
Figura 176 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.....	184
Figura 177 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	184
Figura 178 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	185
Figura 179 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	185
Figura 180 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	185
Figura 181 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	186
Figura 182 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	186
Figura 183 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.....	186
Figura 184 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	187
Figura 185 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	187
Figura 186 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	187
Figura 187 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	188
Figura 188 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.....	188
Figura 189 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	188
Figura 190 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	189
Figura 191 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	189
Figura 192 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	189
Figura 193 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	190
Figura 194 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	190
Figura 195 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	190

Figura 196 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	191
Figura 197 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	191
Figura 198 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	191
Figura 199 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	192
Figura 200 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	192
Figura 201 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	192
Figura 202 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	193
Figura 203 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	193
Figura 204 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	193
Figura 205 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	194
Figura 206 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	194
Figura 207 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	194
Figura 208 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	195
Figura 209 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	195
Figura 210 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	195
Figura 211 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	196
Figura 212 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	196
Figura 213 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	196
Figura 214 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.	197
Figura 215 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	197
Figura 216 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	197
Figura 217 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	198
Figura 218 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z	198
Figura 219 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	198
Figura 220 Desplazamientos a la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural	199
Figura 221 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción de choque en su primera frecuencia natural. ..	199
Figura 222 Factores de seguridad para la reacción de choque en su primera frecuencia natural	199
Figura 223 Desplazamientos a la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural	200
Figura 224 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su segunda frecuencia natural.	200
Figura 225 Factores de seguridad para la reacción de choque en su segunda frecuencia natural.....	200
Figura 226 Desplazamientos a la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural.....	201
Figura 227 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su tercera frecuencia natural.....	201
Figura 228 Factores de seguridad para la reacción de choque en su tercera frecuencia natural.....	201

Figura 229 Desplazamientos a la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural	202
Figura 230 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural	202
Figura 231 Factores de seguridad para la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural	202
Figura 232 Desplazamientos a la reacción de choque en su quinta frecuencia natural	203
Figura 233 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su quinta frecuencia natural	203
Figura 234 Factores de seguridad para la reacción de choque en su quinta frecuencia natural	203
Figura 235 Desplazamientos a la reacción de choque en su primera frecuencia natural.....	204
Figura 236 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su primera frecuencia natural	204
Figura 237 Factores de seguridad para la reacción de choque en su primera frecuencia natural	204
Figura 238 Desplazamientos a la reacción de choque en su segunda frecuencia natural	205
Figura 239 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su segunda frecuencia natural	205
Figura 240 Factores de seguridad para la reacción de choque en su segunda frecuencia natural.....	205
Figura 241 Desplazamientos a la reacción de choque en su tercera frecuencia natural	206
Figura 242 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su tercera frecuencia natural.....	206
Figura 243 Factores de seguridad para la reacción de choque en su tercera frecuencia natural	206
Figura 244 Desplazamientos debidos a la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural	207
Figura 245 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural.....	207
Figura 246 Factores de seguridad para la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural	207
Figura 247 Desplazamientos a la reacción de choque en su quinta frecuencia natural	208
Figura 248 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su quinta frecuencia natural	208
Figura 249 Factores de seguridad para la reacción de choque en su quinta frecuencia natural.....	208
Figura 250 Desplazamientos a la reacción de choque en su primera frecuencia natural.....	209
Figura 251 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su primera frecuencia natural	209
Figura 252 Factores de seguridad para la reacción de choque en su primera frecuencia natural	209
Figura 253 Desplazamientos a la reacción de choque en su segunda frecuencia natural.....	210
Figura 254 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su segunda frecuencia natural	210
Figura 255 Factores de seguridad para la reacción de choque en su segunda frecuencia natural.....	210
Figura 256 Desplazamientos a la reacción de choque en su tercera frecuencia natural	211
Figura 257 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su tercera frecuencia natural.....	211
Figura 258 Factores de seguridad para la reacción de choque en su tercera frecuencia natural.....	211
Figura 259 Desplazamientos a la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural	212
Figura 260 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural	212
Figura 261 Factores de seguridad para la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural.....	212

Figura 262 Desplazamientos a la reacción de choque en su quinta frecuencia natural del	213
Figura 263 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su quinta frecuencia natural	213
Figura 264 Factores de seguridad para la reacción de choque en su quinta frecuencia natural.....	213
Figura 265 Desplazamientos a la reacción de choque en su primera frecuencia natural del	214
Figura 266 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su primera frecuencia natural	214
Figura 267 Factores de seguridad para la reacción de choque en su primera frecuencia natural.	214
Figura 268 Desplazamientos a la reacción de choque en su segunda frecuencia natural.....	215
Figura 269 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su segunda frecuencia natural	215
Figura 270 Factores de seguridad para la reacción de choque en su segunda frecuencia natural.....	215
Figura 271 Desplazamientos a la reacción de choque en su tercera frecuencia natural	216
Figura 272 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su tercera frecuencia natural.....	216
Figura 273 Factores de seguridad para la reacción de choque en su tercera frecuencia natural	216
Figura 274 Desplazamientos a la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural	217
Figura 275 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural.....	217
Figura 276 Factores de seguridad para la reacción de choque en su cuarta frecuencia natural.....	217
Figura 277 Desplazamientos a la reacción de choque en su quinta frecuencia natural.....	218
Figura 278 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque en su quinta frecuencia natural.	218
Figura 279 Factores de seguridad para la reacción de choque en su quinta frecuencia natural.....	218
Figura 280 Desplazamientos a las cargas de presión aplicadas a la estructura.....	219
Figura 281 Esfuerzos de von Mises a las cargas de presión aplicadas a la estructura.	219
Figura 282 Factores de seguridad para las cargas de presión aplicadas a la estructura.....	220
Figura 283 Desplazamientos a las cargas de despresurización aplicadas a la estructura	220
Figura 284 Esfuerzos de von Mises a las cargas de despresurización aplicadas a la estructura.....	220
Figura 285 Factores de seguridad para las cargas de despresurización aplicadas a la estructura.	221
Figura 286 Desplazamientos debidos al ambiente acústico del vehículo espacial Sherpa.	221
Figura 287 Esfuerzos de von Mises debidos al ambiente acústico del vehículo espacial Sherpa.....	221
Figura 288 Factores de seguridad obtenidos para el ambiente acústico del vehículo espacial Sherpa.	222
Figura 289 Primera frecuencia natural del mecanismo de despliegue de paneles solares.....	222
Figura 290 Segunda frecuencia natural del mecanismo de despliegue de paneles solares.....	222
Figura 291 Tercera frecuencia natural del mecanismo de despliegue de paneles solares.	222
Figura 292 Cuarta frecuencia natural del mecanismo de despliegue de paneles solares.....	223
Figura 293 Quinta frecuencia natural del mecanismo de despliegue de paneles solares.	223
Figura 294 Desplazamientos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	224

Figura 295 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje X.	224
Figura 296 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	224
Figura 297 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	225
Figura 298 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje X.	225
Figura 299 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	225
Figura 300 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	226
Figura 301 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje X.	226
Figura 302 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X	226
Figura 303 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	227
Figura 304 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje X	227
Figura 305 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	227
Figura 306 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	228
Figura 307 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje X.	228
Figura 308 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X.	228
Figura 309 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	229
Figura 310 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Y	229
Figura 311 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	229
Figura 312 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	230
Figura 313 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Y	230
Figura 314 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y	230
Figura 315 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	231
Figura 316 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Y.	231
Figura 317 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	231
Figura 318 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	232
Figura 319 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Y.	232
Figura 320 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	232
Figura 321 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	233
Figura 322 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Y.	233
Figura 323 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y.	233
Figura 324 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.	234
Figura 325 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Z.	234
Figura 326 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.	234
Figura 327 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.	235

Figura 328 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Z.....	235
Figura 329 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	235
Figura 330 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	236
Figura 331 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Z.....	236
Figura 332 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	236
Figura 333 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	237
Figura 334 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Z.....	237
Figura 335 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	237
Figura 336 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	238
Figura 337 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Z.....	238
Figura 338 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z.....	238
Figura 339 Desplazamientos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue.....	239
Figura 340 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	239
Figura 341 Factores de seguridad para la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	239
Figura 342 Desplazamientos a la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	240
Figura 343 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	240
Figura 344 Factores de seguridad para la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	240
Figura 345 Desplazamientos a la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	241
Figura 346 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	241
Figura 347 Factores de seguridad para la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	241
Figura 348 Desplazamientos debidos a la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	242
Figura 349 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción de choque para el mecanismo de despliegue..	242
Figura 350 Factores de seguridad para la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	242
Figura 351 Desplazamientos a la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	243
Figura 352 Esfuerzos de von Mises a la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	243
Figura 353 Factores de seguridad para la reacción de choque para el mecanismo de despliegue.....	243

RESUMEN

Con el fin de contribuir a la conservación del Lago de Atitlán, al mismo tiempo que se introduce a nuestro país en el campo de la ingeniería aeroespacial, se plantea un proyecto que constituye el desarrollo del primer prototipo de picosatélite tipo CubeSat 1U de Guatemala. Este prototipo contará con un sensor óptico para toma de imágenes remotas del lago. En este proyecto se pretende validar el funcionamiento del prototipo y del sensor óptico, realizando pruebas experimentales y empleando un vehículo aéreo que vuele sobre el lago.

Este proyecto se trabajará en conjunto entre diferentes departamentos de la Facultad de Ingeniería y del Centro de Estudios Atitlán de Universidad del Valle de Guatemala UVG.

Para el diseño y la construcción del prototipo del CubeSat, se seguirá la metodología de Ingeniería de Sistemas de la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio NASA, por sus siglas en inglés. Esta metodología ha sido ya utilizada por los Departamentos de Ingeniería Mecánica y Mecatrónica de UVG, en proyectos previos de Ingeniería Aeroespacial, realizados entre 2012 y 2014.

Se espera concluir el proyecto con la información necesaria para que, en una siguiente fase, el prototipo pueda enviarse a pruebas en laboratorios especializados en otros países. Posteriormente, y cuando se cuente con los fondos necesarios, una “versión de vuelo” podrá ser construida y lanzada al espacio, con el fin de que pueda proporcionar imágenes periódicas que permitan monitorear el nivel de clorofila en el agua del lago.

I. INTRODUCCIÓN

El Lago de Atitlán, ubicado en el departamento de Sololá, es el segundo centro turístico más visitado de Guatemala. Es la principal fuente de recursos y de agua potable para las comunidades que habitan a su alrededor. (Flores, *Hyperspectral Remote Sensing of Water Quality in Lake Atitlán*, 2013)

Lamentablemente, en octubre del año 2009, se dio una gran proliferación de alga que llegó a cubrir hasta el 40% de la superficie del lago, provocada por las cianobacterias. Este evento golpeó fuertemente la economía local, llegando a caer hasta un 25% y mucha de la actividad turística del lugar se detuvo. La salud del lago se vio fuertemente afectada, por lo que las autoridades pronto se involucraron junto a otras instituciones para poder frenar la proliferación de alga, la cual se detuvo parcialmente en diciembre del mismo año. (Flores, *Hyperspectral Remote Sensing of Water Quality in Lake Atitlán*, 2013)

Sin embargo, todos los años ocurren nuevos brotes de alga a menor escala, los cuales son controlados, pero la proliferación de cianobacteria, sigue siendo un problema.

En el año 2010, inicia sus actividades el Centro de Estudios Atitlán (CEA), que forma parte del Instituto de Investigaciones de Universidad del Valle de Guatemala, con el fin de contribuir a la solución de los problemas de la cuenca del Lago de Atitlán y a su desarrollo sostenible, realizando estudios y sistematizando la información, al mismo tiempo que divulga esta información a los habitantes de la región.

En el año 2013, una estudiante guatemalteca (África Flores) realizó su tesis de maestría (*Hyperspectral Remote Sensing of Water Quality in Lake Atitlán, Guatemala*), en la Universidad de Alabama, basándose en la posibilidad de utilizar el sensor Hyperion a bordo del satélite EO-1 para medir la calidad del agua del Lago de Atitlán, utilizando cámaras y sensores hiperspectrales, haciendo uso de la detección remota o “remote sensing” en inglés (Flores, *Hyperspectral Remote Sensing of Water Quality in Lake Atitlán*, 2013). Finalmente, con los datos obtenidos del satélite, se plantearon algoritmos para determinar la concentración de clorofila en el agua y en consecuencia, hacer un estimado del porcentaje de cianobacteria presente en el agua.

Por aparte, desde el año 2012, la Universidad del Valle de Guatemala ha incursionado en el campo de la ingeniería aeroespacial, a través de proyectos realizados por estudiantes de su facultad de ingeniería, con el fin de desarrollar y lanzar al espacio el primer satélite guatemalteco, tipo CubeSat 1U.

Un CubeSat 1U es un satélite con dimensiones de 10 x 10 x 10 centímetros, que puede colocarse en órbita para aplicaciones de diferentes tipos. Desde que se desarrolló el estándar para este tipo de satélite en el año 2002, más de 250 han sido lanzados al espacio, tanto desarrollados por universidades y la iniciativa privada (Zea, Ayerdi, Argueta, & Muñoz, 2014). Su bajo costo ha permitido que universidades y países en vía de desarrollo hayan incursionado en el campo de la ingeniería aeroespacial. Los primeros CubeSat se lanzaron

al espacio en el año 2002. En Latinoamérica, países como Brasil, Perú, Colombia y México han lanzado ya CubeSats. En Centroamérica, Costa Rica también se encuentra diseñando y construyendo su primer CubeSat.

Desde el año 2012, estudiantes e ingenieros de Universidad del Valle de Guatemala (UVG), han trabajado en proyectos relacionados con este campo, bajo la dirección del Doctor en Ingeniería Aeroespacial Luis Zea (Ingeniero Mecánico egresado de UVG en el año 2005, Master en Ingeniería Aeroespacial de Universidad de Central Florida en 2008) y la supervisión de los Ingenieros Víctor Hugo Ayerdi (Director de Ingeniería Mecánica de UVG) y Carlos Esquit (Director de Ingeniería Electrónica y Mecatrónica de UVG).

De esta forma, dos equipos de estudiantes de ingeniería mecánica, mecatrónica, industrial y ciencias de la computación de UVG, participaron en el año 2013 y 2014 en la competencia “Annual CanSat Competition” en Texas, organizada por la Sociedad Americana de Astronáutica (AAS) y el Instituto Americano de Aeronáutica y Astronáutica (AIAA), con el patrocinio de organizaciones como NASA. Esta competencia simula una misión espacial, en la cual, los equipos deben diseñar y construir un CanSat (un simulador de satélite de forma similar a una lata de refresco), el cual deben lanzar en un cohete a 700 metros de altura, transmitiendo información en tiempo real (presión, temperatura, altitud). En el año 2014, de 60 equipos inscritos de universidades de todo el mundo, el equipo de Universidad del Valle de Guatemala alcanzó la posición 12, siendo el mejor equipo de Latinoamérica. También es importante mencionar que, en la segunda fase de dicha competencia, el equipo de UVG obtuvo el primer lugar.

Luego de la experiencia y aprendizaje de la participación en esta competencia, se integró un equipo con el fin de trabajar el primer diseño del CubeSat. Mientras el CanSat es un simulador de satélite, el CubeSat es uno real, que puede lanzarse al espacio. En esta fase del proyecto, se trabajó en el diseño de los subsistemas de estructura, potencia, comunicaciones y estabilización y orientación del CubeSat (Miranda, y otros, 2014). Los resultados de esta fase se presentaron en el 1st Latin America IAA CubeSat Workshop en Brasil en Diciembre 2014.

Adicionalmente, durante el año 2014, se desarrolló internamente en la UVG una metodología para comparar de una forma objetiva y sistemática las diferentes aplicaciones que se le podrían dar al primer satélite guatemalteco. Esta metodología se basó en maximizar los beneficios para el país, manteniendo en mente los riesgos programáticos y la factibilidad técnica de cada una de las opciones (Zea, Ayerdi, Argueta, & Muñoz, 2014). Esta metodología también fue presentada en el 1st Latin American IAA CubeSat Workshop en Brasil y ahora está siendo aplicada por la Agencia Espacial Brasileña en la Universidad Federal de Minas Gerais. En el caso de UVG, la implementación de esta metodología para Guatemala permitió identificar el monitoreo del agua del Lago de Atitlán – en conjunto con el Centro de Estudios Atitlán de UVG – como la aplicación del primer satélite nacional.

Para este proyecto, durante los años 2015 y 2016, un segundo equipo se encargará de construir el primer prototipo del CubeSat, integrando un sensor óptico que a futuro servirá para realizar los monitoreos en el

lago. Este prototipo, servirá para realizar pruebas experimentales de funcionalidad de la tecnología desde un vehículo aéreo que vuele sobre el lago.

Posterior a esta fase del proyecto proyecto –y como trabajo futuro al cubierto por esta propuesta–, deberán realizarse pruebas de termovació, vibraciones, etc. del prototipo, en laboratorios especializados en otros países que cuentan con el equipo adecuado (tales como Brasil o Japón). Después de superar estas pruebas, la “versión de vuelo” del CubeSat podrá ser construida y eventualmente lanzada al espacio. Esta primer misión permitirá validar la tecnología utilizada en su desarrollo, de forma que posteriormente se pueda construir un CubeSat 3U (del triple del tamaño que el CubeSat 1U inicial), que es el que finalmente se utilizará para monitoreos periódicos del lago. La visión a largo plazo es que al tener la tecnología del satélite desarrollada localmente, se podrá cambiar la carga útil de futuras misiones para otro tipo de monitoreos, por ejemplo: deforestación, utilización de la tierra, y planeación y reacción rápida luego de desastres, entre otros.

II. OBJETIVOS

A. Generales

1. Diseñar y maquinar una estructura para un CubeSat 1U que cumpla con las especificaciones requeridas.
2. Diseñar el módulo para la determinación y control de actitud para un CubeSat 1U mediante el cual se pueda rechazar las perturbaciones que actúen sobre el mismo y lograr una orientación deseada a lo largo de su órbita.
3. Diseñar e implementar el sistema de carga útil del CubeSat 1 U, para muestrear el lago de Atitlán, Guatemala, por medio del uso de un sensor óptico y determinar con el uso de algoritmos y procesamiento de imágenes, la concentración de clorofila en la superficie del lago.

B. Específicos

1. Diseñar la estructura considerando las dimensiones especificadas por la Universidad Politécnica de California para un CubeSat 1U.
2. Diseñar la estructura y un mecanismo que sirva para el despliegue de paneles solares, considerando las condiciones de despegue indicadas en los manuales espaciales Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz, para vibraciones aleatorias y reacción a espectro a choque. Además de los entornos de lanzamiento descritos en los documentos JAMMS-JPAH-001 y SF-2100-PUG-00001.
3. Obtener las primeras 5 frecuencias naturales de la estructura y del mecanismo de despliegue de paneles solares para analizar sus respuestas ante vibraciones aleatorias y reacción a espectro a choque.
4. Aislar los componentes electrónicos del picosatélite para las condiciones térmicas a las cuales estará sometido.
5. Producir un plan para condiciones de vibración y termovació de la estructura y sus componentes adheridos.
6. Seleccionar los sensores y actuadores adecuados para implementar el control y determinación de la actitud del satélite.
7. Implementar un modelo en software para la validación del sistema de control de la actitud del satélite.
8. Diseñar e implementar un sistema de pruebas para demostrar el rechazo de las perturbaciones externas sobre los tres ejes del satélite.
9. Diseñar e implementar un algoritmo para orientar el satélite de modo que se oriente respecto a un vector de luz.
10. Ensamblar el prototipo del módulo ADCS utilizando los componentes seleccionados mediante los análisis previos

11. Integrar un sistema GPS al módulo de carga útil para la activación del módulo.
12. Diseñar e implementar el software y hardware para controlar el sensor óptico desde un microcontrolador.
13. Realizar un estudio por medio de matrices de decisión para determinar cuál es el sensor óptico adecuado a utilizar en la misión.
14. Validar el funcionamiento del subsistema de carga útil por medio de pruebas.

III. JUSTIFICACIÓN

La Universidad del Valle de Guatemala propone un proyecto de innovación tecnológica de desarrollo de un prototipo de CubeSat 1U, con el fin de validar de forma experimental, su aplicación para la medición de la concentración de clorofila del agua del Lago de Atitlán, vía detección remota. La población de cianobacteria en el lago, está ligada a la concentración de clorofila, por lo que, contar con información periódica del nivel de concentración de clorofila en el lago es fundamental.

Satélites de NASA podrían proporcionar esta información, pero con una frecuencia no continua, solamente eventual, pues nuestro país depende de las prioridades que ellos designen a sus satélites.

Desarrollar y lanzar al espacio un CubeSat guatemalteco sería muy útil, pues, mientras podría proporcionar este tipo de información diariamente, también contribuiría a motivar e impulsar el desarrollo tecnológico de nuestro país. Para alcanzar esta meta, es fundamental completar este proyecto como una fase previa.

Es conveniente incursionar en el campo de ingeniería aeroespacial para propiciar el desarrollo tecnológico, tal como lo han hecho y están haciendo otros países en vías de desarrollo. Por ejemplo, Costa Rica se encuentra desarrollando su primer CubeSat, que servirá para monitoreo del flujo de dióxido de carbono que se genera en bosques y que fue declarado por el gobierno como un proyecto de interés público en el año 2014 (Solano, 2014).

IV. METODOLOGÍA

El desarrollo de este proyecto se basó en la metodología de Ingeniería de Sistemas empleada por la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio, NASA por sus siglas en inglés. Esta metodología consiste en seis etapas que describen el ciclo de vida del proyecto. Las etapas en que se divide el proyecto son las siguientes:

- Conceptos y desarrollo de tecnología.
- Diseño preliminar
- Diseño final y fabricación
- Ensamblaje, pruebas integradas y lanzamiento
- Operación y mantenimiento
- Finalización de misión

Este proyecto se enfocó en el desarrollo de las primeras dos etapas de esta metodología, de modo que se obtuviera como resultado una demostración de la tecnología necesaria para el control y determinación de la actitud para un CubeSat 1U.

La etapa de conceptos y desarrollo de tecnología consiste en describir el problema que se requiere solucionar para que de esta manera se pueda plantear la misión. A partir de la misión se deben especificar los objetivos que se presentan en la misma para de esta manera determinar la tecnología que es necesaria desarrollar. En la fase siguiente, se debe realizar un diseño preliminar. Para iniciar el desarrollo del diseño preliminar se deben especificar todos los requerimientos para el diseño y lanzamiento de un CubeSat. A partir de los requerimientos se define un diseño preliminar que cumpla con los mismos y alcance el objetivo.

El diseño preliminar es sometido a una revisión por pares de modo que se pueda determinar si el diseño cumple con los parámetros definidos anteriormente. A partir de este punto se somete a pruebas el diseño de modo que se obtenga retroalimentación para la mejora del sistema previo a la fase de ensamblaje e integración del CubeSat.

A. Misión

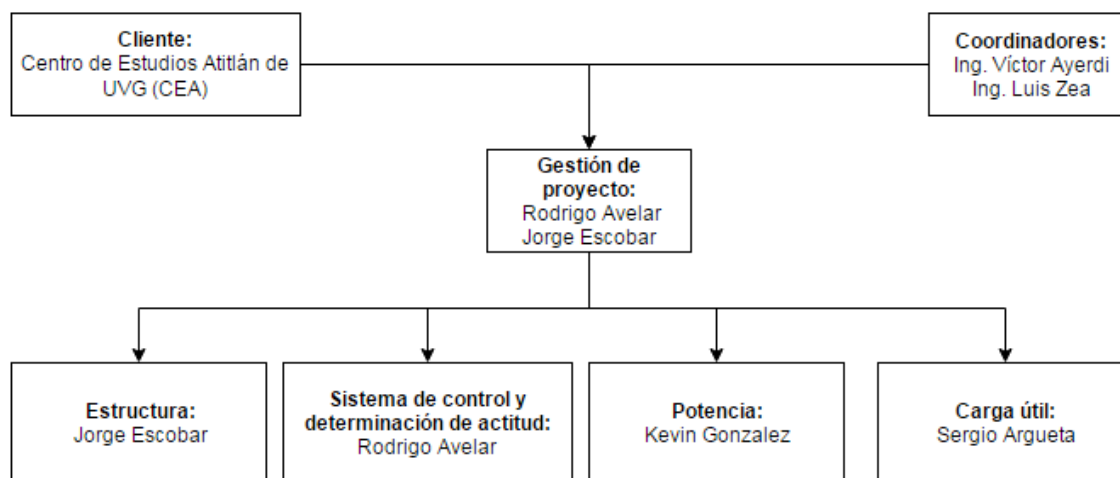
Como primer paso de la metodología se establece la misión sobre la cual se procederá a desarrollar el proceso de diseño. La misión para este proyecto es la siguiente:

Diseñar, manufacturar y probar un CubeSat 1U que será utilizado como un demostrador de tecnología para el monitoreo del color de agua en el Lago Atitlán. (Ayerdi & Zea, 2015)

B. Desglose de equipo (Team breakdown)

El desglose del equipo es uno de los primeros pasos en la metodología de Ingeniería en Sistemas de la NASA. En esta etapa se definen los encargados de cada etapa o subsistema que compone al proyecto. En la Figura 1 se presenta la distribución del trabajo para la fase 2 del desarrollo de un CubeSat 1U dentro de la Universidad del Valle de Guatemala.

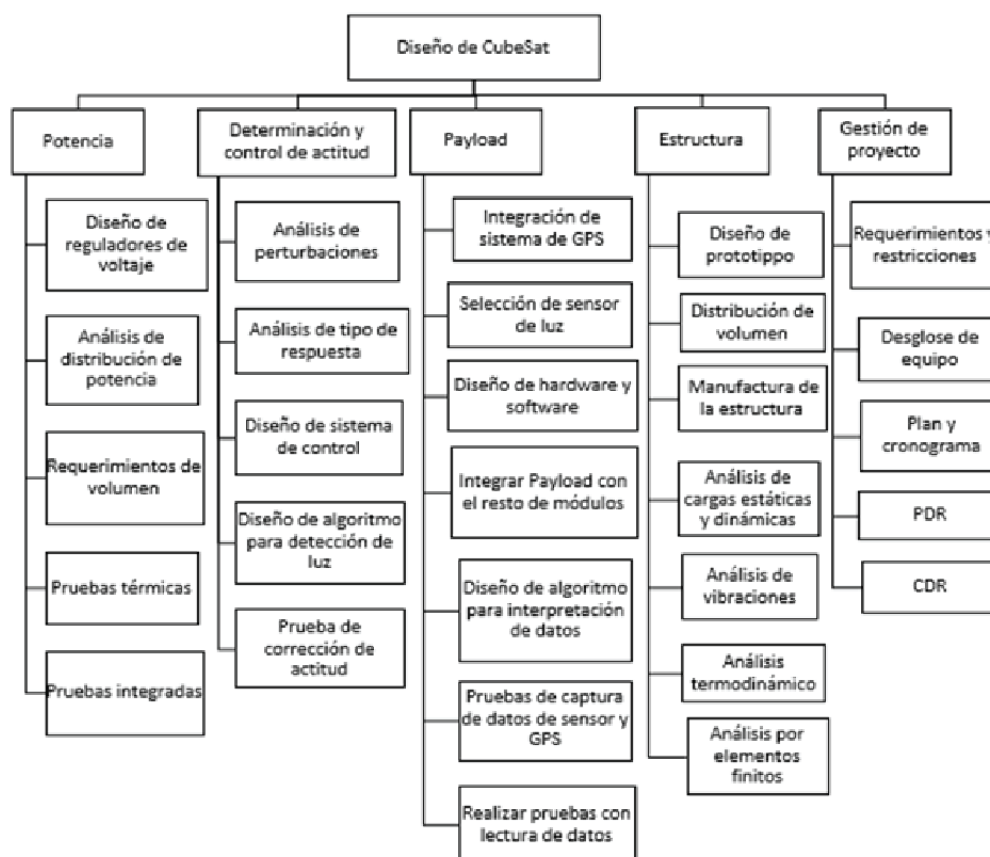
Figura 1 Estructura de trabajo para fase 2 de diseño de CubeSat.



C. Estructura de trabajo (WBS)

Siguiendo con la metodología de Ingeniería en Sistemas de la NASA se procede a determinar la estructura de trabajo que conforma el diseño de cada uno de los subsistemas que componen al sistema. A partir de la estructura de trabajo mostrada en la Figura 1 se determinaron los pasos y tareas a completar el diseño de cada módulo.

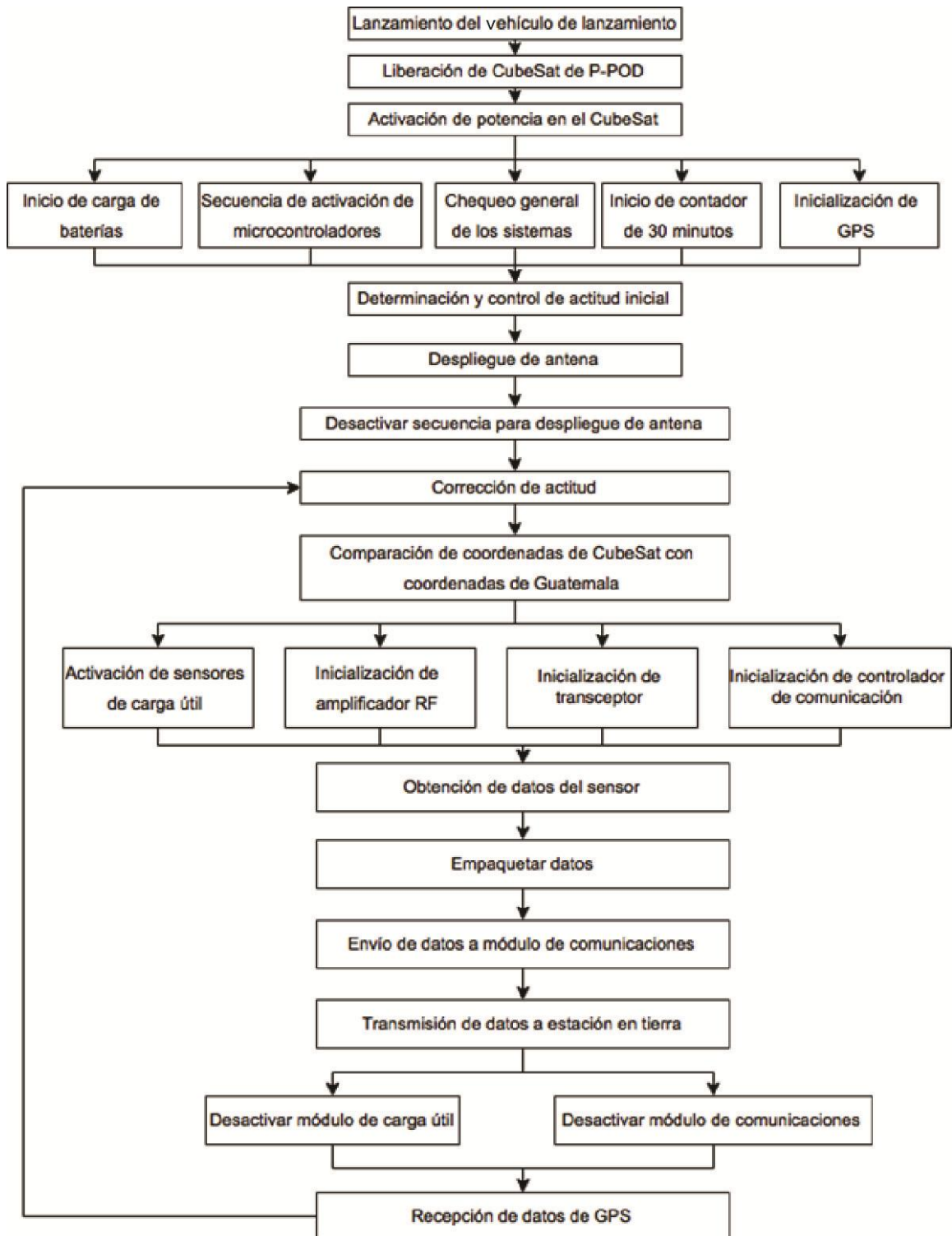
Figura 2 Estructura de trabajo.



D. Concepto de operación

A partir de la misión descrita y los objetivos planteados al inicio de este capítulo se procede al desarrollo del concepto de operación general para el cumplimiento de la misión. El concepto de operación describe cómo se debe comportar el sistema, durante las distintas etapas de la vida útil del sistema, de manera que se cumplan con las expectativas. A partir de esta desde la perspectiva operacional, facilita la identificación de requerimientos y la arquitectura del sistema (NASA, NASA Project Life Cycle, 2007).

Figura 3 Diagrama de concepto de operación.



E. Requerimientos del sistema

Siguiendo con la metodología empleada, se procede a la definición de los requerimientos sobre los cuales se fundamenta el diseño preliminar. Para el diseño de cualquier CubeSat se deben cumplir con los requerimientos establecidos por CalPoly (California Polytechnic State University) en el documento “CubeSat Design Specifications”, CDS por sus siglas en inglés.

Cuadro 1 Requerimientos CalPoly parte 1

CubeSat requirements						
Code	Source			Requirement	Responsible	
	Manual	Section	No.			
1.1	Cal Poly	Overview	1.1	(100.0x94.0x21.0) mm ³ of the volume inside the CubeSat will be employed by the power module	Power	
1.2				(100.0x94.0x32.0) mm ³ of the volume inside the CubeSat will be employed by the payload	Payload	
1.3				(100.0x94.0x9.0) mm ³ of the volume inside the CubeSat will be employed by the communication module	Communications	
1.4				(100.0x94.0x26.0) mm ³ of the volume inside the CubeSat will be employed by ADCS	ADCS	
2.1			1.1	276 g of the mass of the CubeSat will be employed by the Power module	Power	
2.2				552 g of the mass of the CubeSat will be employed by the payload	Payload	
2.3				60 g of the mass of the CubeSat will be employed by the communication module	Communications	
2.4				275 g of the mass of the CubeSat will be employed by the structure	Structure	
2.5		167 g of the mass of the CubeSat will be employed by ADCS		ADCS		
3		General Requirements		3.1.1	CubeSats which incorporate any deviation from the CDS shall submit a DAR and adhere to the waiver process.	Structure
4				3.1.2	All the parts shall remain attached to the CubeSat during launch, ejection and operation.	Structure
5			3.1.3	No pyrotechnics shall be permitted.	ADCS	
6			3.1.4	Any propulsion systems shall be designed, integrated, and tested in accordance with AFSPCMAN 91-710 Volume 3.	ADCS	
7			3.1.5	Propulsion systems shall have at least 3 inhibits to activation.	ADCS	
8			3.1.6	Total stored chemical energy shall not exceed 100 Watt-Hours.	Power	
9			3.1.7	CubeSat hazardous materials shall conform to AFSPCMAN 91-710, Volume 3.	Payload	
10			3.1.8.1	CubeSats materials shall have a Total Mass Loss (TML) \leq 1.0%	Structure	
11			3.1.8.2	CubeSat materials shall have a Collected Volatile Condensable Material (CVCM) \leq 0.1%	Structure	
13			3.1.10	Limit magnetic field outside the CubeSat static envelope to 0.5 Gauss above Earth's magnetic field.	ADCS	
14			3.1.11	The CubeSat shall be designed to accommodate ascent venting per ventable volume/area < 2000 inches.	Structure	
15		Mechanical Requirements	3.2.1	The CubeSat coordinate system will match the P-POD coordinate system while integrated into the P-POD. The origin of the CubeSat coordinate system is located at the geometric center of the CubeSat.	Structure	
16	3.2.1.1		The CubeSat configuration and physical dimensions shall be per the appropriate section of Appendix B.	Structure		
17	3.2.2		The -Z face of the CubeSat will be inserted first into the P-POD.	Structure		
18	3.2.3		No components on the green and yellow shaded sides shall exceed 6.5 mm normal to the surface.	Structure		
19	3.2.4		Deployables shall be constrained by the CubeSat, not the P-POD.	Structure		
20	3.2.5		Rails shall have a minimum width of 8.5 mm.	Structure		
21	3.2.6		Rails will have a surface roughness less than 1.6 μ m.	Structure		

Cuadro 2 Requerimientos CalPoly parte 2

CubeSat requirements					
Code	Source			Requirement	Responsible
	Manual	Section	No.		
22	Cal Poly	Mechanical Requirements	3.2.7	The edges of the rails will be rounded to a radius of at least 1 mm.	Structure
23			3.2.8	The ends of the rails on the +/-Z face shall have a minimum surface area of 6.5 mm x 6.5 mm contact area for neighboring CubeSat rails.	Structure
24			3.2.9	At least 75% of the rail shall be in contact with the P-POD rails. 25% of the rails may be recessed and no part of the rails will exceed the specification.	Structure
25			3.2.10	The maximum mass of a 1U CubeSat shall be 1.33 kg.	Structure
26			3.2.14	The CubeSat center of gravity shall be located within 2 cm from its geometric center in the X and Y direction.	Structure
27			3.2.14.1	The 1U CubeSat center of gravity shall be located within 2 cm from its geometric center in the Z direction.	Structure
28			3.2.15	Aluminum 7075, 6061, 5005, and/or 5052 will be used for both the main CubeSat structure and the rails.	Structure
29			3.2.15.1	If other materials are used the developer will submit a DAR and adhere to the waiver process	Structure
30			3.2.16	The CubeSat rails and standoff shall be hard anodized aluminum to prevent any cold welding within the P-POD.	Structure
31			3.2.17	The 1U, 1.5U, and 2U CubeSats shall use separation springs to ensure adequate separation.	Structure
32			3.2.17.2	The compressed separation springs shall be at or below the level of the standoff.	Structure
33			3.2.17.3	The 1U, 1.5U, and 2U CubeSat separation spring will be centered on the end of the standoff on the CubeSat's -Z face.	Structure
34			3.3.1	Batteries shall be fully deactivated during launch or launch with discharged batteries.	Power
35			3.3.2	The CubeSat shall include at least one deployment switch on the designated rail standoff to completely turn off satellite Power.	Structure
36			3.3.3	All systems shall be turned off when deployment switch is actuated.	Power
37		3.3.4	The deployment switch shall be in the actuated state at all times while integrated in the P-POD	Structure	
38		3.3.5	If the CubeSat deployment switch toggles from actuated state and back, the transmission and deployable timers shall reset to t=0	Power	
39		3.3.6	CubeSat umbilical connectors shall be within designated Access Port locations.	Power	
40		3.3.6.1	To allow for CubeSat diagnostics and battery charging after the CubeSats have been integrated into the P-POD all CubeSat umbilical connectors shall be designated Access port.	Power	
41		3.3.7	The CubeSat shall include a Remove Before Flight (RBF) pin or launch with batteries fully discharged.	Power	
42		3.3.7.1	The RBF pin shall cut all power to the satellite once it is inserted into the satellite.	Power	
43		3.3.7.2	The RBF pin shall be removed from the CubeSat after integration into the P-POD	Power	
44		3.3.7.3	RBF pin shall be accessible from the Access port and shall not protrude more than 6.5 mm from the rails.	Structure	
45		3.3.8	CubeSats shall incorporate battery circuit protection for charging/discharging to avoid unbalanced cell conditions	Power	
46		3.3.9.1	The CubeSat will have one RF inhibit and RF power output of no greater than 1.5W at the transmitting antenna's RF input	Communications	
47		3.4.1	Operators will obtain and provide documentation of proper licenses for use of radio frequencies	Communications	
48		3.4.1.1	For amateur frequency use, this requires proof of frequency coordination by the International Amateur Radio Union (IARU)	Communications	
49		3.4.2	CubeSats will comply with their country's radio license agreements and restrictions	Communications	

Cuadro 3 Requerimientos CalPoly parte 3

CubeSat requirements					
Code	Source			Requirement	Responsible
	Manual	Section	No.		
50	Cal Poly	Operational Requirements	3.4.3	CubeSats mission design and hardware shall be in accordance with NPR 8715.6 to limit orbit debris.	ADCS
51			3.4.3.1	Any CubeSat component shall re-enter with energy less than 15 Joules.	ADCS
52			3.4.3.2	Provide documentation of approval from an orbital debris mitigation plan from the FCC.	ADCS
53.1			3.4.4	The antenna shall wait a minimum of 30 minutes after on-orbit deployment switch are activated from P-POD ejection	Communications
54.1			3.4.5	The CubeSat shall not transmit any signal from the time of integration into the P-POD through 45 minutes after on-orbit deployment	Communications
54.2			3.4.5	The CubeSat shall not generate any signal from the time of integration into the P-POD through 45 minutes after on-orbit deployment	Power
55			3.4.7	CalPoly shall conduct a fit check in which hardware shall be inspected and integrated into the P-POD.	Structure
56.1			Testing Requirements	4	Perform testing to ADCS system to ensure launch requirements and to ensure safety of the CubeSat.
56.2		Perform testing to structure and ensure launch requirements and to ensure safety of the CubeSat.			Structure
56.3		Perform testing to communication system to ensure launch requirements and to ensure safety of the CubeSat.			Communications
56.4		Perform testing to payload system to ensure launch requirements and to ensure safety of the CubeSat.			Payload
56.5		Perform testing to power system to ensure launch requirements and to ensure safety of the CubeSat.			Power
57		4.1		Undergo random vibration test on the CubeSat	Structure
58		4.2		Thermal Vacuum Brakeout shall be performed to ensure proper outgassing of components.	ADCS
59		4.3		Shock testing shall be performed as defines by the launch provider.	Structure
60.1		4.4		Undergo visual inspection test to ADCS module	ADCS
60.2				Undergo visual inspection test to structure	Structure
60.3				Undergo visual inspection test to communication module	Communications
60.4				Undergo visual inspection test to payload module	Payload
60.5				Undergo visual inspection test to power module	Power
61.1		4.5.1		Undergo qualification test (no more modifications) to the ADCS system	ADCS
61.2				Undergo qualification test (no more modifications) to the structure	Structure
61.3				Undergo qualification test (no more modifications) to the communication system	Communications
61.4				Undergo qualification test (no more modifications) to the payload system	Payload
61.5			Undergo qualification test (no more modifications) to the power system	Power	
62.1	4.5.2	Undergo proto flight test (no more disassembly) to ADCS module.	ADCS		
62.2		Undergo proto flight test (no more disassembly) to structure	Structure		
62.3		Undergo proto flight test (no more disassembly) to communications module.	Communications		
62.4		Undergo proto flight test (no more disassembly) to payload module.	Payload		
62.5		Undergo proto flight test (no more disassembly) to power module.	Power		
63	4.5.3	Pass Acceptance tests after integration of the CubeSat into the P-POD.	Structure		

Cuadro 4 Requerimientos Ariane 5

CubeSat requirements					
Code	Source		Requirement	Responsible	
	Manual	Section			No.
64	Ariane 5	Performance and Launch Mission	2,2,4	Sun synchronous and polar circular orbit specifications.	ADCS
65			2,4,2	The launch azimuth must be of 0° (North)	ADCS
66			2,5	Injection Accuracy: Typical standard deviation (1 sigma) for standard GTO and for SSO.	ADCS
67			2,9,2	Separation mode and pointing accuracy.	ADCS
68		Mechanical Environment	3,2,1,2	The highest longitudinal acceleration occurs at the end of the solid rocket boost phase and does not exceed 4.55 g.	Structure
69			3,2,1,2	The Highest lateral static acceleration may be up to 0.25 g.	Structure
70			3,2,3	Sine-equivalent dynamics (Table 3.2.3.a) covering random vibrations.	Structure
71			Figure 3,2,6,a	Envelope shock spectrum for the upper stage separation and fairing jettisoning at spacecraft interface.	Structure
72		Thermal Environment	3,3,2	Thermal environment on ground (Table 3.3.2.2.a).	Structure
73			3,3,3,1	Thermal conditions before fairing jettisoning: the net flux density radiated by the fairing does not exceed 1000 W/m ² at any point.	Structure
74			3,3,3,2	Aerothermal flux and thermal conditions after fairing jettisoning: the normal time for jettisoning the fairing is determined in order to not exceed the aerothermal flux of 1135 W/m ² .	Structure
75			3,3,3,2	Solar-radiation flux, albedo and terrestrial infrared radiation and conductive exchange with L/V must be added to this aerothermal flux. Figure 3.3.3.2.a.	Structure
76			3,3,3,3	No other thermal fluxes need to be considered.	Structure
77.1		Design Requirements	4,2,1	The Customer is required to design the ADCS module in conformity with the CSG Safety Regulations.	ADCS
77.2				The Customer is required to design the structure in conformity with the CSG Safety Regulations.	Structure
77.3				The Customer is required to design the communications module in conformity with the CSG Safety Regulations.	Communications
77.4				The Customer is required to design the payload module in conformity with the CSG Safety Regulations.	Payload
77.5				The Customer is required to design the power module in conformity with the CSG Safety Regulations.	Power
78			4,2,3,2	Static Unbalance requirements.	ADCS
79			4,2,4,1	Flight limit levels of QSL (design load factors) (Table 4.2.4.1.a).	Structure
80	4,2,4,2		For correct dimensioning of the lower part of the spacecraft, the line loads peaking induced by the launch vehicle shall be taken into account.	Structure	
81	4,2,4,2		The maximum value of the peaking line load induced by the spacecraft is allowed in local areas to be up to 10% over the dimensioning flux seen by adapter under limit loads condition.	Structure	
82	4,2,4,4		The secondary structures and flexible elements must be designed to withstand the dynamic environment and must take into account the safety factors.	Structure	
83	Spacecraft Compatibility Verification Requirements	4,3,2	Spacecraft qualification and acceptance test levels are determined by increasing the design load factors by the safety factors given in Table 4.3.2.a.	Structure	
84		4,3,3,2	Sinusoidal vibration tests levels (Table 4.3.3.a).	Structure	
85	Spacecraft Interfaces	5,5	Initiation of operations after separation from the launch vehicle must be inhibited until physical separation.	Power	
86		5,5	Timing for command signal sent to/generated by Spacecraft = 20sec after separation from launch vehicle.	Power	

Cuadro 5 Requerimientos Soyuz parte 1

CubeSat requirements					
87	Soyuz	Mechanical Environment	3.1.1.1	On ground: Vertical quasi-static loads: longitudinal (1g static \pm 0.8g dynamic) and lateral (\pm 0.4g dynamic).	Structure
88			3.1.1.1	Maximum QSL during transfers: Horizontal quasi-static loads: lateral (1g static \pm 0.55g dynamic) and longitudinal (\pm 0.3g dynamic).	Structure
89			3.1.2	In flight: Highest longitudinal acceleration: 4.3g and highest lateral static acceleration: 0.4g.	Structure
90		Thermal Environment	Table 3.2	Maximum QSL During Flight.	Structure
91.1			Table 3.11	Thermal environment in starsem's facilities between +17°C and +23°C, accuracy \pm 1°C. Relative Humidity between 30% and 40% \pm 10%. Cleanliness 100 000	Structure
91.2				Thermal environment in starsem's facilities between +17°C and +23°C, accuracy \pm 1°C. Relative Humidity between 30% and 40% \pm 10%. Cleanliness 100 000	Power
92.1			Table 3.12	Temperature under the fairing between 10°C and +25°C.	Structure
92.2				Temperature under the fairing between 10°C and +25°C.	Power
92.3				Temperature under the fairing between 10°C and +25°C.	Communications
92.4				Temperature under the fairing between 10°C and +25°C.	ADCS
92.5				Temperature under the fairing between 10°C and +25°C.	Payload
93			3.2.2.1	The thermal flux density radiated by the fairing does not exceed 800 W/m ² at any point.	Structure
94			3.2.2.2	The aerothermal flux varies from 1135 W/m ² to less than 200 W/m ² within 20 seconds after the fairing jettisoning.	Structure
95			3.2.2.3	No thermal flux coming from separated stages need be considered.	Structure
96			3.4.4	LV Radiated Susceptibility Limits (Start Transmission 20 sec. after separation).	Communications
97			3.4.5	Highest magnetic field does not exceed 300uT measured at 1 atm from spacecraft surface.	ADCS
98		Design Requirements	4.2.2.1	The spacecraft center of gravity offset should not exceed 15 mm.	Structure
99			4.2.4	Structural stiffness ensures that the fundamental frequencies of the spacecraft are not less than 15 Hz in lateral and 35 Hz in longitudinal.	Structure
100		Spacecraft Verification Requirements	4.3.2	Quasi-static load Qualification factor of 1.3 in-flight operation and 1.5 on-ground operation.	Structure
101			4.3.2	Sine vibration Qualification factor of 1.3 in-flight operation and 1.5 on-ground operation.	Structure
102			4.3.3.3	No random vibration test is required at the spacecraft level.	Structure
			The spacecraft flight model should pass a mechanical fit check to confirm that its dimensional and mating parameters meet all relevant requirements and verify operational accessibility. This test is usually performed at the costumer's facility with Starsem providing the adapter	Structure	
103	4.3.4.2				
104	4.3.4.2		The customer shall provide a spacecraft electrical interface simulator to be used in the launcher facilities to perform Transit line validation between the spacecraft and the customer's EGSE.	Power	

Cuadro 6 Requerimientos Soyuz parte 2

CubeSat requirements									
105	Soyuz	Electrical Interfaces	5.3.1.1	General requirements and characteristics of the Spacecraft to EGSE umbilical lines.	Power				
106			5.3.2.2.1	Open/Closed Loop Commands used for initiating spacecraft flight commands. Input voltage: 28 V \pm 4 V, Input current: \leq 0.5 A	Power				
107.1				7.3	Final Mission Analysis to demonstrate structure compliance with all spacecraft requirements.	Structure			
107.2					Final Mission Analysis to demonstrate power compliance with all spacecraft requirements.	Power			
107.3					Final Mission Analysis to demonstrate ADCS compliance with all spacecraft requirements.	ADCS			
107.4					Final Mission Analysis to demonstrate payload compliance with all spacecraft requirements.	Payload			
107.5					Final Mission Analysis to demonstrate mission compliance with all spacecraft requirements.	Communications			
108.1					Systems Engineering Support		7.3.3	User shall provide a spacecraft environment test plan and test tile for structure in order to demonstrate spacecraft design compatibility.	Structure
108.2								User shall provide a spacecraft environment test plan and test tile for power module in order to demonstrate spacecraft design compatibility.	Power
108.3		User shall provide a spacecraft environment test plan and test tile for ADCS module in order to demonstrate spacecraft design compatibility.	ADCS						
108.4		User shall provide a spacecraft environment test plan and test tile for payload module in order to demonstrate spacecraft design compatibility.	Payload						
108.5		User shall provide a spacecraft environment test plan and test tile for communication module in order to demonstrate spacecraft design compatibility.	Communications						
109				7.3.5.1	Starsem provides the user with confirmation of spacecraft physical separation during flight.	Structure			
110.1		Safety		7.6.2	User must provide a specific safety submission corresponding to Starsem RDS-002 spacecraft safety regulations.	Structure			
110.2					User must provide a specific safety submission corresponding to Starsem RDS-002 spacecraft safety regulations.	Power			
110.3					User must provide a specific safety submission corresponding to Starsem RDS-002 spacecraft safety regulations.	ADCS			
110.4					User must provide a specific safety submission corresponding to Starsem RDS-002 spacecraft safety regulations.	Payload			
110.5					User must provide a specific safety submission corresponding to Starsem RDS-002 spacecraft safety regulations.	Communications			
111.1		Review and Documentation		7.8.2	Review and documentation checklist provided by the user for structure	Structure			
111.2					Review and documentation checklist for power module provided by the user for power module	Power			
111.3					Review and documentation checklist for ADCS module provided by the user for ADCS module	ADCS			
111.4	Review and documentation checklist for payload module provided by the user for payload module				Payload				
111.5	Review and documentation checklist for communication module provided by the user for communications module				Communications				

Cuadro 7 Requerimientos Falcon 9

CubeSat requirements						
112	Falcon 9	General Performance Capability	4,4	Prior to separation, Falcon 9 can be point the upper stage/payload to any desire attitude and minimize all rotation rates.	ADCS	
113			4,5	Minimum Low Earth Orbit insertion accuracy.	ADCS	
114		Payload Separation	5,1,3	The Falcon 9 second stage can hols a stable attitud for payload separation or spin up to maximum of 5 rpm's.	ADCS	
115		Payload Environments	5,2,2,1	Hangar encapsulated, Temperature: 70°F ± 5°F.	Structure	
116			5,2,2,2	Hangar encapsulated, Humidity: 50% ± 5%.	Structure	
117			5,2,2,3	Hangar encapsulated, Cleanliness: Class 10,000.	Structure	
118			Figure 5-2	The CubeSat needs to be designed to support load factors described in figure 5-2	Structure	
119			Figure 5-3	The CubeSat needs to be designed to support shock response as described in figure 5-3	Structure	
120			Figure 5-4	The CubeSat needs to be designed to support acoustic environment as described in figure 5-4	Structure	
121			5,2,3,4	SpaceX recommends deriving a payload-specific sine vibration environment curve base upon a coupled load analysis if significant history is not available. View methodology.	Structure	
122			5,2,3,5	Allowable Radiated Emissions: Electric Field Limit= 120 dBµV/m (for Frequency = 430MHz) (Figure 5-6)	Communications	
123			5,2,3,6	Payload fairing internal pressure decay rates are limited to 0.4 psi/sec (2.76 kpa/sec); a transonic spike: 0.9 psi/sec (6.2 kpa/sec).	Structure	
124			5,2,3,7	Payload fairing inner wall temperatures bounded around 120°F to 200°F in 200-250 seconds.	Payload	
125.1				The structure needs to resist a temperature around 120°F to 200°F in 200-250 seconds	Structure	
125.2				The solar panels need to resist a temperature around 120°F to 200°F in 200-250 seconds	Power	
126			Payload Interfaces	5,3	The launch vehicle will provide a signal to the payload separation to initiate payload power up.	Power
127				5,3,2	A mechanical fit check may be conducted with the spacecraft or a representative spacecraft using a mechanical template.	Structure
128				5,3,3	Connectivity between the payload Electrical Ground Support Equipment (EGSE) and the payload is provided by an electrical umbilical.	Communications
129		Payload Integration	5,4,1,1	Electrical umbilical between the second stage and the payload are mated and the payload is connected to electrical ground support equipment (if required).	Power	
130			5,4,1,2	Access to the payload while the vehicle is outside of the Hangar on the launch pad requires special accommodations and is a non-standard service.	Structure	
131			5,4,2	The payload costumer is responsible for generating their own range, range safety and Federal Aviation Administration (FAA).	Ground Station	
132.1			5,4,3,1	Power module must provide hardware, documentation, reviews and the analysis necessary to support mission planning, payload integration and launch.	Power	
132.2			5,4,3,2	Communications module must provide hardware, documentation, reviews and the analysis necessary to support mission planning, payload integration and launch.	Communications	
132.3			5,4,3,3	ADCS must provide hardware, documentation, reviews and the analysis necessary to support mission planning, payload integration and launch.	ADCS	
132.4			5,4,3,4	Ground station must provide documentation, reviews and the analysis necessary to support mission planning, payload integration and launch.	Ground Station	
132.5			5,4,3,5	Structure module must provide drawings, diagrams, documentation, reviews and the analysis necessary to support mission planning, payload integration and launch.	Structure	
136			6,2,1,2	The Payload Provider shall provide the necessary cables to interface GSE to payload procession room power.	Power	
137			Safety Requirements	7,1	Falcone 9 costumers are required to meet AFSPCMAN 91-710 Range User's Manual requirements in the design and operation of their flight and ground systems.	Ground Station
138		Payload Questionnaire	8	Completion of a Payload Questionnaire is necessary for use in evaluating the compatibility of any new payload with Falcone 9 launch vehicles.	Structure	

Cuadro 8 Requerimientos de sistemas parte 1

CubeSat requirements				
Code	System	No.	Requirement	Responsible
139	Ground Station	1	Establish communication link between a CubeSat 1U and Earth operators	Ground Station
140		1,1	Communicate instructions from Earth to the CubeSat	Ground Station
141		1,2	Download the data transmitted from the CubeSat	Ground Station
142		1.2.1	The antenna needs a control system to increase communication time	Ground Station
143		1.2.2	The area designed for the ground station needs low UHF interference	Ground Station
144		1.2.3	Amplificate the received data	Ground Station
145		1.2.4	Filter of noise on signals received on Earth	Ground Station
146		1,3	The ground station needs to store the data	Ground Station
147		1,4	Interface to display the data received from the CubeSat	Ground Station
148	Attitude Control	2	Control of the attitude of a CubeSat 1U for the normal mode of operation	ADCS
149		2,1	Determination of the attitude respect the Earth coordinate frame	ADCS
150		2.1.1	Determination of the attitude respect a local frame	ADCS
151		2,2	Control of the attitude for the payload operation	ADCS
152		2.2.1	Control the attitude of the CubeSat in the 3 axis	ADCS
153		2,3	The DC motors for reaction wheels need to be fixed to main structure	Structure
154		2,4	Two CubeSat faces with solar panels need to be pointing at the sun, at least.	ADCS
155		2,5	The ADCS system must to operate in range of 0°C to 30 °C.	ADCS
156.1	Power	3	The power consumption for the ADCS module don't have to exceed 2 Watts	ADCS
156.2			The power consumption for the communication module don't have to exceed 1 Watt	Communications
156.3			The power consumption for the payload module don't have to exceed 1.5 Watts	Payload
157		3,1	Solar Panels do not have to exceed a 100mm*100mm of area.	Power
158		3,2	The System electronics must to operate in range of 0°C to 30 °C.	Power
159		3,3	The solar panels must withstand conditions of temperature from -40 °C to 123 °C	Power
160		3,4	A structure need to be designed to support batteries.	Power
161	Structure	4.1.1	The CubeSat will have 100.0 ± 0.1 mm wide	Structure
162		4.1.2	The maximum height 113.5 ± 0.1 mm	Structure
163		4.1.3	The deployable systems may not excede 6.5 mm of normal faces, but will not come into contact with the launch system. The only thing that contacts will launch system rails	Structure
164.1		4.2.1	(100.0x94.0x21.0) mm ³ of the volume inside the CubeSat will be employed by the power module	Power
164.2		4.2.2	(100.0x94.0x32.0) mm ³ of the volume inside the CubeSat will be employed by the payload	Payload
164.3		4.2.3	(100.0x94.0x9.0) mm ³ of the volume inside the CubeSat will be employed by the communication module	Communications
164.4		4.2.4	(100.0x94.0x26.0) mm ³ of the volume inside the CubeSat will be employed by ADCS	ADCS
165		4,3	The materials used in the manufacture of the structure and the rails of a cubesat must be: 7075, 6061, 5005 aluminum and / or aluminum 5052.	Structure
166		4,4	Any area in contact with the carrieles or other CubeSats have to be heavily anodized to prevent cold welding.	Structure
167		4,5	The structure must be manufactured in Guatemala	Structure
168.1		4,6,1	275 g of the total mass of the CubeSat will be employed by the structure module	Structure
168.2		4,6,2	276 g of the total mass of the CubeSat will be employed by the power module	Power
168.3		4,6,3	552 g of the total mass of the CubeSat will be employed by the payload	Payload
168.4		4,6,4	60 g of the total mass of the CubeSat will be employed by the communication module	Communications
168.5		4,6,5	167 g of the total mass of the CubeSat will be employed by the ADCS	ADCS
169		4,7	The structure must withstand conditions of temperature from -170 °C to 123 °C	Structure

Cuadro 9 Requerimientos de sistemas parte 2

CubeSat requirements					
Code	System	No.	Requirement	Responsible	
170	Payload	5,1	Measure the concentration of the chlorophyll on Atitlan Lake of Guatemala	Payload	
171		5,1,1	A sensor needs to capture light spectrum in the range of 500 to 600 nm	Payload	
172		5,1,2	An algorithm must estimate chlorophyll concentration based on the spectrum.	Payload	
173		5,2	Memory device must save up to 10 MB of data.	Payload	
174		5,3	A structure must support the payload's weight and fix it to the CubeSat	Structure	
175		5,4	GPS must indicate payload and communications system, when to operate.	Payload	
176		5,5	All payload components must resist temperatures in the range of 0 to 30°C	Payload	
177		5,5,1	The sensor's lens must be protected from external temperature conditions in the range of -170 to 123 °C	Structure	
178		Communications	6	Transmit the data from CubeSat to Earth	Communications
179			6.0.1	A communication protocol is required in order to transfer the payload data back to Earth	Communications
180	6.1		The Terminal Node Controller must receive the payload data	Communications	
181	6.1.2		The AX.25 protocol has to be implemented with the Terminal Node Controller	Communications	
182	6.2		The TNC must transmit the data package to ground station	Communications	
183	6.2.1		The Dipole Antenna has to be deployed once the batteries are charged	Communications	
184	6.2.2		The data needs to be transmitted via UHF protocol	Communications	
185	6.2.3		The frequency need to be in the range of 0.430GHz, 1.300 GHz	Communications	
186	6.3		The data rate must oscillate between 2.5 KBauds and 250 KBauds	Communications	
187	6.4		The communications subsystem needs to operate between 0 and 30°C	Communications	
188	6.4.1		The Communications subsystem needs to transmit 5MB of data packages every 24 hours.	Communications	
189	6.5	A structure is needed in order to support all communication components and board.	Communications		

F. Subsistema mecánico

1. Diseño de la estructura de un CubeSat 1U

a. Selección de materiales. Para determinar el material a utilizar es necesario conocer las propiedades mecánicas de los materiales, las cuales se refieren a la capacidad de cada material en estado sólido a resistir acciones de cargas o fuerzas (Vélez Moreno, 2013).

Cuadro 10 Propiedades mecánicas de distintos aluminios.

Material	Resistencia al Corte (N/mm ²)	Resistencia a la Tensión (N/mm ²)	Conductividad Térmica (Watts/m K)	Densidad (g/cm ³)	Dureza Brinell (HB)	Módulo de Young (MPa)
Aluminio 6061	150	110	166	2.70	95	70.0
Aluminio 7075	470	400	134	2.81	130	72.0
Aluminio 5005	145	110	201	2.70	45	69.5
Aluminio 5052	195	90	138	2.68	70	70.0

(Rich & Neira, 2014)

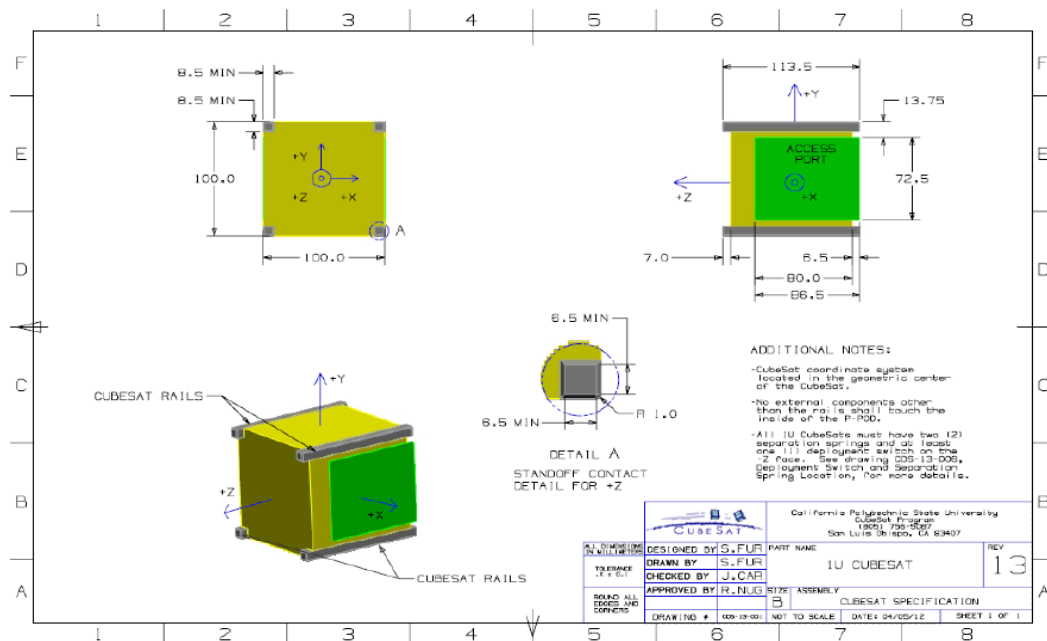
Cuadro 11 Matriz de decisión para selección de material empleado en la estructura del picosatélite.

Factor de peso	Normalización del valor de la variable			Matriz de decisión								
	Variable	Peso (0-4)	1	10	Aluminio 6061		Aluminio 7075		Aluminio 5005		Aluminio 5052	
					Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
Resistencia al Corte (N/mm ²)	4	100	500		3	12	9	36	3	12	4	16
Resistencia la tensión (N/mm ²)	4	50	450		3	12	9	36	3	12	2	8
Conductividad Térmica (Watts/m K)	3	250	100		3	9	5	15	2	6	4	12
Módulo de Young (MPa)	2	65	75		5	10	7	14	5	10	5	10
Dureza Brinell (HB)	2	10	150		6	12	9	18	3	6	5	10
Densidad (g/cm ³)	1	3.0	2.5		8	8	7	7	8	8	8	8
						63		126		54		64

El material seleccionado para utilizar en la construcción de la estructura es el aluminio 7075.

b. Dimensiones generales de un CubeSat 1U. Ya que para este proyecto se ha elegido el diseñar y manufacturar un CubeSat tipo 1U, se deben considerar las dimensiones permitidas para este modelo. Cal Poly ilustra las dimensiones generales de un CubeSat 1U, tal como se puede observar en la Figura 4.

Figura 4 Dimensiones generales para un CubeSat 1U.



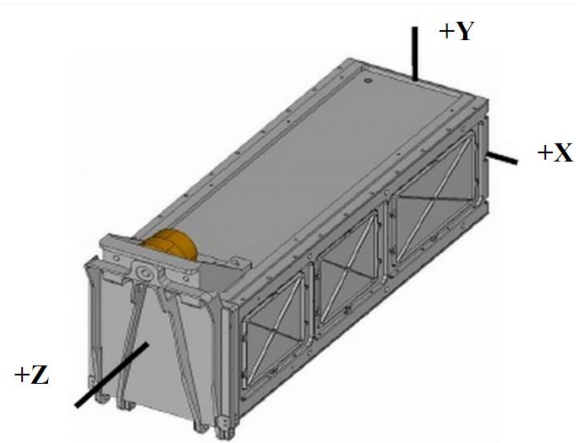
(Lee, y otros, 2014)

La Figura 4 indica lo siguiente:

- Ningún componente añadido sobre las superficies de color verde y amarillo deberán exceder 6.5 mm en dirección normal a dicha superficie. (Lee, y otros, 2014)
- Un CubeSat 1U debe tener un área de sección transversal de 10.0 cm²; y una altura de 11.35 cm. (Lee, y otros, 2014)
- El CubeSat 1U posee cuatro carriles (bordes color gris) los cuales permiten su acoplamiento en los carriles del P-POD, dichos carriles poseen un área de sección transversal de 8.5 mm² y un biselado en sus extremos salientes de 1 mm. (Lee, y otros, 2014)

Estas restricciones en cuanto al dimensionamiento de un CubeSat 1U se realizan con el fin que la estructura del picosatélite pueda encajar con la estructura del P-POD. El P-POD es la estructura encargada de contener al CubeSat 1U dentro del cohete espacial que transporta al pico satélite hacia su órbita. Las coordenadas del P-POD se muestran en la Figura 5.

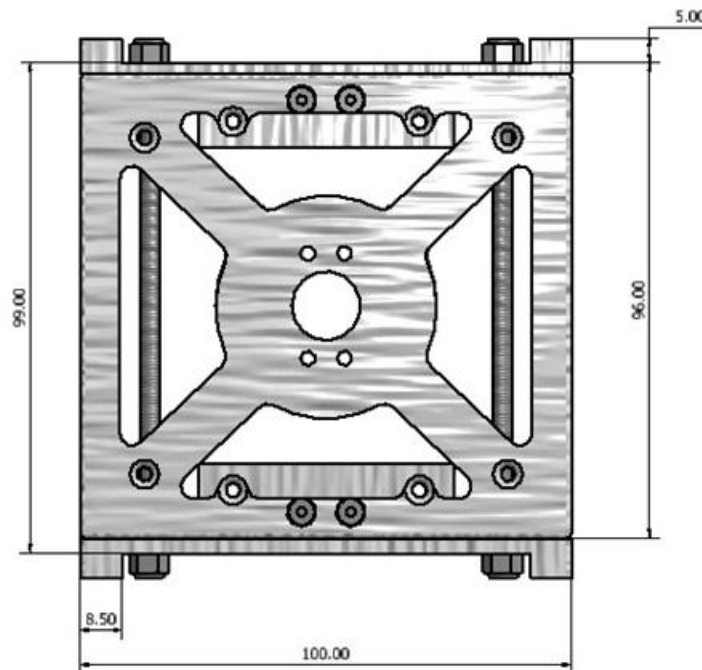
Figura 5 Sistema de coordenadas del P-POD.



(Lee, y otros, 2014)

Una vez definidas las restricciones físicas del material y seleccionado el material con el que será construido, se genera un modelo tridimensional del picosatélite, tal como se observa en la Figura 6.

Figura 6 Dimensiones generales (en mm) del ensamble del picosatélite.



c. Distribución de volumen. Acorde a las necesidades en el uso del espacio interno del CubeSat 1U presentadas por cada uno de los distintos módulos, se realizó la distribución de volumen encontrada en el Cuadro 12.

Cuadro 12 Presupuesto de volumen interno en la estructura del picosatélite.

Módulo	Volumen (mm ³)
Estructura	-
Potencia	93.0x93.0x21.0
Comunicación	93.0x93.0x9.0
ADCS	93.0x93.0x26.0
Carga útil	93.0x93.0x32.0
Total	93.0x93.0x88.0

d. Integración de los subsistemas. Para asegurar la integridad estructural del CubeSat es necesario el diseño y la manufactura de piezas que soporten y mantengan en una posición fija los componentes electrónicos depositados en su interior, para esto cada sub-sistema se encargara de diseñar sus estructuras de sujeción y posteriormente se realizaran pruebas en conjunto a la estructura principal para garantizar el cumplimiento de las distintas restricciones impuestas y definidas con anterioridad.

El material a emplear en los componentes de montaje (tuercas, arandelas y tornillos) es el Acero Inoxidable 316 ya que es de uso general en aplicaciones aeroespaciales. (Miranda Rivas, Flores Herrera, Molina Castejón, & Donis Aragón, 2014)

Cuadro 13 Propiedades mecánicas del acero inoxidable 316.

Material	Resistencia al Corte (N/mm ²)	Conductividad Térmica (Watts/m K)	Densidad (g/cm ³)	Dureza Brinell (HB)	Módulo de Young (MPa)
Acero Inoxidable 316	170	16.3	7.96	160-190	193

(Budynas & Nisbett, 2012)

Desde la Figura 7 hasta la Figura 9 se puede observar la forma en la que se integró cada módulo a la estructura.

Figura 7 Ensamble del prototipo conteniendo a los distintos módulos del CubeSat 1U.

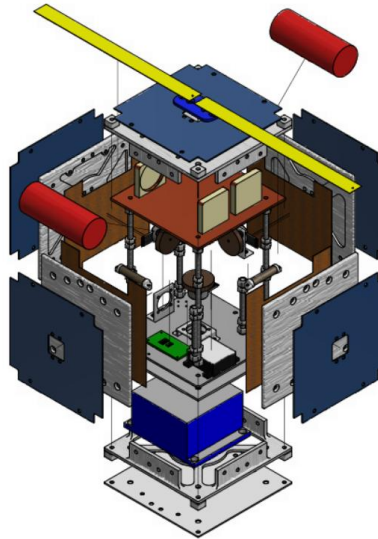


Figura 8 Vista lateral del ensamble del prototipo conteniendo a los distintos módulos del CubeSat 1U.

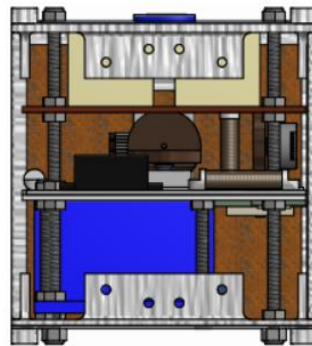
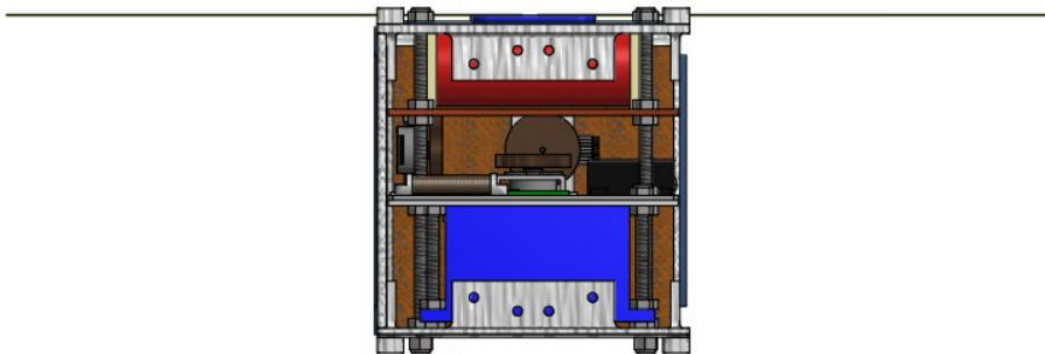


Figura 9 Vista frontal del ensamble del prototipo conteniendo a los distintos módulos del CubeSat 1U.



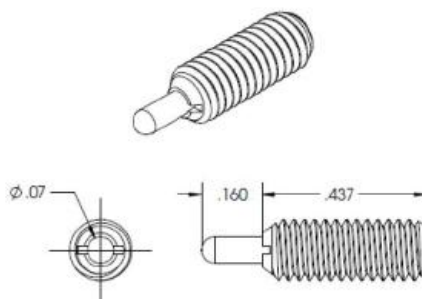
e. Separación entre el P-POD y el CubeSat 1U. Para permitir la disociación del CubeSat insertado dentro del P-POD es necesario el uso de resortes de separación colocados en el centro de la superficie de los rieles, ubicados en la parte inferior de un CubeSat 1U. Cal Poly brinda una descripción de resortes de separación personalizados con las características necesarias para llevar a cabo esta tarea. (Lee, y otros, 2014)

Cuadro 14 Características de un resorte de separación personalizado por Cal Poly.

Material	Fuerza Extrema Inicial/Final (lb)	Longitud de Compresión (in)	Paso de Rosca
Acero Inoxidable 316	0.14/0.9	0.16	8.36 UNF-2B

(Lee, y otros, 2014)

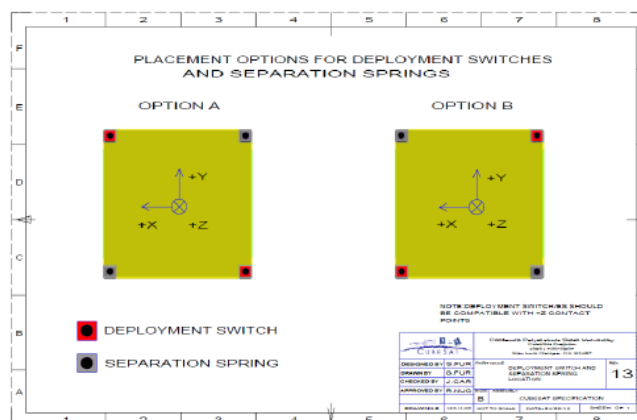
Figura 10 Resorte de separación personalizado por Cal Poly.



(Lee, y otros, 2014)

Los resortes de separación deberán estar roscados en tres agujeros, dos de ellos cumplirán con la función de separar al CubeSat del P-POD y uno se encargará de la activación del interruptor de despegue, la Figura 11 muestra su distribución en la estructura. (Lee, y otros, 2014)

Figura 11 Opciones para la colocación de los resortes de separación y el interruptor de despegue.



(Lee, y otros, 2014)

f. Centro de gravedad. El centro de gravedad de un CubeSat 1U deberá estar localizado dentro de una esfera de 2 cm de radio tomando como referencia el centro geométrico del mismo en las direcciones X e Y. Además, deberá estar localizado dentro de una esfera de 2 cm de radio tomando como referencia el centro geométrico del mismo en la dirección Z. (Lee, y otros, 2014)

El modelo de la estructura se trabajó en el software Autodesk® Inventor 2015 el cual permite calcular el centro de gravedad del modelo asignando previamente el material a cada uno de los componentes del modelo. Por medio de esto se determinó el centro de gravedad del CubeSat diseñado asegurando el cumplimiento a la norma previamente establecida.

Cuadro 15 Centro de gravedad del prototipo CubeSat 1U desarrollado en la UVG.

Eje	Centro de gravedad (mm)
X	9.816
Y	4.360
Z	-16.72

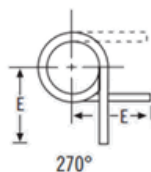
g. Diseño del mecanismo de despliegue de paneles solares. Al llevar a cabo el diseño del mecanismo hay que tomar en cuenta que ningún componente deberá exceder los 6.5 mm normales a la superficie de cualquier cara del CubeSat. Además, cualquier dispositivo desplegable deberá ser contenido por la estructura del satélite. (Lee, y otros, 2014)

Debido a esto, la suma de los espesores de los componentes empleados para diseñar el mecanismo de despliegue de paneles no deberá superar el valor antes mencionado. Además, se utilizará un mecanismo que contenga el despliegue dentro del P-POD y que al ser liberado en a su órbita permita su liberación.

2. Selección del mecanismo. Debido a que el despliegue de paneles solares es una acción que se realiza una sola vez a lo largo de la misión, se considera el uso de elementos que no representen un consumo de la energía almacenada en el picosatélite.

Es por esto que se utilizarán resortes a torsión helicoidal con un ángulo de 270° para proporcionar el torque necesario para desplegar los paneles solares. Esto se debe a la configuración en cuanto a su posición de descanso y su posición encontrándose a torsión, tal como se muestra en la Figura 12.

Figura 12 Resorte helicoidal.

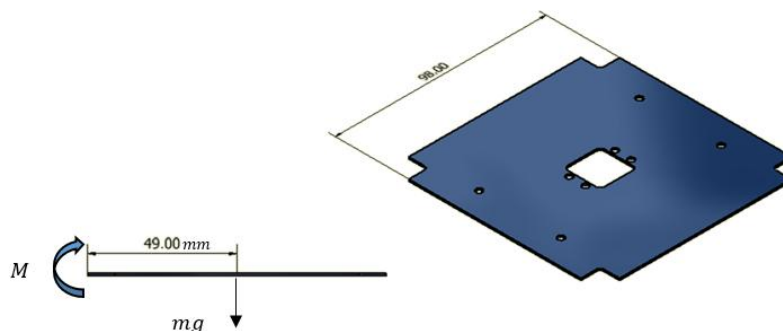


(Barnes Group Spain, 2015)

Para llevar a cabo el cálculo del resorte, primero deberá calcularse el torque generado por el peso de un panel solar. Sin embargo, ya que el mecanismo será empleado en una órbita terrestre baja la gravedad ejercida sobre el mismo será igual a cero.

Este cálculo se realizara bajo condiciones de gravedad igual a 0, e igual a 1 para que bajo condiciones terrestres pueda llevarse a cabo la comprobación del despliegue de los paneles solares (observar posibles atrancamientos en el mecanismo).

Figura 13 Diagrama de cuerpo libre para un panel solar.



Sabiendo que la masa de un panel solar es de 0.05 kg y la distancia hacia su centro de masa es de 49 mm, se obtiene el par necesario para realizar el despliegue requerido.

Cálculo bajo condiciones de órbita terrestre baja:

$$M = Fl = (0.05\text{kg})(0.00 \text{ m/s}^2)(49 \text{ mm}) = 0.00\text{Nmm}$$

Cálculo bajo condiciones terrestres:

$$M = Fl = (0.05\text{kg})(9.81\text{m/s}^2)(49 \text{ mm}) = 24.034\text{Nmm} = 0.024\text{Nm}$$

Debido a la restricción en cuanto a dimensiones, se toman en cuenta las siguientes opciones para el resorte helicoidal.

Cuadro 16 Opciones para resortes helicoidales.

	Torque (Nmm)	Diámetro exterior (mm)	Longitud de eje mínima, A (mm)	Masa (g)
Resorte helicoidal T012-270-062	5.31	2.59	3.53	0.91
Resorte helicoidal T015-270-078	7.91	3.15	4.09	1.00

(Barnes Group Spain, 2015)

Se tomarán las condiciones terrestres como las más críticas a modo de mitigar riesgos al momento de la operación del mecanismo en el espacio, ya que esto afecta directamente la cantidad de energía suministrada por parte de los paneles solares. Si la energía no fuera suficiente para mantener el funcionamiento del picosatélite, la misión fallaría.

Cuadro 17 Matriz de decisión para selección del resorte empleado en el mecanismo de despliegue de paneles solares del picosatélite.

Factor de Peso		Normalización del valor de la variable		Matriz de decisión			
Variable	Peso (0-4)	1	10	T012-270-062		T015-270-078	
				Normalizado	Total	Normalizado	Total
Diámetro exterior (mm)	3	3.50	2.50	9	27	7	21
Longitud de eje mínima (mm)	2	5.00	3.00	8	16	7	14
Torque (Nmm)	4	4.5	8.0	3	12	9	36
Masa (g)	3	1.50	0.50	7	21	6	18
					76		89

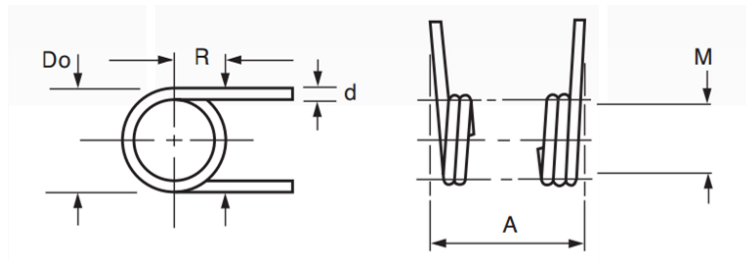
El resorte seleccionado para utilizar en la construcción del mecanismo de despliegue de paneles solares es el T015-270-078. En el Cuadro 18 se presentan sus características.

Cuadro 18 Información de resorte helicoidal empleado en el mecanismo de despliegue de paneles solares.

Nombre	Variable	Unidades	Resorte helicoidal T015-270-078
Diámetro interior de la espira	Do	mm	3.15
Diámetro de alambre	d	mm	0.36
Diámetro exterior de la espira (debe ser menor a 4 mm)	De	mm	3.87
Posición de carga	R	mm	270.00
Par máximo	T	Nmm	7.91
Tamaño eje recomendado	M	mm	1.60
Longitud pata (desde centro)	E	mm	12.70
Longitud del eje mínima	A	mm	4.09
Grados deflexión	Deg	grados	270.00

(Barnes Group Spain, 2015)

Figura 14 Dimensiones generales de un resorte helicoidal.



(Barnes Group Spain, 2015)

Sabiendo que el par máximo proporcionado por un resorte helicoidal T015-270-078 es de 7.91 Nmm, se calcula la cantidad necesaria de resortes para cubrir el par mínimo requerido por el mecanismo bajo condiciones terrestres.

$$\text{Cantidad de Resortes} = \frac{M}{M_{T015-270-078}} = \frac{24.03\text{Nmm}}{7.91\text{Nmm}} \cong 3 \text{ resortes}$$

Una vez obtenida la cantidad de resortes necesarios, se genera un modelo 3D del mecanismo, el cual se utilizará para corroborar el cumplimiento de las restricciones en cuanto a dimensiones. Además, servirá para generar simulaciones de las condiciones mecánicas establecidas por los distintos manuales espaciales.

Figura 15 Modelo 3D mecanismo de despliegue de paneles solares.

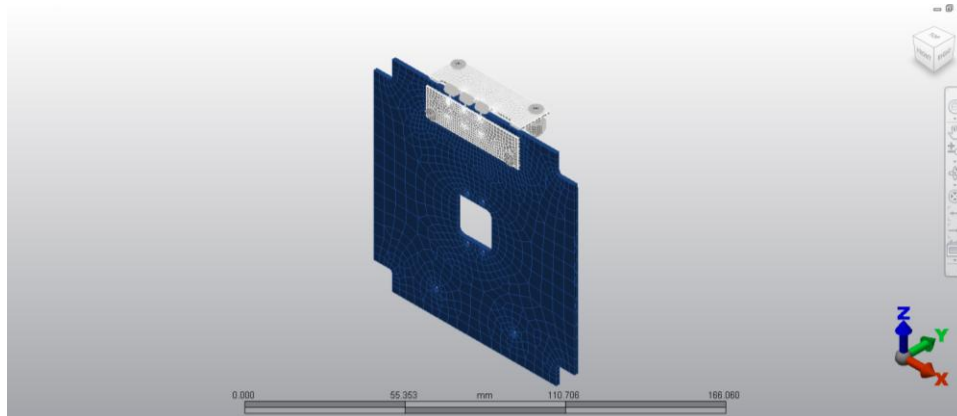
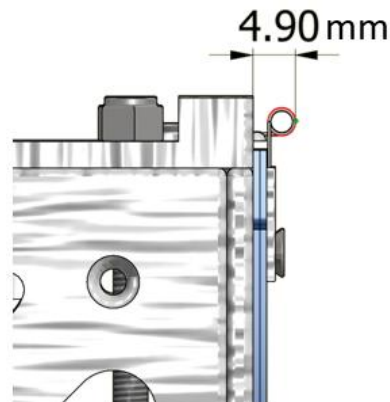


Figura 16 Dimensión máxima paralela del mecanismo de despliegue de paneles solares.



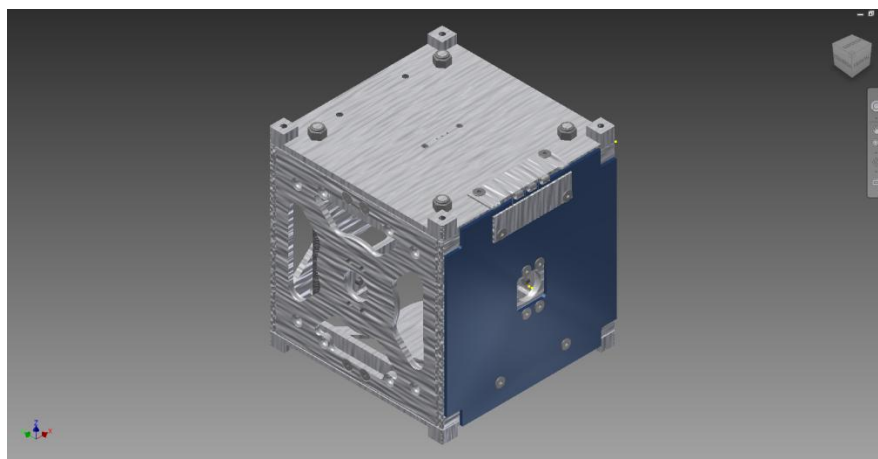
Observando el perfil del mecanismo adherido a la estructura principal del CubeSat, se encuentra que:

$$4.90 \text{ mm} < 6.50 \text{ mm}$$

Por lo tanto, el mecanismo cumple con la restricción de dimensión.

Para evitar el despliegue de los paneles solares dentro de la estructura que transporta al CubeSat, se utilizará un mecanismo de despliegue mediante línea de pesca, el cual se emplea de la siguiente manera: el panel solar se une al CubeSat mediante una línea de pesca o nylon. Para romper la línea de pesca se utiliza un alambre de cromo níquel (cable de nicromo), que se enrolla alrededor del nylon. Normalmente esto se hace en 2 lugares para formar un sistema redundante. Si una bobina no rompe el hilo, existe una segunda bobina que puede quemarlo. Las líneas de pesca se rompen mediante la aplicación de voltaje a través el alambre de cromo níquel. (Miranda Rivas, Flores Herrera, Molina Castejón, & Donis Aragón, 2014)

Figura 17 Modelo 3D del mecanismo de despliegue de paneles solares adherido a la estructura del picosatélite.



3. Condiciones de despegue. Durante la preparación de lanzamiento y durante el vuelo, un cohete espacial está expuesto a una variedad de ambientes (mecánicos, térmicos y electromagnéticos). (Pérez, Soyuz at the Guiana Space Centre, User's Manual Issue 2 - Rev. 0, 2012)

Entre los ambientes mecánicos a los que estará expuesta la estructura del picosatélite se encuentra la aplicación de cargas cuasi-estáticas, la aplicación de vibraciones aleatorias y espectros de reacción a choque. Además, se expone a un ambiente acústico y a la presión, y despresurización encontrada en el vehículo de lanzamiento. En cuanto al ambiente térmico se encuentra la transferencia de calor por la radiación encontrada en una órbita terrestre baja.

4. Transferencia de energía. La superficie del pico satélite está expuesta a la radiación solar de manera directa, lo cual provoca un choque térmico en los elementos que lo conforman. Para una órbita baja terrestre, el rango de temperatura se encontrará entre -30°C hasta 50°C en el exterior del pico satélite. En el interior del satélite se busca un rango entre -10°C hasta 10°C . (Johnstone, 2015)

5. Mecanismos de transferencia de calor. Al no existir un flujo de algún fluido refrigerante, la convección se descarta para el análisis de transferencia de calor. Únicamente se encontrará una transferencia de calor por radiación debida al entorno espacial y una transferencia de calor por conducción a medida que la radiación se disipe mientras atraviesa las placas conformadas por los paneles solares, un aislante térmico y las placas de aluminio 7075.

Al referirse a radiación existen aspectos a considerar, tales como: la emisividad, la absorptividad, la intensidad de la radiación, el ángulo de incidencia entre la superficie irradiada y la fuente de radiación.

a. Intensidad de radiación. Cantidad que describe la magnitud de la radiación emitida (o incidente) en una dirección específica en el espacio. Si todas las superficies emitieran radiación de manera uniforme en todas direcciones, el poder de emisión sería suficiente para cuantificar la radiación y no sería necesario tratar con la intensidad. La radiación emitida por un cuerpo negro por unidad de área normal es la misma en todas direcciones y, por consiguiente, no existe dependencia direccional. Pero este no es el caso para las superficies reales.

$$I_{\text{cuerpo negro}} = \frac{\sigma T^4}{\pi}, \frac{\text{Watts sr}}{\text{m}^2}$$

Donde T es la temperatura absoluta del cuerpo negro. (Cengel & Ghajar, 2011)

b. Ángulo sólido. El ángulo sólido es el ángulo espacial que abarca un objeto visto desde un punto dado, que se corresponde con la zona del espacio limitada por una superficie cónica. Mide el tamaño aparente de ese objeto; Se denota por ω y su unidad es el estereorradián (sr). (Cengel & Ghajar, 2011)

$$d\omega = \frac{dA_n}{r^2} = \frac{dA \cos\alpha}{r^2}, \text{ sr}$$

Donde r es la distancia entre el objeto y el punto dado, α es el ángulo entre la normal de la superficie y la dirección de visión y, por tanto, dA_n es el área normal (o proyectada) a la dirección de visión. (Cengel & Ghajar, 2011)

Las superficies pequeñas vistas desde distancias lejanas pueden tratarse aproximadamente como áreas diferenciales en los cálculos de ángulos sólidos. (Cengel & Ghajar, 2011)

$$\omega \cong \frac{A_n}{r^2}, \text{ sr}$$

c. Ley de Kirchoff. Indica que, la emisividad hemisférica total de una superficie a una temperatura T es igual a su absorptividad hemisférica total para la radiación que proviene de un cuerpo negro a la misma temperatura. (Cengel & Ghajar, 2011)

$$G_{\text{abs}} = \alpha \sigma T^4, \frac{\text{Watts}}{\text{m}^2}$$

6. Dispositivos de control térmico. Durante el despegue, la permanencia en el vacío del espacio y la entrada en la atmósfera de un planeta (en caso de que esto ocurra) el sistema espacial se enfrentará a un entorno térmico hostil. Por un lado, en los desplazamientos a través de una atmósfera se producirán grandes cantidades de calor debido al rozamiento aerodinámico. Otras situaciones, como la proximidad al Sol o la exposición a los gases de los sistemas de propulsión, también tenderán a elevar enormemente la temperatura del sistema. Por otro lado, cuando el sistema esté situado en el vacío espacial recibirá calor por radiación del Sol y de los planetas, a la vez que cederá calor al entorno, también por radiación, dada la baja temperatura de la radiación de fondo cósmica. Además, internamente los equipos en funcionamiento generarán calor y éste deberá ser adecuadamente gestionado de forma que se evacue de las zonas excedentarias y se reconduzca hacia el exterior para ser eliminado. (Martínez M. , 2012)

Un sistema de control térmico es el encargado de mantener a todos los equipos y estructuras de un sistema espacial dentro de los rangos de temperatura en los que pueden operar y/o ser almacenados. (Martínez M. , 2012).

a. Control térmico activo. Un dispositivo de control térmico activo es aquel que se realiza mediante elementos que tienen movimiento y/o consumen energía contando con la ventaja de poder ser controlados desde Tierra a partir de sensores colocados a bordo de la estructura. (Martínez M. , 2012)

b. Control térmico pasivo. Un dispositivo de control térmico pasivo a aquel que se realiza mediante elementos que no tienen movimiento, no consumen electricidad, y no puede ser controlado o ser sometido a algún control una vez ubicada la estructura en el espacio. (Martínez M. , 2012)

Debido a las características del proyecto en el que el consumo de potencia, el procurar no generar perturbaciones (vibraciones) y la distribución del espacio en la estructura (restricciones en las dimensiones) es de gran importancia, se opta por utilizar un dispositivo de control térmico pasivo que se encargue de aislar y/o disipar el calor irradiado hacia y desde el CubeSat.

7. Selección de aislantes térmicos. Un dispositivo de control térmico pasivo conocido como "Aislante Multi Capas" (MLI) está constituido por distintas capas encargadas de aislar el calor proveniente del espacio. (Kangwen Sun, 2014)

Un CubeSat se enfrenta a condiciones desafiantes para mantener el control de un rango de temperaturas. Es por esto que un MLI surge como una excelente opción para bloquear la radiación emitida por distintas fuentes. (Berg, Oliveria, & Congiardo, 2013)

Cuadro 19 Características y propiedades de los materiales que componen un MLI.

Material	Espesor (µm)	Conductividad térmica (Watts/m K)	Emisividad	Transmitancia (%)	Eficiencia en la conversión fotoeléctrica (%)
Tereftalato de Polietileno (PET)	18	0.22	0.92	90	-
Etilvinilacetato EVA	7	0.25	-	91	-
Silicón Amorfo (A-Si)	0.2	-	-	-	2.22
Etilvinilacetato EVA	10	0.25	-	91	-
Tereftalato de Polietileno (PET)	65	0.22	0.92	90	-

(Kangwen Sun, 2014)

Figura 18 Aislante multi capas.



(Kangwen Sun, 2014)

Para proteger el sensor empleado por la carga útil del pico satélite, es necesario el uso de un aislante térmico transparente que permita la toma de fotografías sin afectar la calidad de estas, utilizando esto como premisa se encontraron los materiales mostrados en el Cuadro 20 junto a sus propiedades mecánicas.

Cuadro 20 Propiedades mecánicas del PMMA y el PVB.

Material	Resistencia al Corte (N/mm ²)	Conductividad Térmica (Watts/m K)	Densidad (g/cm ³)	Dureza Brinell (HB)	Transparencia (%)	Índice de refracción (%)	Temperatura de ignición (°C)	Factor de emisividad	Factor de absortividad
PMMA	83.0	0.17	1.19	70	92.0	1.49	430	0.9	0.20
PVB	28.25	0.19	1.07	85	88.5	1.50	60	0.9	0.58

(FERPLAST, Plásticos;, 2015)

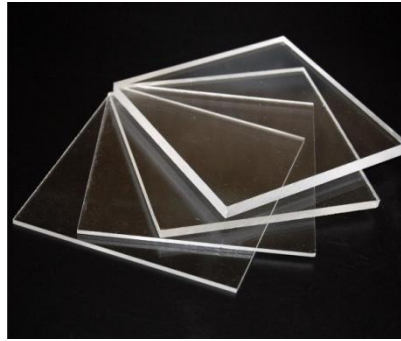
Se realiza una matriz de decisión para seleccionar el aislante adecuado para la carga útil del picosatélite.

Cuadro 21 Matriz de decisión para selección de material empleado en el aislamiento de la carga útil del CubeSat 1U desarrollado en la UVG.

Variable	Factor de peso	Normalización del valor de la variable			Matriz de decisión			
		Peso (0-4)	1	10	PMMA Normalizado	Total	PVB Normalizado	Total
Transparencia (%)	4	85	95	7	28	4	16	
Conductividad Térmica (Watts/m K)	4	0.20	0.15	4	16	2	8	
Resistencia al Corte (N/mm ²)	3	10	90	9	27	3	9	
Temperatura de Ignición (°C)	3	50	500	8	24	1	3	
Dureza Brinell (HB)	2	50	100	5	10	7	14	
Índice de refracción (%)	1	1.55	1.45	6	6	5	5	
Densidad (g/cm ³)	1	1.0	1.3	6	6	3	3	
Factor de emisividad	1	0.5	1.0	8	8	8	8	
Factor de absortividad	3	1.0	0.1	8	24	4	12	
					149		78	

El material seleccionado para utilizar en el aislamiento de la carga útil es el PMMA.

Figura 19 Polimetilmetacrilato (PMMA).



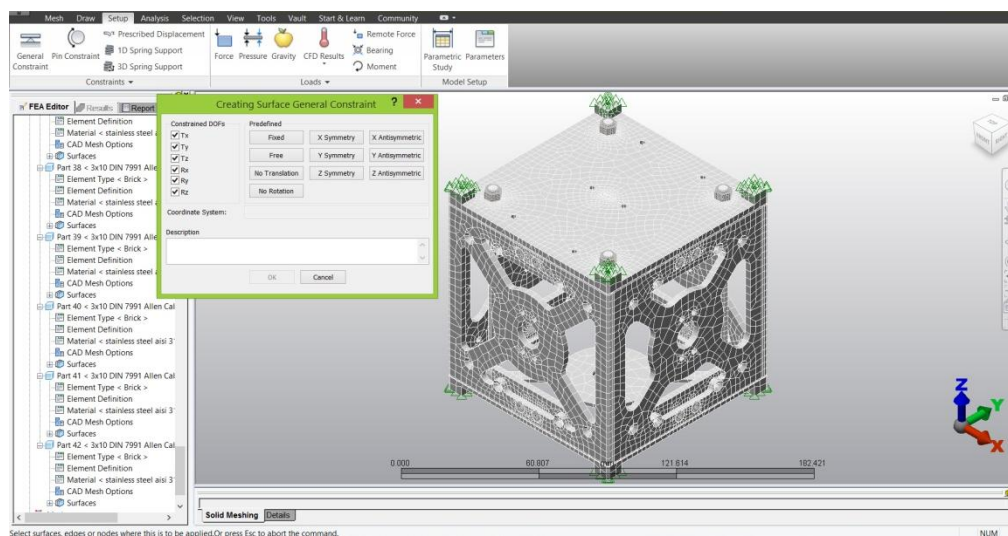
(NUDEC, Desconocido)

8. Diseño experimental

a. Mallado y restricciones físicas. Las pruebas a realizar requieren de un análisis por elementos finitos. Debido a esto es necesario generar un mallado sobre la superficie de la estructura. El tamaño absoluto del mallado a utilizar será de 1 mm y se utilizará un elemento de tipo ladrillo ya que este puede ser aplicado a cualquier objeto sólido tridimensional. Para simular las restricciones físicas presentadas dentro del P-POD se asumirá que la cara superior e inferior de los cuatro rieles de la estructura no poseen libertad de movimiento en ningún eje, es decir que están fijos tal como se observa en la Figura 20.

Las propiedades mecánicas de las placas laterales y superiores, además de las varillas de sujeción de la estructura son las mismas que las del aluminio 7075. Las propiedades mecánicas de los elementos de sujeción tales como tornillos y tuercas son las mismas que las del acero inoxidable 316.

Figura 20 Mallado y restricciones físicas de la estructura.



b. Frecuencias naturales. Frecuencia natural es aquella a la cual vibra un sistema después de una perturbación inicial y que se mantiene sin la acción de fuerzas externas. (Singiresu S., 2012)

La prueba se realizará para determinar las primeras cinco frecuencias naturales de la estructura y del mecanismo de despliegue de paneles solares, así como su comportamiento en cada una de ellas. La prueba se realizará mediante un análisis de elementos finitos utilizando el software Inventor Simulation Mechanical 2015®. En el tipo de análisis se deberá seleccionar el modo “frecuencia natural”. En los parámetros de análisis se deberá especificar la cantidad de frecuencias naturales a calcular. La simulación mostrará las frecuencias naturales junto al comportamiento que adopta el sistema en cada una de ellas. Los resultados de este modelo permitirán analizar la respuesta ante vibraciones aleatorias y respuesta a choque.

c. Análisis de vibración aleatoria. Siempre que la frecuencia natural de la vibración de una máquina o de una estructura coincide con la frecuencia de la excitación extrema se presenta un fenómeno conocido como resonancia, el cual conduce a deflexiones y fallas excesivas. (Singiresu S., 2012)

A continuación se presenta la densidad espectral proporcionada en el manual del vehículo espacial ATV, Falcon 9, HTV y Soyuz. La densidad espectral es una representación de la potencia o bien la energía que forma una vibración sobre las distintas frecuencias de las cuales está formada, es decir, su espectro. (Singiresu S., 2012)

Cuadro 22 Densidad espectral del vehículo de lanzamiento Soyuz.

Frecuencia de banda (Hz)	Densidad espectral ($10^{-3}g^2/Hz$)
20-50	5
50-100	5-10
100-200	10-25
200-500	25
500-1000	25-10
1000-2000	10-5
Total (g)	5

(Peréz, Soyuz at the Guiana Space Centre, User's Manual Issue 2 - Rev. 0, 2012)

Cuadro 23 Densidad espectral de los vehículos de lanzamiento ATV, HTV y SpX.

HTV		ATV		SpX	
Frecuencia (Hz)	Densidad espectral (g^2/Hz)	Frecuencia (Hz)	Densidad espectral (g^2/Hz)	Frecuencia (Hz)	Densidad espectral (g^2/Hz)
20	0.005	20	0.01	20.0	0.015
50	0.020	100	0.05	25.6	0.027
120	0.031	400	0.05	30.0	0.080
230	0.031	2000	0.001	80.0	0.080
1000	0.0045			2000.0	0.001
2000	0.0013				
Duración (segundos)	60		60		7.2

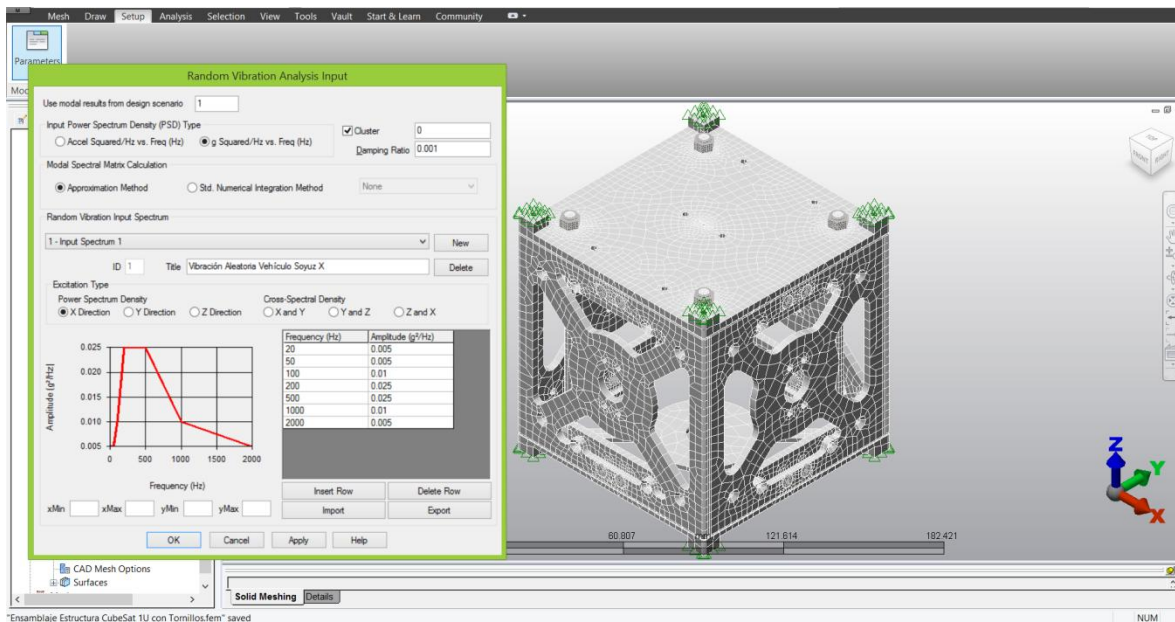
(JAMMS-JPAH-001, Rev. 8)

La densidad espectral presentada en el Cuadro 22 y en el Cuadro 23 servirá como parámetro para determinar el desplazamiento y los esfuerzos máximos para cada una de las primeras cinco frecuencias naturales de la estructura.

La prueba se realizará para determinar si la estructura es capaz de soportar la gama de frecuencias aleatorias generadas bajo condiciones de despegue en los vehículos espaciales ATV, Falcon 9, HTV y Soyuz. La prueba se realizará mediante un análisis de elementos finitos utilizando el software Inventor Simulation Mechanical 2015®. En el tipo de análisis se deberá seleccionar el modo “lineal – vibración aleatoria”. La densidad espectral de potencia será aplicada de la misma forma en los tres ejes globales. En los parámetros de análisis se deberá especificar la densidad espectral de potencia descrita en cada uno de los vehículos espaciales. Los resultados de este modelo determinan el desplazamiento máximo y el esfuerzo de von Mises máximo para cada una de las primeras cinco frecuencias naturales de la estructura y del mecanismo de despliegue de paneles solares. Los desplazamientos obtenidos deben ser despreciables y los esfuerzos de von Mises menores al máximo esfuerzo de fluencia.

A continuación se presenta un ejemplo del ingreso de parámetros de las vibraciones aleatorias aplicadas de la estructura.

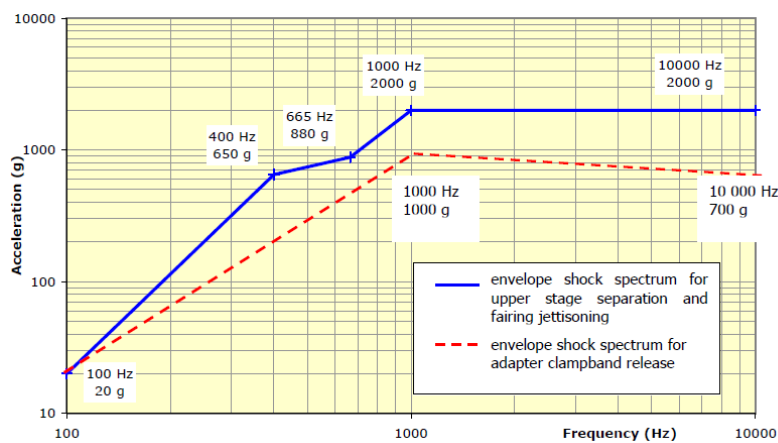
Figura 21 Ingreso de parámetros para simulación de vibraciones aleatorias en el eje X, vehículo espacial Soyuz.



d. Análisis de reacción a espectro a choque. Se conoce como espectro de reacción a la representación gráfica que muestra la variación de la respuesta máxima (desplazamiento, velocidad, aceleración o cualquier otra cantidad máxima) con la frecuencia natural (o periodo natural) de un sistema de un solo grado de libertad a una función forzada especificada. (Singiresu S., 2012)

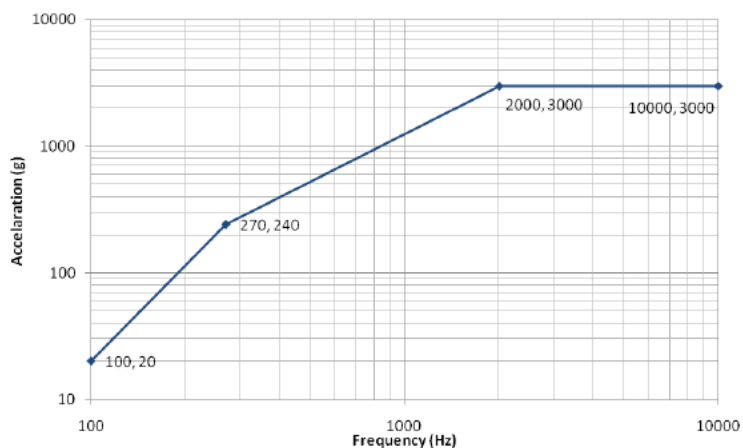
A continuación se presenta el espectro de reacción a choques proporcionado en los manuales de los vehículos espaciales Ariane 5, Falcon 9, Sherpa y Soyuz.

Figura 22 Espectro de choque del vehículo espacial Ariane 5.



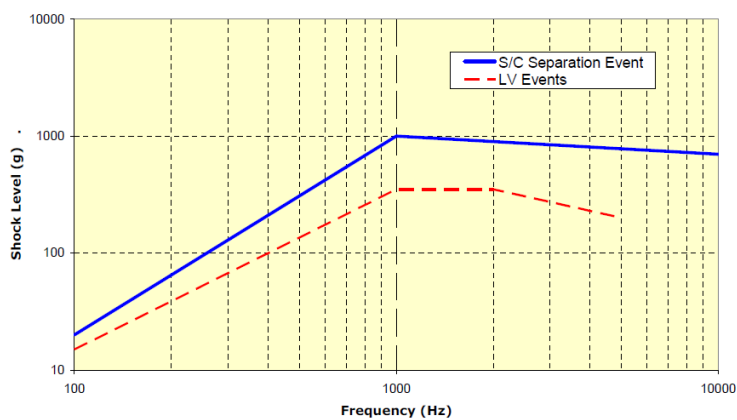
(Peréz, Ariane 5 User's Manual Issue 5 Rev. 1, 2011)

Figura 23 Espectro de choque del vehículo espacial Falcon 9.



(Desconocido, 2012)

Figura 24 Espectro de choque del vehículo espacial Soyuz.



Cuadro 24 Espectro de choque durante el despegue del vehículo espacial Soyuz.

Evento de vuelo	Frecuencia (Hz)		
	100-1000	100-1000	100-1000
	Espectro de reacción a choque (Q=10 g)		
Despegue	15-350	350	350-200

(Peréz, Soyuz at the Guiana Space Centre, User's Manual Issue 2 - Rev. 0, 2012)

Cuadro 25 Espectro de choque durante la separación de las etapas del vehículo espacial Soyuz.

Evento de vuelo	Frecuencia (Hz)	
	100-1000	1000-5000
	Espectro de reacción a choque (Q=10 g)	
Separación de las etapas	15-350	350

(Peréz, Soyuz at the Guiana Space Centre, User´s Manual Issue 2 - Rev. 0, 2012)

Cuadro 26 Espectro de choque del vehículo espacial Sherpa.

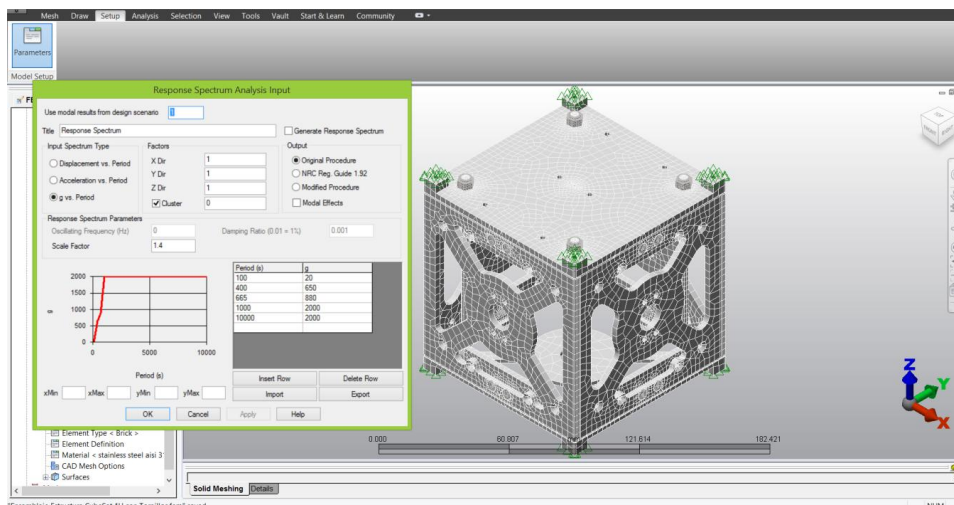
Frecuencia (Hz)	Aceleración (g)
20	0.013
50	0.080
800	0.080
2000	0.013

(Spaceflight, Inc., 2015)

La prueba se realizará para determinar si la estructura es capaz de soportar el espectro de choques generados bajo condiciones de despegue en los vehículos espaciales Ariane 5, Falcon 9, Sherpa y Soyuz. La prueba se realizará mediante un análisis de elementos finitos utilizando el software Inventor Simulation Mechanical 2015®. En el tipo de análisis se deberá seleccionar el modo “lineal – espectro de reacción”. El espectro será aplicado de la misma forma en los tres ejes globales. En los parámetros de análisis se deberá especificar el espectro de choque descrito en cada uno de los vehículos espaciales.

A continuación se presenta un ejemplo del ingreso de parámetros del espectro de reacción a choque aplicado en la estructura.

Figura 25 Ingreso de parámetros para simulación de espectro de choque, vehículo espacial Ariane 5.



Los resultados de este modelo determinan el desplazamiento máximo y el esfuerzo de von Mises máximo para cada una de las primeras cinco frecuencias naturales de la estructura y del mecanismo de despliegue de paneles solares. Los desplazamientos obtenidos deben ser despreciables y los esfuerzos de von Mises menores al máximo esfuerzo de fluencia.

e. Análisis de presión y despresurización. A continuación se presenta la presión y despresurización proporcionada en los manuales de los vehículos espaciales ATV, Falcon 9 y HTV.

Cuadro 27 Resumen de las presiones aplicadas a la estructura.

Vehículo de lanzamiento	Presión experimentada durante el lanzamiento (kPa)	Despresurización experimentada durante el lanzamiento (kPa/segundo)	Despresurización experimentada durante el lanzamiento (psi/min)
H-II B Transfer Vehicle (HTV)	104.8	0.878	7.64
Automated Transfer Vehicle (ATV)	104.8	1.33	11.6
Space- X Dragon (SpX)	102.7	0.891	7.75

Es importante mencionar que la presión máxima es cercana a la presión encontrada en la Tierra a nivel del mar, por lo que la simulación solo demostrará el comportamiento de la estructura en un estado estático sin que ninguna carga considerable le sea aplicada.

A continuación se presenta la forma en la que se ingresaron los parámetros de la presión y despresurización aplicada en la estructura.

Figura 26 Cargas de presión aplicadas a la estructura.

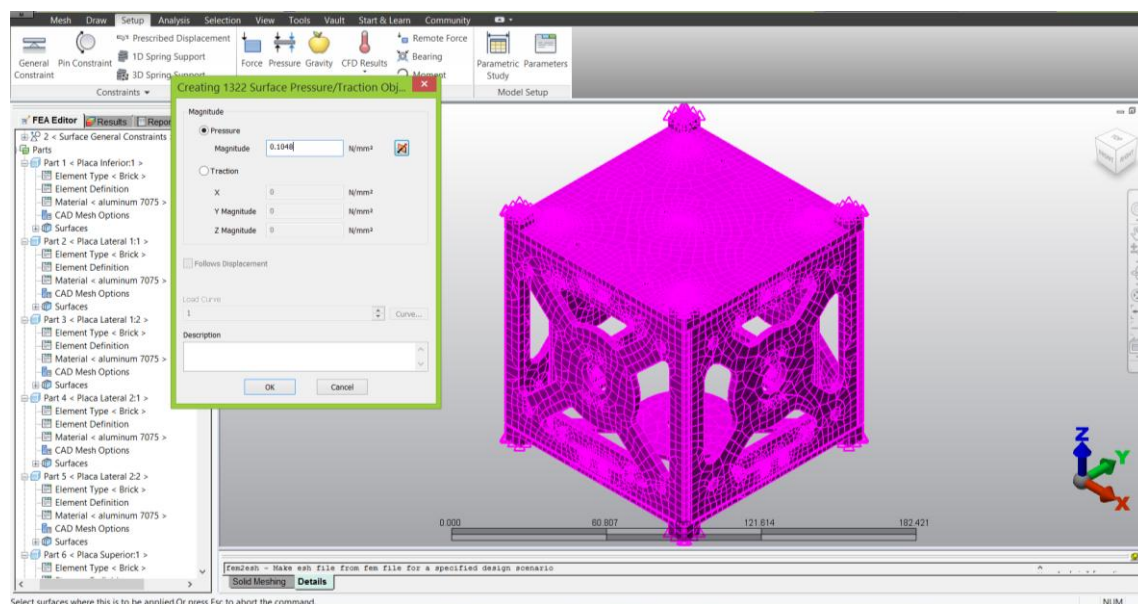
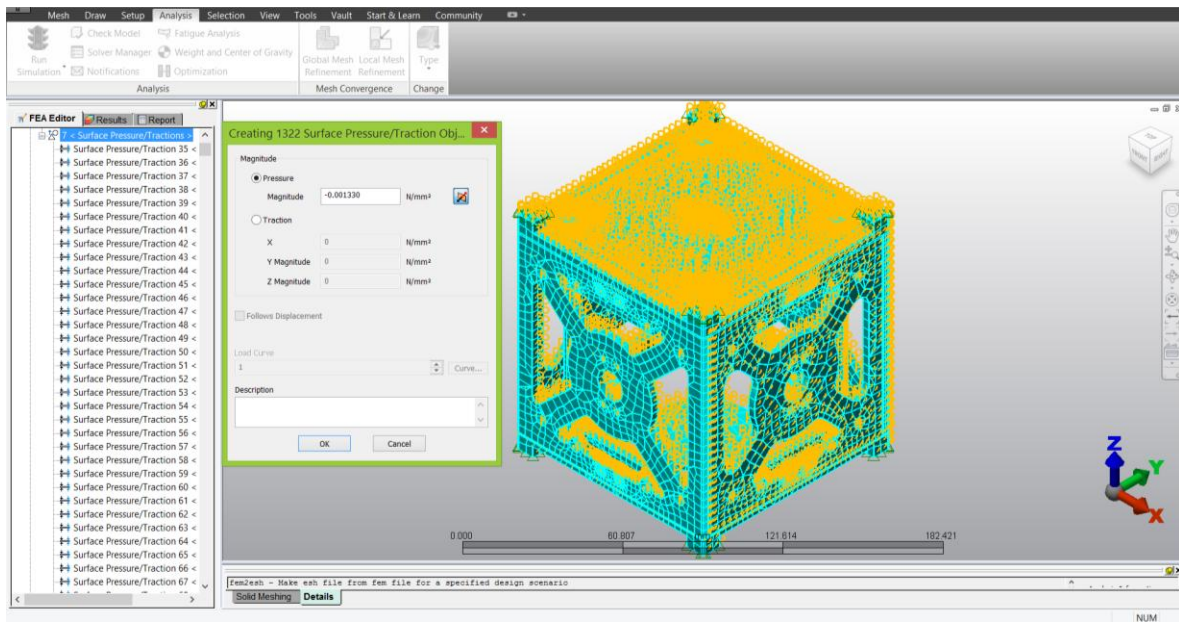


Figura 27 Cargas de despresurización aplicadas a la estructura.



La prueba se realizará para determinar si la estructura es capaz de soportar la presión y despresurización generadas bajo condiciones de despegue en los vehículos espaciales ATV, HTV y SpX. La prueba se realizará mediante un análisis de elementos finitos utilizando el software Inventor Simulation Mechanical 2015®. En el tipo de análisis se deberá seleccionar el modo “lineal – estrés estático con modelo lineal de materiales”. Se considerarán las cargas máximas de presión y despresurización y estas serán aplicadas en toda la estructura. Debido a que las condiciones máximas están descritas por el vehículo ATV, será necesario realizar un total de una prueba.

Los resultados de este modelo determinan el desplazamiento máximo debido a las cargas de presión y despresurización aplicadas. Los desplazamientos obtenidos deben ser despreciables y los esfuerzos de von Mises menores al máximo esfuerzo de fluencia.

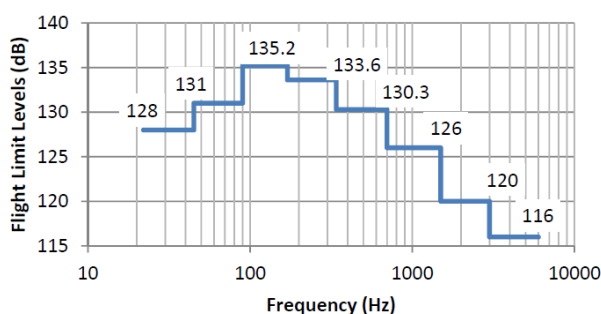
f. Análisis del ambiente acústico. El ambiente acústico generado en torno al picosatélite será aquel en el que se genera, transmite o recibe energía en forma de ondas vibratorias en la materia y el efecto que dicha energía puede producir. A continuación se presenta el ambiente acústico proporcionado en el manual del vehículo espacial Sherpa.

Cuadro 28 Ambiente acústico experimentado en el vehículo espacial Sherpa durante el despegue.

Frecuencia (Hz)	Ambiente Acústico (db)
31.5	128.0
63.0	131.0
125.0	135.2
250.0	133.6
500.0	130.3
1000.0	126.0
2000.0	120.0
4000.0	116.0

(Spaceflight, Inc., 2015)

Figura 28 Ambiente acústico experimentado en el vehículo espacial Sherpa durante el despegue.



(Spaceflight, Inc., 2015)

Sabiendo que el nivel de presión sonora es equivalente a:

$$L_p = 20 \log \left(\frac{P_1}{P_0} \right)$$

En donde P_1 es la medida de la presión sonora instantánea, P_0 es la presión de referencia ($20 \mu\text{Pa}$) y que \log es un logaritmo decimal, es posible convertir decibeles a pascuales. (Desconocido, 2015) Debido a que el sonido es una diferencia de presión generada en el ambiente, se obtiene el área y la masa de cada una de las placas que conforman al picosatélite (Cuadro 29) para de esta manera convertir los valores de presión a una fuerza de gravedad aplicada (Cuadro 27) al alcanzar los niveles de frecuencia especificados.

Cuadro 29 Área y masa de las distintas placas que conforman la estructura.

Placa	Área (mm^2)	Área (m^2)	Masa (kg)
Placa Lateral 1	5448.07	5.448×10^{-3}	0.047
Placa Lateral 2	5419.46	5.419×10^{-3}	0.048
Placa Inferior	5163.17	5.163×10^{-3}	0.056
Placa Superior	9615.97	9.616×10^{-3}	0.085
Estructura CubeSat	25646.67	2.564×10^{-5}	0.372

Cuadro 30 Resumen de las aceleraciones producidas por el ambiente acústico.

Frecuencia (Hz)	Ambiente acústico (db)	Presión (Pa)	Fuerza ocasionada por la presión (N)	Aceleración ocasionada por la fuerza (m/s ²)	Gravedad (g)
31.5	128.0	50.238	1.288x10 ⁻³	3.462x10 ⁻³	3.529x10 ⁻⁴
63.0	131.0	70.963	1.819x10 ⁻³	4.889x10 ⁻³	4.984x10 ⁻⁴
125.0	135.2	115.088	2.951x10 ⁻³	7.933x10 ⁻³	8.086x10 ⁻⁴
250.0	133.6	95.726	2.454x10 ⁻³	6.597x10 ⁻³	6.725x10 ⁻⁴
500.0	130.3	65.468	1.678x10 ⁻³	4.511x10 ⁻³	4.598x10 ⁻⁴
1000.0	126.0	39.905	1.023x10 ⁻³	2.750x10 ⁻³	2.803x10 ⁻⁴
2000.0	120.0	20.00	5.128x10 ⁻⁴	1.378x10 ⁻³	1.405x10 ⁻⁴
4000.0	116.0	12.619	3.235x10 ⁻⁴	8.696x10 ⁻⁴	8.865x10 ⁻⁵

Al observar el Cuadro 30 se definen las distintas fuerzas equivalentes al ambiente acústico que pueden presentarse a medida que se desarrolla la misión. La prueba se realizará para determinar si la estructura es capaz de soportar el ambiente acústico generado bajo condiciones de despegue del vehículo espacial Sherpa. La prueba se realizará mediante un análisis de elementos finitos utilizando el software Inventor Simulation Mechanical 2015®.

Los resultados de este modelo determinan el desplazamiento máximo debido a las cargas aplicadas. Los desplazamientos obtenidos deben ser despreciables.

9. Factor de seguridad. El factor de seguridad es un valor que indicará la capacidad de la estructura del picosatélite de soportar una carga a la cual está sometida. Este factor se ve influido por el espesor de las placas que conforman al CubeSat y por el material con el cual está construido. A continuación se presentan los factores de seguridad proporcionados por distintas fuentes referidas al diseño de picos satélites para los distintos ambientes mecánicos.

Cuadro 31 Factores de seguridad recomendados para las distintas pruebas.

Ambiente Mecánico	Ariane 5 ⁽¹⁾	Soyuz ⁽²⁾	SSC07 – III – 10 ⁽³⁾	SEAM ⁽⁴⁾	GSFC – STD – 7000A ⁽⁵⁾	CUTE – 1 ⁽⁶⁾	AESP – 14 ⁽⁷⁾	STEP Cube ⁽⁸⁾	Valor promedio esperado del factor de seguridad
Vibraciones aleatorias	1.00	1.00	-	1.56	1.25	2.00	1.35	-	1.36
Cargas cuasi estáticas	1.00	1.30	1.77	2.20	3.00	1.50	2.00	1.40	1.77
Espectro de reacción	-	1.41	-	3.90	1.40	-	-	1.25	1.99

(1) (Pérez, Ariane 5 User´s Manual Issue 5 Rev. 1, 2011)

(2) (Pérez, Soyuz at the Guiana Space Centre, User´s Manual Issue 2 - Rev. 0, 2012)

(3) (Newman, Sakoda, & Panholzer, 2007)

(4) (Fagerudd, 2015)

(5) (NASA, 2013)

(6) (AdeSat, 2003)

(7) (Bürger Geilson, Gehlen Bohrer, & Toss Hoffmann, 2013)

(8) (Oh, Jeon, & Kwon, 2014)

Del Cuadro 31 es posible determinar un parámetro en cuanto al factor de seguridad esperado para las pruebas realizadas. Es decir, generar un promedio del valor necesario para que el picosatélite diseñado soporte las condiciones de los distintos ambientes mecánicos.

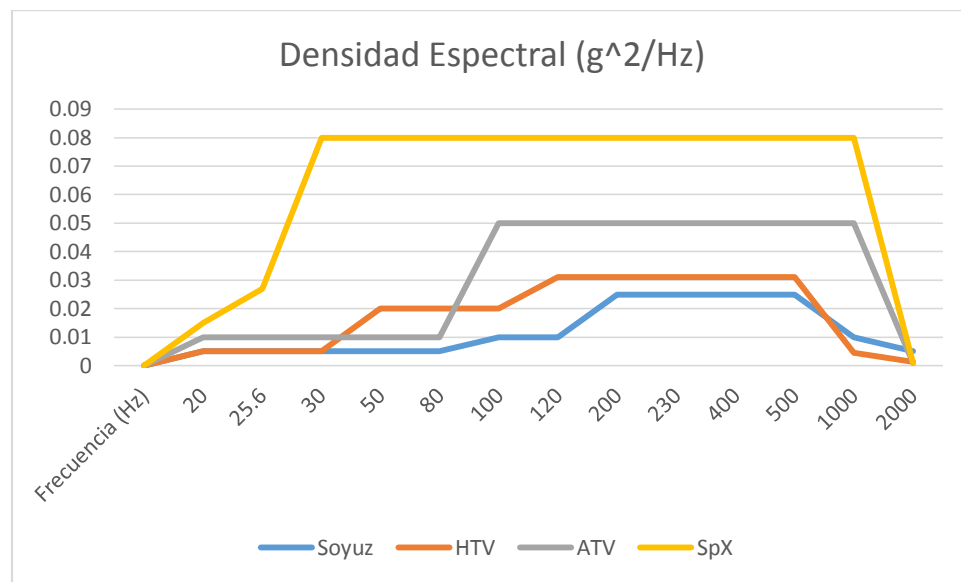
El ambiente de presión y despresurización deberá considerarse para recipientes presurizados, ubicadas dentro del picosatélite. Y el factor de seguridad mínimo para esta prueba será de 4.0. (Lee, y otros, 2014)

10. Plan para condiciones de vibración

- Los parámetros necesarios para la planificación de un ensayo de vibración son:
- Frecuencia natural de la estructura a analizar (Hz)
- Frecuencia de banda de los vehículos de lanzamiento (Hz)
- Densidad espectral correspondiente a cada frecuencia de banda de los vehículos de lanzamiento (g^2/Hz)
- Duración de la vibración (s)

(NASA Goddard Space Flight Center, 2013)

Figura 29 Densidad espectral de los vehículos de lanzamiento ATV, HTV, SpX y Soyuz.



11. Plan para generar termovació

a. Número de ciclos. Los ciclos entre las temperaturas extremas tienen como propósito verificar el desempeño debido a las condiciones de estabilización y transición causadas por el gradiente de temperatura.

El número mínimo de ciclos de termovació está dado de la siguiente manera según los distintos módulos:

- Carga útil: deberán ser realizados 4 ciclos de termovació al ensamble que contiene la carga útil. Si los rangos de temperatura para la misión son menores a $10^{\circ}C$, o el tiempo de transición es mayor a 72 horas, el número mínimo de ciclos para termovació será de 2. En cada ciclo, se deberá contar con un hardware con la capacidad de monitorear las condiciones de prueba. (NASA Goddard Space Flight Center, 2013)
- Instrumentos de los distintos módulos: deberán ser realizados 4 ciclos de termovació al ensamble que contiene a los distintos módulos. En cada ciclo, se deberá contar con un hardware con la capacidad de monitorear las condiciones de prueba. (NASA Goddard Space Flight Center, 2013)

- Componentes de los distintos módulos: todo componente electrónico deberá ser sujeto a un mínimo de 8 ciclos de termovacío antes de ser instalado en conjunto a la carga útil; estas pruebas se realizarán sobre el ensamble de los distintos módulos. En cada ciclo, se deberá contar con un hardware con la capacidad de monitorear las condiciones de prueba. (NASA Goddard Space Flight Center, 2013)

Ya que las pruebas se llevarán a cabo en conjunto, se toma el número máximo de exposición a estas condiciones en cuanto a números de ciclos, el cual será de 8 ciclos.

b. Temperatura máxima y mínima. Para una órbita baja terrestre (LEO) el rango de temperatura se encontrará entre -30°C hasta 50°C en el exterior del pico satélite. En el interior del satélite se busca un rango entre -10°C hasta 10°C . (Johnstone, 2015)

c. Tiempo de espera. El tiempo de espera será el que provea la duración suficiente para demostrar el desempeño y detectar fallas prematuras al aplicarse condiciones de termovacío. (NASA Goddard Space Flight Center, 2013)

- Carga útil: para cada temperatura extrema encontrada en los ciclos de termovacío, la carga útil deberá ser expuesta durante un mínimo de 24 horas. (NASA Goddard Space Flight Center, 2013)
- Instrumentos de los distintos módulos: para cada temperatura extrema encontrada en los ciclos de termovacío, los instrumentos de los distintos módulos deberán ser expuestos durante un mínimo de 12 horas. (NASA Goddard Space Flight Center, 2013)
- Componentes de los distintos módulos: para cada temperatura extrema encontrada en los ciclos de termovacío, los componentes de los distintos módulos deberán ser expuesta durante un mínimo de 4 horas. (NASA Goddard Space Flight Center, 2013)

Ya que las pruebas se llevarán a cabo en conjunto, se toma el número máximo de exposición a estas condiciones en cuanto a horas, las cuales serán 24 horas.

d. Rampa de temperatura. Será el tiempo que debe pasar para alcanzar la temperatura mínima y máxima. (NASA Goddard Space Flight Center, 2013)

El gradiente de temperatura será distinto para los casos de enfriamiento y calentamiento, por lo que se tiene lo siguiente:

- Valor nominal del gradiente durante el calentamiento: $1.0^{\circ}\text{C}/\text{min}$
- Valor nominal del gradiente durante el enfriamiento: $0.2^{\circ}\text{C}/\text{min}$ (Matandirotya, Van Zyl, Gouws, & Saunderson, 2013)

e. Nivel de vacío. La cámara de presurización deberá encontrarse a una presión menor a $1.33 \times 10^{-3}\text{Pa}$. (NASA Goddard Space Flight Center, 2013)

f. Equipo adicional necesario. Las extremas condiciones ambientales a las que se exponen los sistemas espaciales a lo largo de su vida útil exigen los más elevados estándares en cuanto a la simulación de los mismos. Debido a esto es necesario contar con equipo adicional que permita una correcta lectura de los datos arrojados por las distintas pruebas realizadas.

- Grabador de prueba: graba los resultados de pruebas de temperatura vs tiempo.

Figura 30 Grabador de Pruebas.



(Thermal Product Solutions TPS;, 2015)

Sistema de purga de aire: remueve partículas indeseadas en el ambiente y procesa los vapores dentro de la cámara. Además, previene la condensación y la corrosión en la cámara debido al oxígeno. (Thermal Product Solutions TPS;, 2015)

Figura 31 Sistema de purga de are seco.



(Thermal Product Solutions TPS;, 2015)

- Fuente de alimentación: 208V/230V
- Corriente alterna: 60 Hz

(Thermal Product Solutions TPS;, 2015)

G. Subsistema de control de actitud

Para esta fase del diseño de un CubeSat 1U, se planteó el diseño e implementación del sistema de control de actitud para el modo de operación on-station. Para iniciar el diseño se procedió a validar el diseño previo y el cumplimiento de los requerimientos establecidos por CalPoly en el CDS (CubeSat Design Specifications) y por los vehículos de lanzamiento Soyuz, Falcon 9 y Ariane 5.

El diseño del sistema de control y determinación de actitud de la fase anterior se basó en el análisis del peor escenario, ya que se evaluaron las perturbaciones dentro de una órbita polar. Dado los requerimientos del CDS el CubeSat estará orbitando en una órbita terrestre baja, LEO por sus siglas en inglés. Debido a que el tipo de órbita es distinto a la órbita analizada en la fase previa, se procedió con el cálculo de las perturbaciones producidas en una órbita LEOa, de modo que se lograra realizar una comparación de las magnitudes de las perturbaciones en cada tipo de órbita.

Para dimensionar las perturbaciones a las que estaría expuesto el CubeSat se realizó una simulación mediante el CubeSat Toolbox para MATLAB®. Los resultados obtenidos por este paquete son importantes, ya que este paquete está basado en el Spacecraft Control Toolbox, el cual ha sido empleado para el control de actitud de satélites como el Cakrawarta-1 así como el software de vuelo para el Telstar 4 (Systems, 2014).

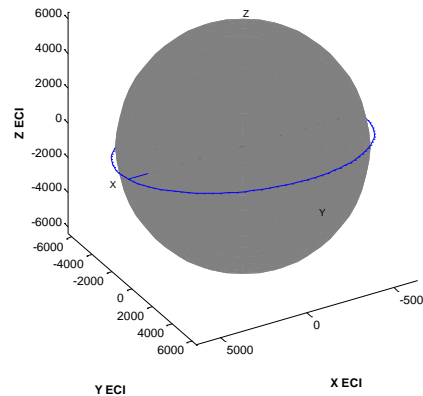
La simulación realizada para el modelado de las perturbaciones a las que estará expuesto el CubeSat se realizó en base a una órbita terrestre baja, la cual comprende una altura sobre la superficie terrestre entre 300 y 800 Km aproximadamente, por lo que se empleó como parámetro de simulación una órbita con semieje de 6700 Km, una altitud de 322 Km que corresponde con los datos de la órbita de la Estación Espacial Internacional. Como parámetros de simulación adicionales se seleccionó una velocidad angular inicial correspondiente con los parámetros de separación establecidos en el manual de Falcon 9, una inclinación igual al de la Estación Espacial Internacional así como un momento dipolo residual. Los parámetros empleados en la simulación se presentan en el Cuadro 32.

Cuadro 32. Parámetros de simulación de perturbaciones

Parámetro	Valor
Dimensión	1U
Masa (Kg)	1.33
Semi-eje (Km)	6700
Altitud (Km)	322
Inclinación de órbita (°)	18
Velocidad angular inicial (°/s)	30
Tiempo de simulación (h)	24

En la Figura 32 se observa la trayectoria que sigue el CubeSat a lo largo de la simulación. A partir de esta figura se puede observar que la trayectoria sigue el comportamiento esperado ya que nunca pasa sobre los polos de la Tierra.

Figura 32 Órbita terrestre baja utilizada en simulación.



Las perturbaciones que se consideraron para el análisis fueron debido al arrastre atmosférico, por campo magnético, por gradiente de gravedad y por radiación. Las perturbaciones causadas por el arrastre atmosférico se deben a la interacción entre la atmósfera terrestre y las caras del satélite, mientras que las perturbaciones por gradiente de gravedad se deben al desequilibrio de la masa del satélite. Por otra parte, las perturbaciones por dipolo residual se deben a la interacción entre el campo magnético de la tierra y los lazos de corriente generados por el CubeSat y las perturbaciones por radiación involucran la presión solar la cual se debe a los fotones, provenientes del flujo solar, que colisionan con el satélite (Paluszek, Razin, Pajer, Mueller, & Thomas, *Spacecraft Attitude and Orbit Control. Volume 1: A System Approach*, 2012).

Mediante el análisis de las simulaciones realizadas se puede observar en la Figura 35 que los torques generados por el gradiente de gravedad son despreciables. Esto se debe a las dimensiones simétricas del CubeSat y que la masa dentro del CubeSat se encuentra distribuida de manera uniforme. Además de las perturbaciones por gradiente de gravedad, también se consideran despreciables las perturbaciones por radiación (Figura 36) ya que son 3 órdenes de magnitud menor que otras perturbaciones.

Como se puede observar en la Figura 34, los torques causados por el campo magnético son los más significativos dentro de las distintas fuentes de perturbación que se presentan en el ambiente. Otra característica que se puede observar de esta fuente de perturbación es que es consistente en el tiempo, sin embargo no es cíclica ya que estas perturbaciones no se acumulan en el transcurso del tiempo.

Figura 33 Perturbaciones por arrastre atmosférico.

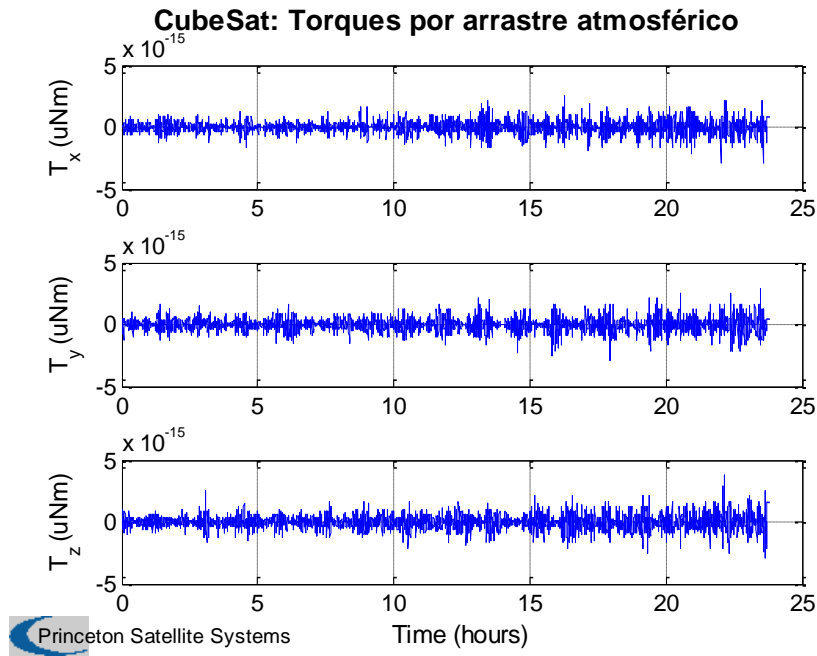


Figura 34 Perturbaciones por momento dipolo residual.

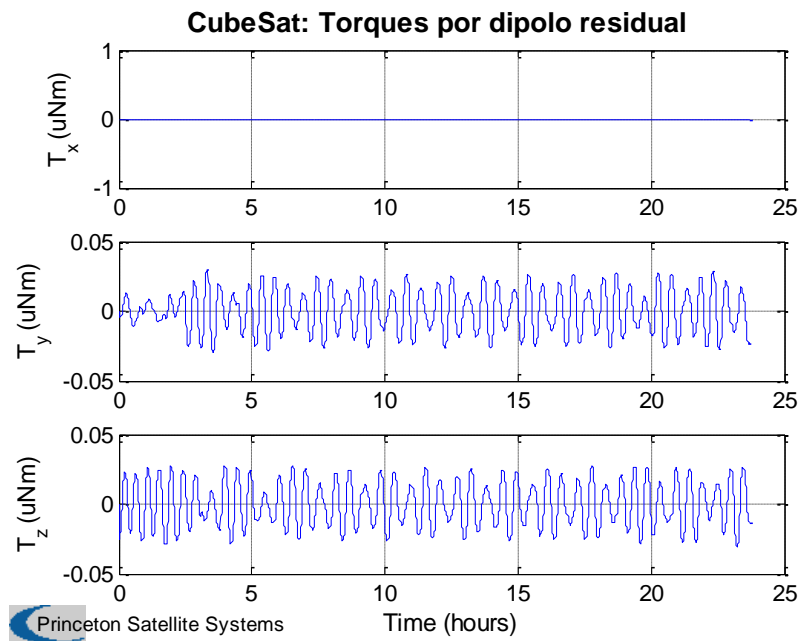


Figura 35 Perturbaciones por gradiente de gravedad.

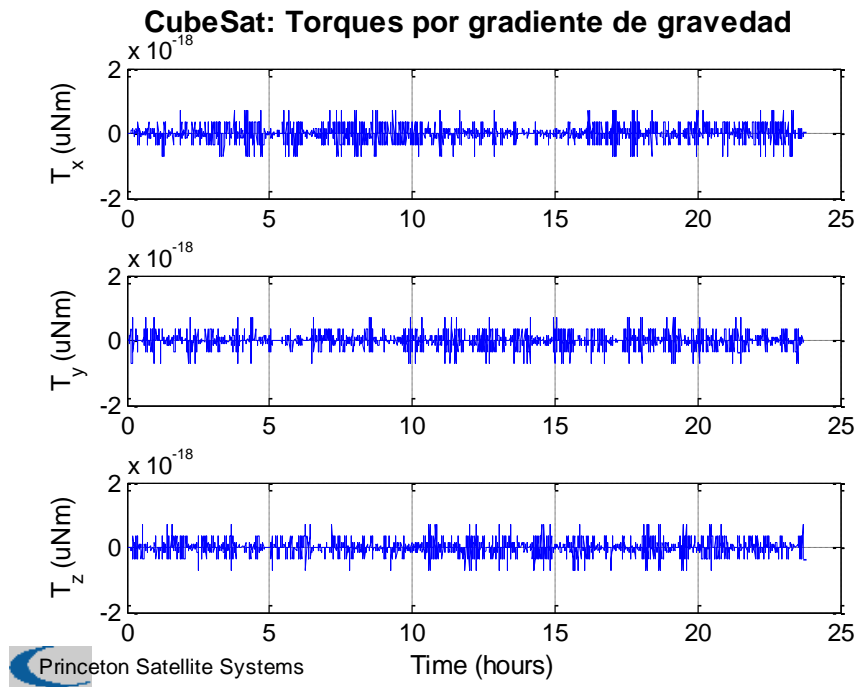


Figura 36 Perturbaciones por radiación.

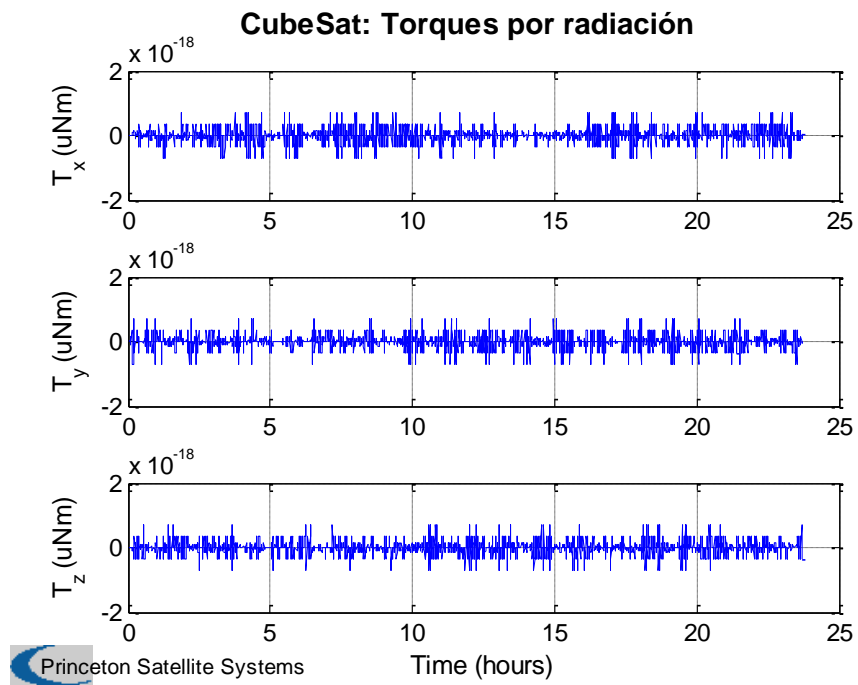
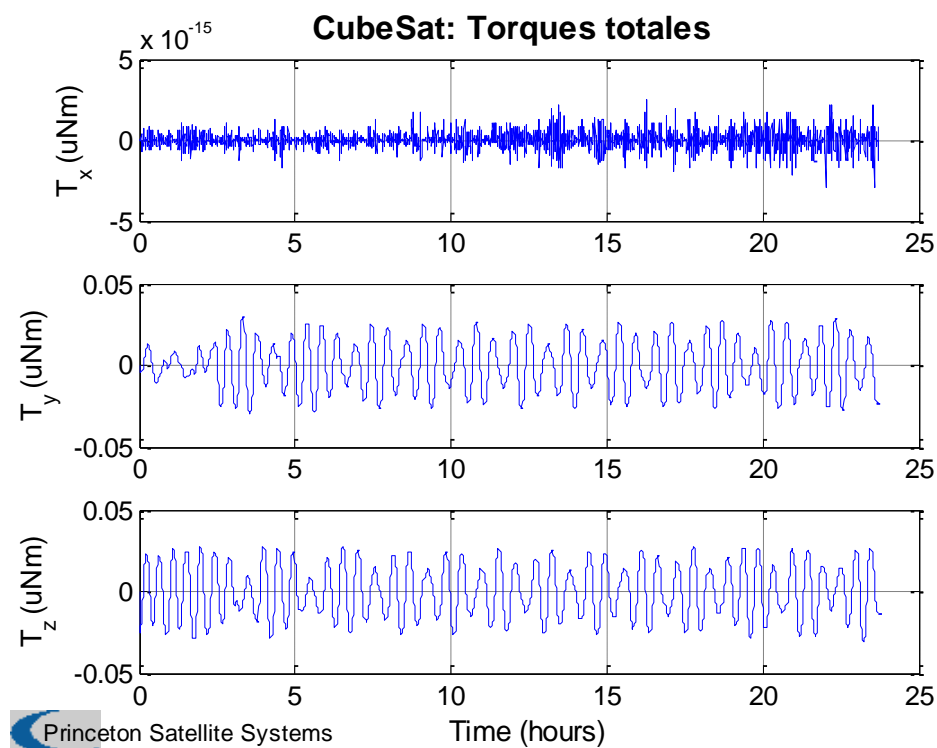


Figura 37 Perturbaciones totales en órbita terrestre baja.



En la Figura 37 se presenta el resultado de la sumatoria de las distintas perturbaciones a las que se ve sometido el CubeSat cuando este orbita en una órbita LEO. A partir del análisis de estas condiciones se encuentra que el torque máximo en el eje de roll (eje x) es de $3.38 \times 10^{-15} \mu Nm$, el torque máximo en el eje de pitch (eje y) es de $0.030 \mu Nm$ y el torque máximo en el eje de yaw (eje z) es de $0.032 \mu Nm$.

Comparando las magnitudes de las perturbaciones obtenidas con los datos obtenidos en la fase previa, para una órbita polar, se puede observar que para una órbita terrestre baja el momento que debe ser rechazado es un orden de magnitud menor, por lo que se procede a redimensionar los volantes de inercia y la validación de la selección de actuadores necesarios para controlar la actitud en los tres ejes de rotación. La necesidad de cambiar las dimensiones del volante de inercia es por la reducción de masa y volumen del subsistema de determinación y control de actitud.

Cuadro 33. Datos de simulación para órbita polar y órbita LEO

Parámetro	Órbita polar	Órbita terrestre baja
Momento rechazado (Nm)	2.50E-06	3.20E-07
Momento Almacenado (Nm s)	2.41E-03	1.74E-03
Momento Dipolo (Am ²)	7.03E-02	6.9E-03

Dado que para esta fase del diseño de un CubeSat 1U se tiene un payload definido, el modo de operación on-station debe cumplir con la necesidad de estabilización que el payload requiera. Debido a que se seleccionó un payload para el monitoreo de la coloración de agua se requiere del uso de una cámara apuntando a la Tierra y por lo tanto se necesita la estabilización en los tres ejes de rotación del CubeSat. Para cumplir con el requerimiento del control de la actitud en tres ejes se determina que las perturbaciones que deberá rechazar el sistema en cada eje están dadas por el momento rechazado para una órbita LEO mostrado en el Cuadro 33.

1. Selección de actuadores. Como parte de las decisiones de diseño se decidió no cambiar el tipo de control, control por intercambiadores de momento, por lo que el actuador principal del sistema de control consiste en un motor DC tipo brushless. Debido a las restricciones de masa y espacio se analizaron tres opciones de micro-motores brushless. Para tomar la decisión de que motor se debe utilizar para impulsarlas ruedas de reacción se analizaron factores como la masa, volumen, velocidad, torque, inercia del rotor y el precio por unidad. Estas características se presentan en el Cuadro 34.

Cuadro 34. Características de motores Brushless

Variable	FAULHABER 1509 006B	FAULHABER 1525 012 BRC	PORTESCAP B0508
Masa (g)	6.90	16.00	32.80
Volumen (mm ³)	2240	4500	5000
Consumo de Potencia (W)	0.60	3.70	4.20
Velocidad máxima (rpm)	16000	7000	10000
Torque (mN m)	0.60	1.80	5.80
Inercia (g cm ²)	0.69	2.20	0.20
Precio (US \$)	88	100	112

Tomando en cuenta las características a analizar se asignaron factores de pesos a cada una de las variables de modo que se desarrollara una matriz de decisión relacionando el peso de cada variable con el valor normalizado de las mismas. A las variables que se les colocó un mayor peso son a aquellas que no pueden ser compensadas por otro subsistema tales como la inercia del rotor y el torque máximo, sin embargo fueron contempladas las variables de masa y peso ya que se debía cumplir con los requerimientos definidos para el sistema ADCS. Al contemplar las variables de masa y peso se garantiza que se los distintos subsistemas que componen al CubeSat se lograrán acoplar según las restricciones impuestas por CalPoly en el CDS.

Cuadro 35. Matriz de decisión para selección de actuador principal

Variable	Factor de peso (0-4)	Variable normalizada		Matriz de decisión					
		1	10	FAULHABER 1509 006B		FAULHABER 1525 012 BRC		PORTESCAP B0508	
				Normaliza	Total	Normaliza	Total	Normaliza	Total
Masa (g)	2	32.8	6.90	10	20	7	14	1	2
Volumen (mm ³)	1	500	2240	10	10	3	3	1	1
Potencia (W)	3	4.20	0.60	10	30	2	6	1	3
Velocidad max. (rpm)	2	700	1600	10	20	1	2	5	10
Torque (mN m)	4	0.60	5.80	1	4	3	12	10	40
Inercia (g cm ²)	4	0.20	2.20	3	12	10	40	1	4
					96		77		60

A partir de la matriz de decisión mostrada en el *Cuadro 35* se observa que la mejor selección es el motor FAULHABER 1509 006B. A pesar de que la opción seleccionada no presenta los valores más altos en las variables con mayor peso sí cumple con los valores mínimos requeridos para cumplir con los requerimientos del subsistema.

Para los sistemas de control de actitud por intercambiadores de momento se tiene un límite de momento que puede ser almacenado en el volante de inercia. Cuando se alcanza el límite de momento que puede ser almacenado en el volante de inercia la rueda de reacción alcanza un estado de saturación. Para eliminar el estado de saturación de las ruedas de reacción se emplea un actuador secundario. Para realizar la acción de des-saturación para este tipo de sistema de control se utiliza un Magnetorquer.

El magnetorquer a utilizar de cumplir con tener un momento dipolo mayor a 6.9 mAm², para que de esta manera tenga la capacidad de rechazar las perturbaciones para una órbita LEO. Adicionalmente, se consideran variables como el consumo de potencia, masa, momento residual así como el diámetro que ocupa el actuador. Las opciones analizadas se reducen a los principales proveedores de magnetorquer's utilizado por otros CubeSat's. En el *Cuadro 36* se presentan las características de las opciones analizadas para la selección del actuador más apropiado para el proceso de des-saturación.

Cuadro 36. Características de Magnetorquer analizados

Variable	ZARM MT0.1-1	ZARM MT0.2-1	SSBV CubeSat Magnetorquer rod
Momento dipolo (Am ²)	0.1	0.2	0.2
Consumo de potencia (mW)	295	140	200
Masa (g)	3	9	30
Diámetro (mm)	3.5	6	9.0
Momento residual (Am ²)	0.005	0.010	0.001
Precio (US \$)	500	500	610

Tomando en cuenta las características a analizar se asignaron factores de pesos a cada una de las variables de modo que se desarrollara una matriz de decisión relacionando el peso de cada variable con el valor normalizado de las mismas. Debido a que este es un actuador secundario se le dio una mayor importancia a la potencia consumida, ya que es el parámetro que varía más dentro de las opciones analizadas.

Cuadro 37. Matriz de decisión para selección de actuador secundario

Factor de peso		Variable normalizada		Matriz de decisión					
Variable	Peso (0-4)	1	10	ZARM MT0.1-1		ZARM MT0.2-1		SSBV CubeSat Magnetorquer	
				Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
Momento dipolo (Am ²)	1	0.1	0.2	1	1	10	10	10	10
Potencia (mW)	4	295	140	1	4	10	40	7	28
Masa (g)	3	30	3	10	30	9	27	1	3
Diámetro (mm)	2	9.0	3.5	10	20	6	12	1	2
Momento residual (Am ²)	1	0.010	0.001	7	7	1	1	10	10
				62		90		53	

El actuador secundario seleccionado después del análisis con la matriz de decisión es el Magnetorquer ZARM MT0.2-1. Este actuador no solo proporciona el mayor momento dipolo sino que también está optimizado para reducir el consumo de potencia así como la masa.

2. Diseño de las ruedas de reacción. Para el diseño de las ruedas de reacción se partió de las características del motor seleccionado así como del momento a rechazar encontrado a partir de las simulaciones de las condiciones en la órbita LEO mostradas en el Cuadro 33. Para iniciar el diseño se partió la ecuación que relaciona el torque con el momento angular generado por el sistema.

$$T = \frac{dh}{dt} = I * \frac{d\omega}{dt} \quad (\text{Dingle \& Tooley, 2006})$$

Mediante los resultados mostrados en el Cuadro 33 se puede observar que el torque máximo que experimenta el CubeSat en una órbita LEO es de 0.32 $\mu\text{N m}$. A partir de los datos que provee el fabricante en su hoja de datos se conoce que la aceleración angular del motor es igual a $13 \times 10^3 \text{ rad/s}^2$. A partir de este valor, el momento que debe rechazar se emplea la ecuación anterior para el cálculo del momento de inercia mínimo que debe tener el volante de inercia para rechazar las perturbaciones. La inercia mínima que debe tener la rueda de inercia es de $2.46 \times 10^{-10} \text{ Kg} * \text{m}^2$. Para el cálculo de este valor se utilizó un factor de seguridad de 10 de modo que se garantice que el sistema sea capaz de rechazar las perturbaciones en la órbita LEO.

La geometría para el volante de la rueda de reacción se seleccionó un disco vaciado de manera que se obtuviera el momento de inercia mínimo, pero con la menor masa posible. Para dimensionar la rueda de inercia se debe calcular la inercia total, de modo que esta sea mayor a la inercia mínima requerida para contrarrestar las perturbaciones a las que estará sometido el CubeSat. Para este cálculo de la inercia total se utiliza la siguiente ecuación:

$$I = \frac{\rho\pi}{2} [H_r(R_w^4 - R_d^4 + R_i^4) + H_i(R_d^4 - R_i^4)]$$

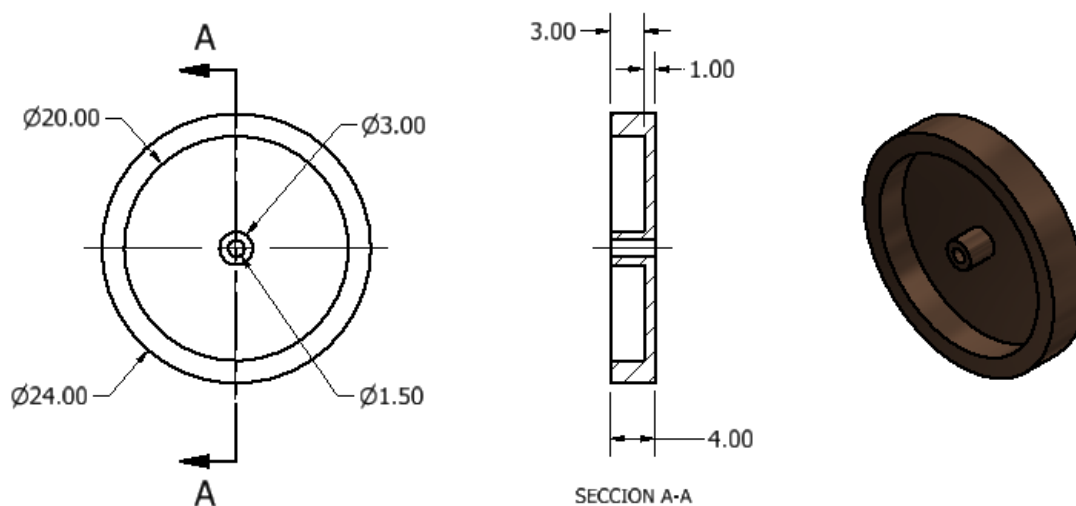
Mediante un proceso iterativo se modificaron los parámetros que describen la geometría del volante de inercia de modo que se obtuviera la menor masa posible. Para los el volante de inercia se seleccionó como material el bronce, ya que provee una inercia superior al Aluminio utilizado 7076 utilizado para la construcción de la estructura, sin embargo posee una densidad menor que los aceros de bajo contenido de carbono. En el Cuadro 38 se presentan los parámetros que describen la geometría del volante de inercia así como características tales como torques rechazados, momento almacenado así como el tiempo en que alcanza el punto de saturación.

Cuadro 38. Parámetros de volante de inercia

Propiedad	Nombre	Valor	Dimensionales
Torque máximo	T	3.20E-07	Nm
Radio interno	Ri	1.50E-03	m
Radio externo	Rw	1.20E-02	
Radio del disco	Rd	8.50E-03	
Altura interior	Hi	1.00E-03	
Altura del disco	Hr	4.00E-03	
Densidad del bronce	ρ	8.86E+03	Kg/m ³
Momento de inercia	I	9.36E-07	Kgm ²
Momento almacenado	hw	1.74E-03	Nms
Tiempo de saturación	tsat	5437.5	s
Volumen total	V	1.138042	cm ³
Masa total	M	10	g

En la Figura 38 se presenta el plano e isométrico para el volante de inercia diseñado que será acoplado al motor para conformar el sistema de la rueda de reacción.

Figura 38 Plano de volante de inercia.



3. Selección de sensores. Debido al modo de operación seleccionado, se requiere de un sensor de modo que se pueda orientar la actitud del satélite para garantizar que dos caras del CubeSat con paneles solares estén bajo la incidencia de rayos solares. Para obtener la orientación en este modo de operación se procedió a la selección de un tipo de sensor para obtener la orientación del sol respecto al marco local ubicado en el CubeSat. En este caso se seleccionó el uso de un sensor óptico debido a su baja masa y volumen. En el Cuadro 39 se presentan las características de los sensores ópticos que se procedieron a analizar.

Cuadro 39. Características de sensores ópticos

Variable	Texas Instruments OPT101	TAOS TSL327	TAOS TSL230RD
Área superficial (mm ²)	5.20	0.92	0.92
Field of vision (deg)	80	90	90
Rango de temperatura(°C)	70	125	95
Responsividad de irradiación (KHz)	1.50	2.30	0.79
Lente integrador	No	Si	No
Precio (US \$)	3.12	3.10	4.10

A partir de la matriz de decisión se asignaron pesos a cada una de las variables de modo que se seleccionara la mejor opción para el sensor óptico. En el Cuadro 40 se presenta la matriz de decisión para la selección del sensor óptico. Como se puede observar en dicho cuadro, el área superficial así como el field of vision tienen el mayor peso ya que estos parámetros aseguran una mayor área de operación del sensor.

Cuadro 40. Matriz de decisión para selección de sensor óptico

Factor de peso		Variable normalizada		Matriz de decisión					
Variable	Peso (0-4)	1	10	Texas Instruments OPT101		TAOS TSL327		TAOS TSL230RD	
				Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
Área superficial (mm ²)	4	0.90	5.20	10	40	1	4	1	4
Field of vision (deg)	4	60	90	7	28	10	40	10	40
Rango de temperatura(°C)	1	70	125	1	1	10	10	5	5
Responsividad de irradiación (KHz)	3	0.45	2.30	7	21	10	30	3	9
Lente integrador	2	No	Si	1	2	10	20	10	20
				92		104		78	

A través de la matriz de decisión se demuestra que la mejor opción es el sensor óptico TAOS TSL327. Este sensor será el encargado de proveer las mediciones de la intensidad lumínica en las caras del CubeSat para que posteriormente estas mediciones sean la entrada de un algoritmo para estimar la orientación del CubeSat que coloque los paneles solares a un ángulo de 45°.

Para determinar la actitud del CubeSat se requiere de una serie de transformaciones sobre un marco de referencia inercial (MRI). Estas transformaciones se pueden describir a través de los ángulos de Euler. Para dar continuidad al desarrollo de la fase previa se empleará una IMU de modo que se obtengan los ángulos respecto a un marco de referencia en el cuerpo (MRC) sobre el plano orbital.

Para la medición de la rotación del marco de referencia del cuerpo se emplea una unidad de medición inercial. A partir de la IMU es posible obtener la posición, velocidad y aceleración del cuerpo, por lo tanto es posible obtener el marco local del satélite. En el Cuadro 41 se presentan las características de las unidades de medición inercial que analizaron para seleccionar la mejor opción.

Cuadro 41. Características de unidades de medición inercial

Variante	Pololu MinIMU-9	Adafruit 9-DOF IMU	Sparkfun SEN-12636	CHR UM7
Filtro de Kalman extendido	No	No	No	Si
Área superficial (mm ²)	258	874	435	702
Densidad de ruido de giroscopio (dps/ \sqrt{Hz})	0.030	0.011	0.011	0.005
Sensibilidad de giroscopio a cambios de temperatura (%)	2.00	2.00	2.00	0.04
Encapsulado	No	No	No	Si
Frecuencia de muestreo (Hz)	760	757	757	500
Precio (US \$)	20	20	50	150

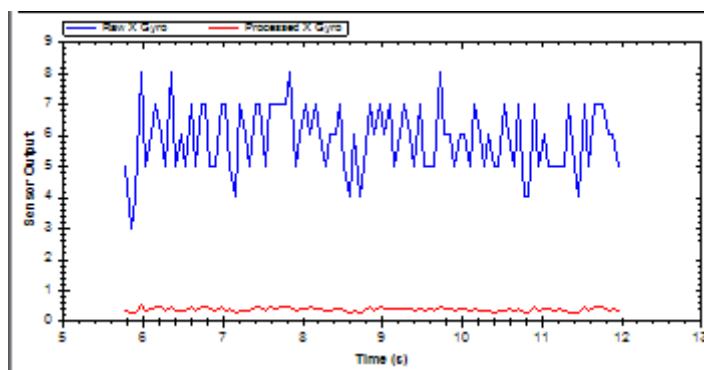
En el Cuadro 42 se presenta la matriz de decisión para la selección de la unidad de medición inercial para la estimación de la actitud de un marco de referencia en el cuerpo. Como se puede observar en dicha matriz de decisión se asignó con mayor peso a los parámetros de filtro de Kalman, densidad de ruido de giroscopio así como la frecuencia de muestreo. A pesar de que solo una IMU contiene filtro de Kalman es importante la presencia de este en la IMU ya que este filtro permite la estimación del ángulo actual y por lo tanto reduce el

ruido en las mediciones. En la Figura 39 se observa el comportamiento de una medición procesada por filtro de Kalman extendido contra la medición sin procesar.

Cuadro 42. Matriz de decisión para selección de IMU

Factor de peso		Variable normalizada		Matriz de decisión							
Variable	Peso (0-4)	1	10	Polopu MinIMU-9		Adafruit 9-DOF IMU		Sparkfun SEN-12636		CHR UM7	
				Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
Filtro de Kalman extendido	4	No	Si	1	4	1	4	1	4	10	40
Área superficial (mm ²)	2	875	250	10	20	1	2	4	8	8	16
Densidad de ruido de giroscopio (dps/ $\sqrt{\text{Hz}}$)	4	0.030	0.005	1	4	9	36	9	36	10	40
Sensibilidad de giroscopio a cambios de temperatura (%)	1			4	4	4	4	4	4	10	10
Encapsulado	2	No	Si	1	2	1	2	1	2	10	20
Frecuencia de muestreo (Hz)	3	500	760	6	18	6	18	6	18	1	3
					52		66		72		129

Figura 39 Señal original y señal procesada por un filtro de Kalman extendido.

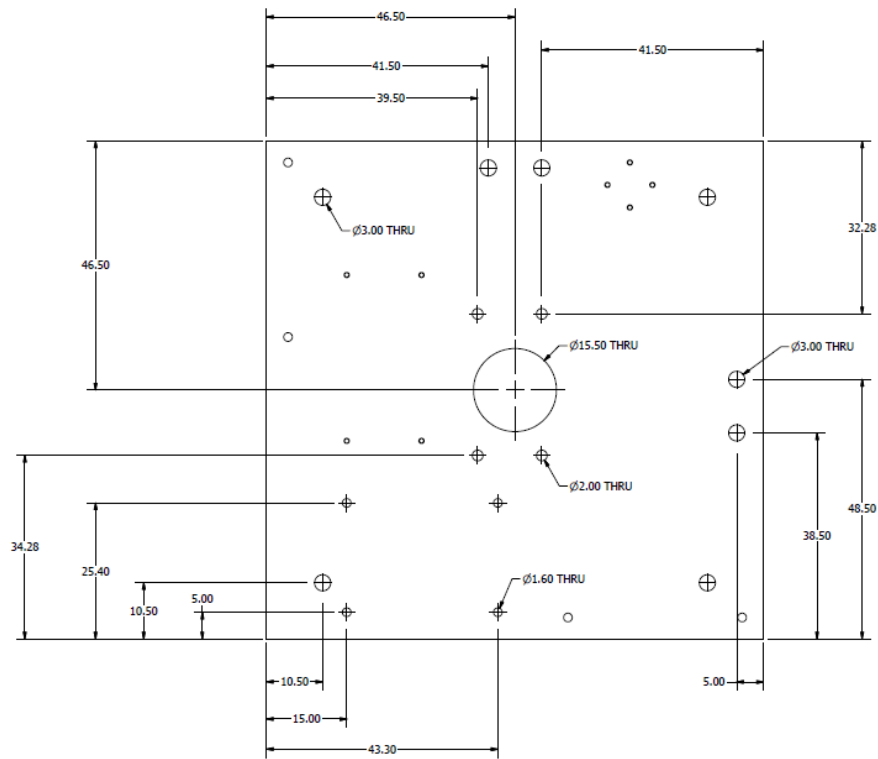


A partir de la matriz de decisión mostrada en el Cuadro 42 se seleccionó la IMU CHR UM7 como sensor para la medición de la actitud respecto a un marco de referencia del cuerpo.

4. Diseño de sistema de sujeción. Dentro del CubeSat se tiene designado un área y volumen específico para cada uno de los módulos. Para el módulo ADCS se tiene un área de 94.0x94.0 mm y una altura de 27.0mm. Todos los componentes que conforman el diseño del sistema ADCS serán montados sobre una placa donde estará el circuito impreso para la interconexión de los mismos.

Para la sujeción de la placa principal que conforma el módulo ADCS se dispone de cuatro agujeros que coinciden con la ubicación de las varillas roscadas utilizadas dentro del módulo de estructura para la unión de la placa inferior y superior. En la Figura 40 se muestra la geometría y dimensiones para los agujeros que son utilizados para la sujeción de los componentes dentro de la placa principal del módulo ADCS.

Figura 40 Plano para placa principal del módulo.



Para fijar los motores sobre la placa principal se diseñaron dos tipos de estructuras. Un tipo de estructura se emplea para la sujeción de los motores de los ejes “x” y “y” y otro tipo para la sujeción del motor correspondiente al eje “z”. El material seleccionado para manufacturar las estructuras es el aluminio 7075. La razón de la selección del material es que este es uno de los materiales que establece CalPoly en el CDS para la manufactura de la estructura del CubeSat (Lee, CubeSat Design Specification, 2014). En la Figura 41 y Figura 42 se muestran los modelos CAD de las estructuras para la sujeción de los motores.

Figura 41 Modelo CAD de estructura para motores en ejes x, y.

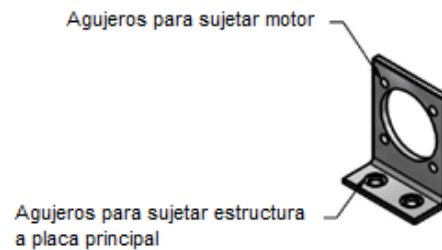
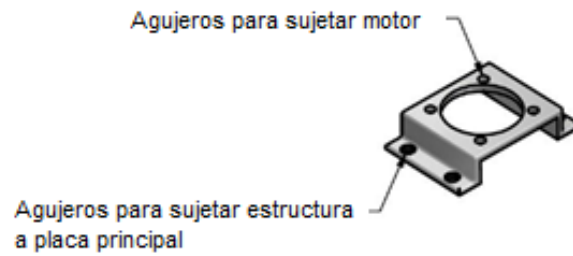


Figura 42 Modelo CAD para motor en eje z.



Debido a las dimensiones y a las propiedades del Aluminio 7075, las estructuras fueron manufacturadas a partir de láminas de Aluminio las cuales fueron dobladas y taladradas. En la Figura 43 y Figura 44 se presenta la geometría y dimensiones de las estructuras manufacturadas.

Figura 43 Dimensiones de estructura para motores en eje x, y.

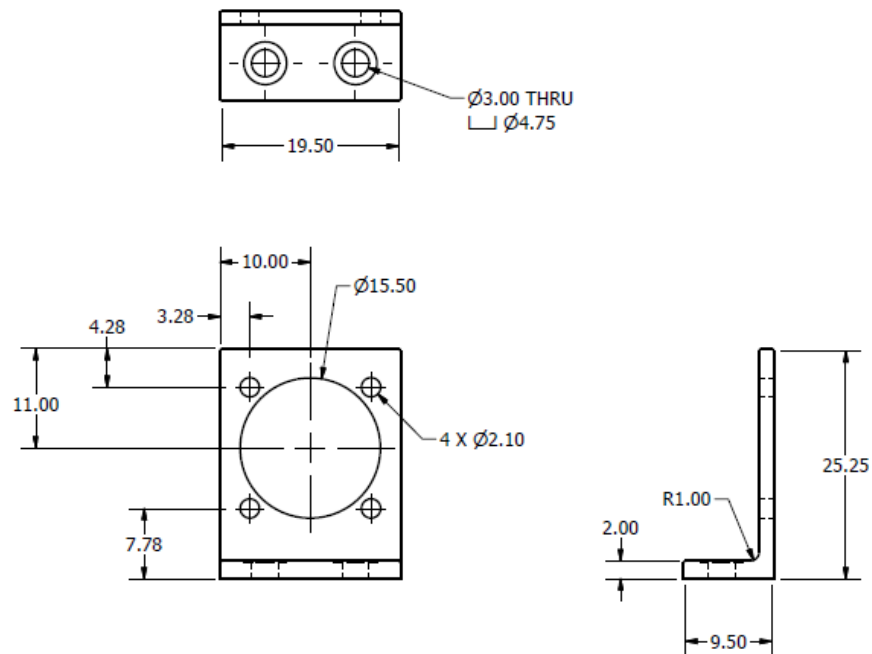
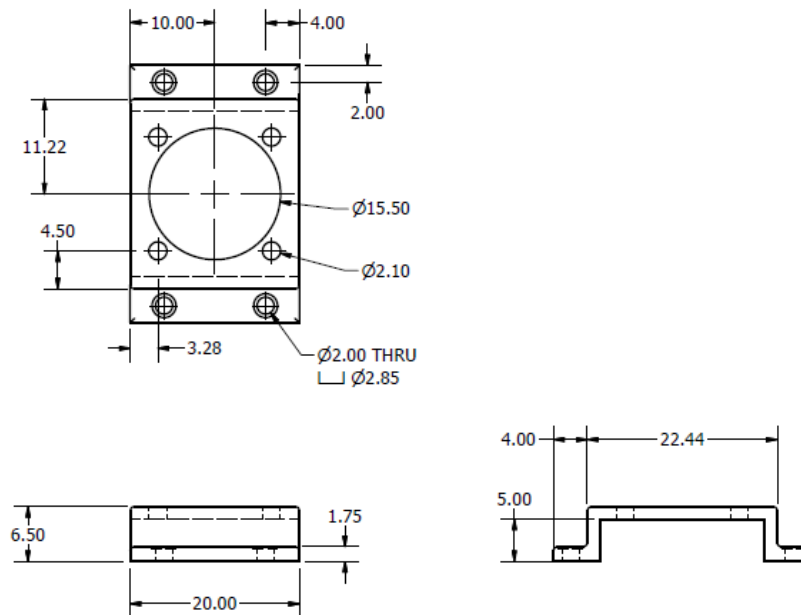
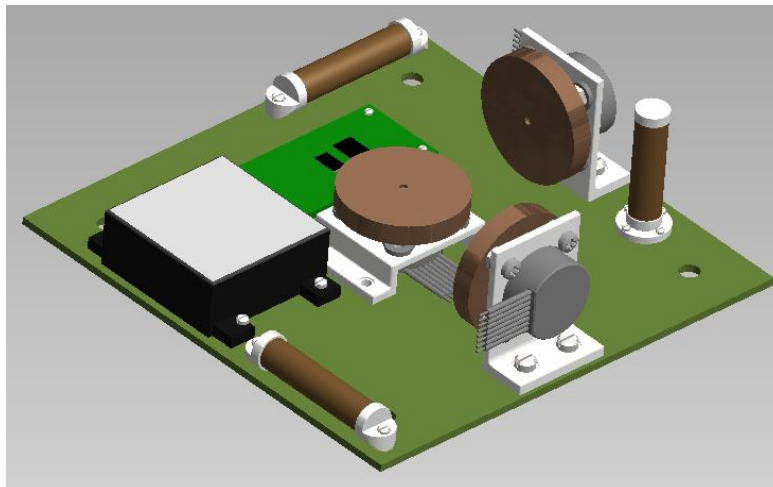


Figura 44 Dimensiones de estructura ara motor en eje z.



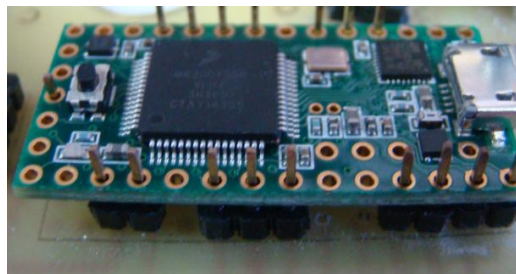
Para la sujeción de los actuadores y sensores sobre la placa principal del módulo ADCS se utilizaron tornillos y tuercas de acero inoxidable siguiendo la norma DIN 920. En la Figura 45 se muestra el modelo CAD donde se muestra la distribución de los componentes sobre la placa principal.

Figura 45 Modelo CAD del módulo ADCS.



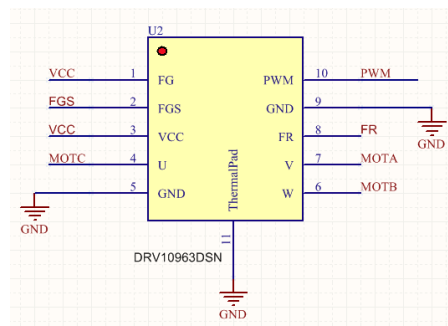
5. Diseño de circuito electrónico. El módulo de determinación y control de actitud cuenta con un microcontrolador en el cual se programó el sistema de control. El microcontrolador contiene como entrada un puerto de comunicación serial para la obtención de datos de la IMU así como 4 puertos de entrada digitales para la estimación de la orientación del vector de luz. Como salidas contiene 6 puertos digitales donde se modula el ancho de pulso y dirección de giro del motor. A partir de las entradas y salidas necesarias así como de las restricciones de masa y volumen que se tienen para el módulo ADCS se seleccionó el microcontrolador Teensy 3.1. La razón principal de la selección de este microcontrolador es para dar continuidad a la fase previa además de que posee las entradas y salidas requeridas.

Figura 46 Microcontrolador Teensy 3.1.



Para el control de los motores brushless se utilizó el circuito integrado DRV10963DSN. Este circuito integrado tiene la funcionalidad de recibir como entrada una señal con modulación de ancho de pulso y producir una señal trifásica que es utilizada para el control de los motores. En la Figura 47 se muestran las interconexiones del driver DVR10963.

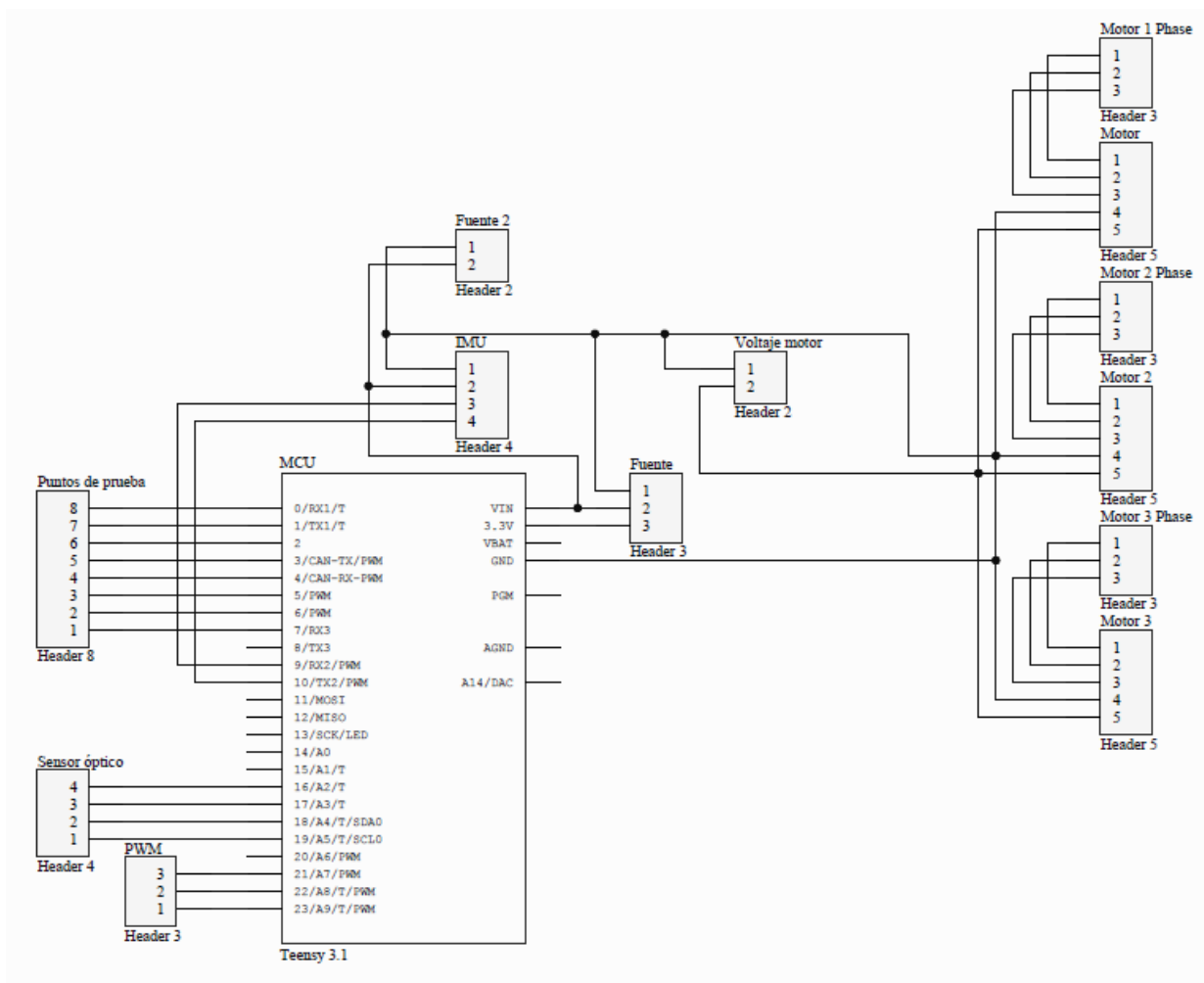
Figura 47 Esquemático de driver de motor brushless.



En el driver del motor se tiene un pin FGS permite seleccionar diferentes velocidades para el motor dependiendo de la aplicación, para este diseño se coloca a 5V debido a que se desea una operación normal. En el pin FR se selecciona la dirección de rotación del motor, este pin se conectó a una de las salidas designadas en el microcontrolador. Adicionalmente el pin PWM se conecta una de las señales moduladas producidas por el microcontrolador. Por último, los pines 4, 6 y 7 mostrados en la Figura 47 se interconectan con las fases de

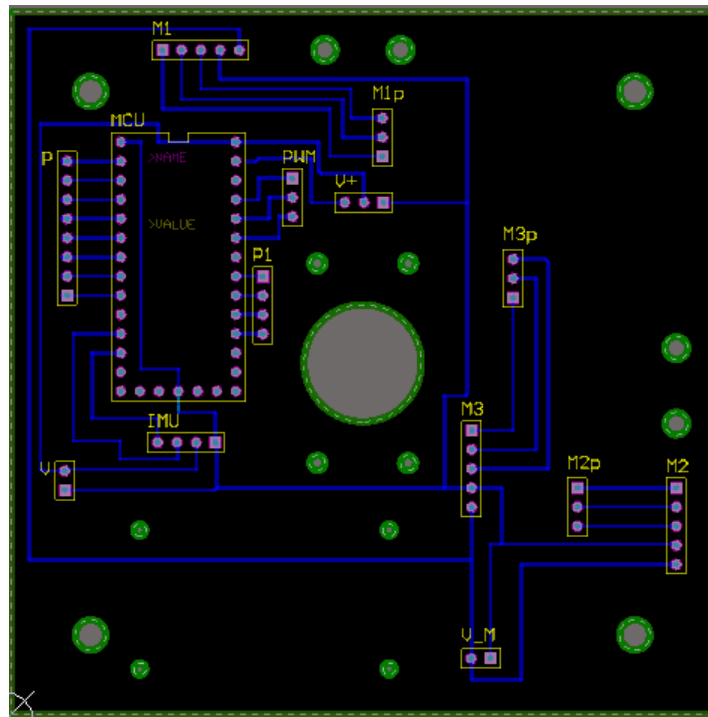
los motores. En la Figura 48 se muestra el diagrama esquemático para el circuito impreso de la placa principal del módulo ADCS.

Figura 48 Diagrama esquemático del circuito impreso.



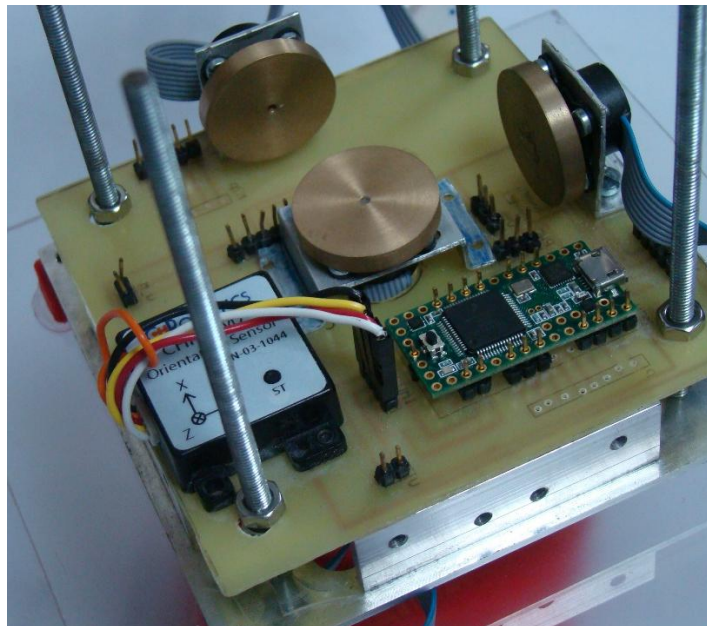
A partir del diagrama esquemático se realizó el diseño del circuito impreso para la placa principal del sistema ADCS. El diseño realizado consistió en una placa de un solo lado, adicionalmente se consideraron los agujeros de los tornillos para la sujeción de los sensores y las estructuras de los motores. El diseño de la placa de circuito impreso diseñado se muestra en la Figura 49.

Figura 49 Diseño de circuito impreso.



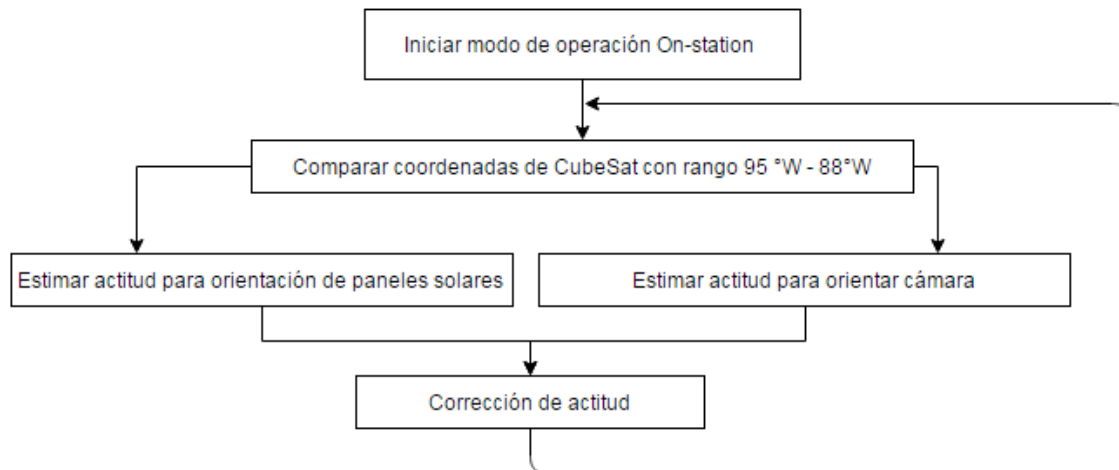
El diseño del circuito impreso se maquinó sobre una placa de un solo lado y se montaron cada uno de los componentes del módulo ADCS. En la Figura 50 se presenta el montaje de los componentes sobre el circuito impreso.

Figura 50 Montaje de los componentes sobre circuito impreso.



6. Diseño de modo de operación. Para proceder con el diseño del sistema de determinación y control de actitud para el modo de operación On-Station se realizó un diagrama donde se presentan las acciones que debe desarrollar el CubeSat en cada una de las etapas de operación dentro de este modo de operación.

Figura 51 Concepto de operación para modo on-station.



Para determinar la coordenada en la cual se debe iniciar la corrección de actitud para orientar la cámara se procedió a analizar los resultados obtenidos en la fase previa para el diseño de un CubeSat 1U. En la fase previa se logró un tiempo de asentamiento de aproximadamente 35 s. para la estabilización del eje “z” (Rivas, Flores, Molina, & Donis, 2014). Empleando el tiempo de asentamiento y los parámetros de velocidad del CubeSat en una órbita LEO se encontró que se requiere iniciar la corrección de la actitud en la longitud 95°W . Por otra parte, dado que se tomará una foto sobre Guatemala, el sistema puede cambiar su operación cuando este alcance la longitud 88°W . A partir de este rango de coordenadas se realizó una aproximación inicial de las coordenadas de activación y desactivación del control de la actitud del CubeSat sobre los tres ejes.

Para cumplir con el requerimiento que establece que dos caras, con paneles solares, del CubeSat deben recibir la luz solar se requiere corregir la actitud del satélite de modo que los rayos solares tengan un ángulo de incidencia de 45° sobre los paneles solares. Para lograr este objetivo se implementó un algoritmo que a partir de la lectura de los sensores ópticos se identificara la ubicación del vector de luz respecto a un marco de referencia ubicado sobre una de las caras del CubeSat. Utilizando la estimación de la orientación del vector de luz se obtiene la actitud que se configura como valor de referencia para el sistema de control de actitud.

El algoritmo para la determinación de la actitud del vector solar fue implementado a partir del algoritmo para navegación y alineación de Nadir para el Sol publicado en (Paluszek, Razin, Pajer, Mueller, & Thomas, Spacecraft Attitude and Orbit Control. Volume 3: Special topics, 2012). Este algoritmo se encuentra diseñado

para señales analógicas, sin embargo se adaptó para funcionar en base a entradas digitales donde varía la frecuencia de la señal.

Como primer paso del algoritmo se transforma una diferencia entre las mediciones de los sensores ópticos alrededor de un eje y se obtiene un ángulo que se utiliza en conjunto con una transformación respecto al marco ubicado en el cuerpo (CubeSat). El sensor provee un valor en frecuencia el cual se lee a través de un timer del microcontrolador. A partir de la frecuencia medida se calcula el ángulo sobre el eje “x” del sensor mediante la siguiente ecuación.

$$\theta = \sin^{-1} \left(\frac{\Delta m}{\sqrt{2}} \right)$$

En la ecuación anterior la diferencia Δm describe la diferencia entre los valores obtenidos con el sensor en el eje “x+” y “x-” de la cara que se está analizando. Utilizando como base el ángulo calculado se emplea la matriz anti-simétrica y una matriz de rotación para obtener el vector de sol.

$$u = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\theta_y \\ 0 & 1 & \theta_x \\ \theta_y & -\theta_x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} s_x \\ s_y \\ s_z \end{bmatrix}$$

Adicionalmente a la orientación de los paneles solares, la estimación basada en la ecuación anterior permite la prevención de la incidencia directa del vector de sol sobre el sensor óptico utilizado en la carga útil.

Para el diseño del sistema de control se parte del principio que los ejes principales del sistema corresponden con los ejes de rotación del sistema. Para modelar el sistema de control se parte de la ecuación que describe el modelo cinemático del satélite.

$$T = T_c + T_d$$

$$T = I \dot{\omega}$$

El modelo cinemático se desacopla para obtener 3 ecuaciones de segundo orden, una para cada eje.

$$T_x = I_{xx} \ddot{\varphi}$$

$$T_y = I_{yy} \ddot{\theta}$$

$$T_z = I_{zz} \ddot{\psi}$$

Para obtener las ecuaciones en términos de las variables que pueden ser medidas por la IMU se propone, en base a las leyes de control para orientar un satélite, un tipo de control PD para cada uno de los ejes.

$$T_{cx} = K_x(\varphi_{ref} - \varphi) + K_{xd}\dot{\varphi}$$

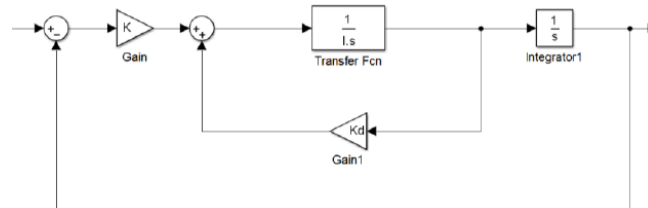
$$T_{cy} = K_y(\theta_{ref} - \theta) + K_{yd}\dot{\theta}$$

$$T_{cz} = K_z(\psi_{ref} - \psi) + K_{zd}\dot{\psi}$$

Conociendo la forma de las ecuaciones que modelan el torque sobre cada eje del satélite, se propone como modelo de planta un integrador doble. Por lo que la función de transferencia que relaciona la actitud y el torque es la siguiente.

$$\frac{\Theta(s)}{T(s)} = \frac{1}{I s^2}$$

Figura 52 Diagrama de bloques para sistema en lazo cerrado de integrador doble.

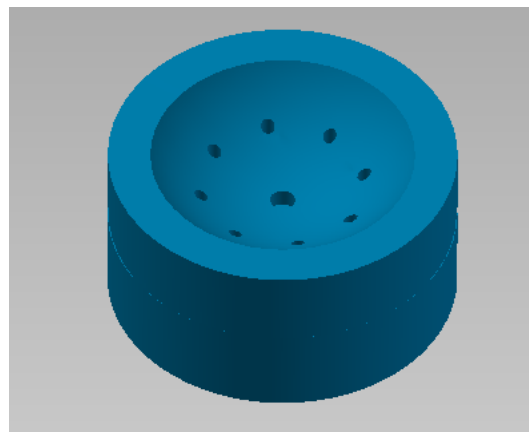


El modelo del integrador doble en lazo cerrado mostrado en la Figura 52 permite encontrar la función de transferencia que relaciona la actitud de entrada, valor de referencia, y la actitud de salida.

$$\frac{\Theta_{out}}{\Theta_{in}} = \frac{\frac{K}{I}}{s^2 - \frac{K_d}{I} + \frac{K}{I}}$$

7. Diseño de sistema de pruebas. El método para desarrollar pruebas del sistema de control de actitud se basa en el uso de un cojinete esférico. Esta plataforma de pruebas permite reducir la fricción debido a la fuerza de sustentación que ejerce el aire comprimido. Para distribuir el aire sobre toda la superficie de la plataforma de pruebas se realizó un diseño con un patrón de ocho agujeros adicionales a la salida central del aire comprimido. El modelo CAD para la plataforma de pruebas se muestra en la Figura 53.

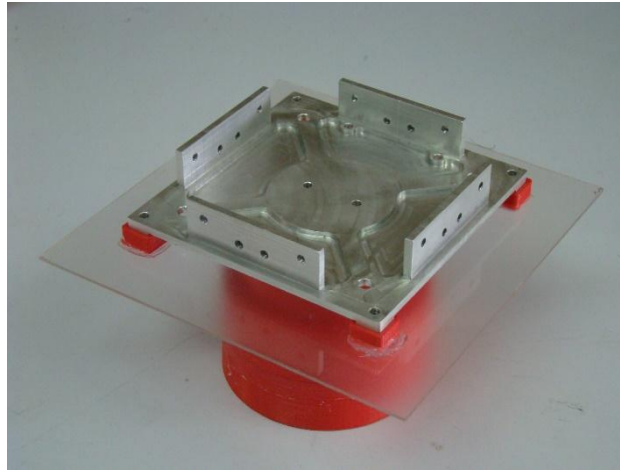
Figura 53 Modelo CAD de la plataforma de pruebas.



Para la fabricación de la plataforma de pruebas se realizó una impresión 3D en plástico PLA. Para esta impresión 3D se emplearon capas de 0.20mm de espesor para que se lograra un mejor acabado superficial.

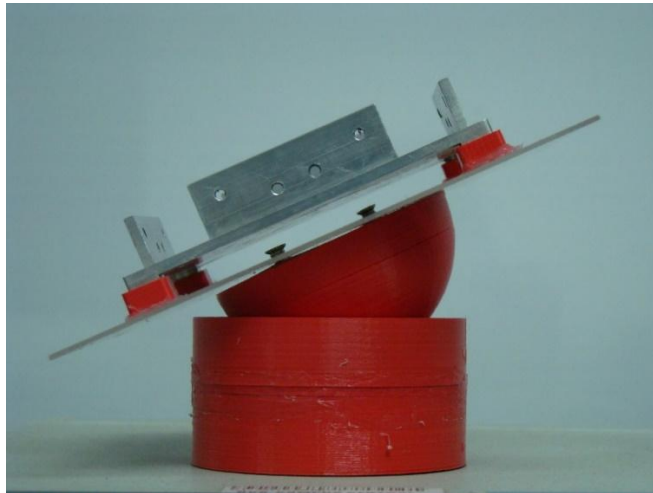
Debido a la geometría de la plataforma de pruebas se realizó una impresión por partes que luego fue sellada para eliminar la posibilidad de fugas de aire. Adicionalmente se utilizó una placa acrílica se elaboró una base sobre la se colocaron bases que soportan los rieles de contacto de la cara inferior de la estructura del CubeSat. En la Figura 54 se muestra el montaje final de la placa inferior de la estructura del CubeSat sobre la plataforma de pruebas.

Figura 54 Plataforma con montaje de placa inferior.



El diseño desarrollado para la plataforma de pruebas provee un rango de 360° para el eje Z y 60° para los ejes X, Y.

Figura 55 Ángulo máximo en eje x, y para la plataforma de pruebas.



H. Subsistema de carga útil

El subsistema de carga útil o “payload” en inglés, es lo que define la función del picosatélite. En otras palabras, el subsistema de carga útil es la razón de ser del picosatélite y todos los demás módulos brindan las condiciones necesarias para que dicho módulo funcione adecuadamente y con la precisión requerida. (Braun, 2012)

Un tipo de carga útil, consiste en sistemas de detección remota. La detección remota es el estudio de un objeto sin tener que estar en el lugar (*in situ*). Esto puede hacerse por medio de sensores, los cuales pueden clasificarse en activos y pasivos. (GISGeography, 2015)

Los sensores activos emiten señales (pueden ser señales lumínicas, auditivas, radioactivas, etc.) que rebotan en el objeto de estudio y luego son captadas por el sensor con el fin de poder analizar los datos recibidos. Este tipo de muestreo permite obtener una mayor precisión en muestreo de datos, pero se tiene la desventaja que este tipo de sensores ocupan un volumen considerablemente más grande al de un sensor pasivo y generalmente, presentan un mayor consumo de potencia (la necesaria para poder hacer llegar la señal al objeto de estudio), por lo que no es un sistema recomendable para proyectos con serias limitaciones en potencia y tamaño. (Selva, 2011)

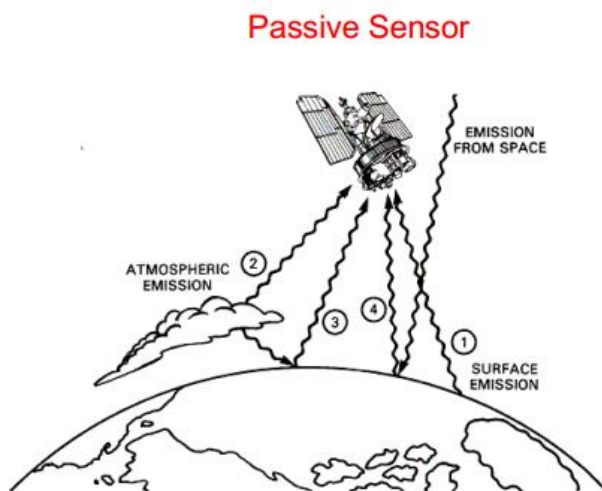
Figura 56 Sensor activo.



(Wagner, s.f.)

Por otro lado, un sensor pasivo, únicamente capta las señales que puede recibir de su entorno (luz, sonido, radiación, etc.). Estas señales son procesadas y de esta forma se obtiene la información deseada. Dichos sensores pueden llegar a ser bastante exactos, dependiendo del objeto de estudio. Poseen la ventaja que ocupan un volumen mucho menor al de un sistema activo y generalmente, requieren de una menor potencia para su funcionamiento. (Kerr, 2001)

Figura 57 Sensor pasivo.



(Wagner, s.f.)

Con el fin de poder ayudar a Guatemala con el proyecto del CubeSat, se realizó una investigación para determinar algunos subsistemas de carga útil de detección remota que podrían tener beneficios potenciales para el país. En dicha investigación determinaron los siguientes sistemas de carga útil: medición de humedad en el suelo, mapeo de vegetación, salud de los bosques, monitoreo de agua y predicción de terremotos. (Zea, Ayerdi, Argueta, & Muñoz, 2014)

- Medición de humedad en el agua: es la medición de agua que se encuentra atrapada en las partículas del suelo. Ésta puede clasificarse dependiendo de la profundidad a la que se encuentre el agua: humedad superficial (agua encontrada en los primeros 10 cm del suelo) y humedad en las zona de raíz (agua disponible para las plantas en los primeros 2 metros de suelo). (Arnold, 1999)
- Mapeo de vegetación: consiste en calificar y cuantificar la vegetación de una zona determinada por medio de sensores. Juega un papel importante en la preservación del medio ambiente y en la identificación de la vegetación. (Sensing, 2012)
- Salud de los bosques: consiste en evaluar la salud de los árboles que conforman algún bosque en específico, por medio del color de sus hojas. (Chin, 2001)
- Monitoreo de agua: se define como la detección del espectro lumínico reflejado por un cuerpo de agua, con el fin de determinar su contenido. (Lowe, 2012)
- Predicción de terremotos: existen distintas teorías aún no probadas que sugieren que un terremoto puede ser predicho por simple observación del espectro infrarrojo, ya que la teoría sugiere que ciertas rocas de granito emiten destellos infrarrojos cuando son presionadas. Otra teoría describe que un terremoto puede predecirse al monitorear las fluctuaciones magnéticas del campo magnético terrestre. (NASA, 2011)

Con esta investigación, se determinó que el sistema de carga útil con un aporte más significativo al país es el de monitoreo de agua (Water monitoring) debido a la creciente proliferación de cianobacterias que ha estado afectando seriamente al Lago de Atitlán, Sololá, Guatemala, su flora y fauna y a las múltiples comunidades que habitan a la región.

En el caso específico de monitoreo de agua, es recomendable utilizar un tipo de muestreo pasivo, ya que el monitoreo de agua se realiza por medio de la luz que es reflejada por la masa de agua. La fuente de luz, en este caso particular, es el sol, por lo que la señal lumínica captada es el reflejo de la luz proveniente de la masa de agua, haciendo innecesario un sistema activo que ilumine la masa de agua. (Selva, 2011)

El monitoreo de agua consiste en utilizar un sensor de luz, capaz de detectar las longitudes de onda lumínicas reflejadas por el agua. La luz detectada debe ser filtrada a un rango específico del espectro lumínico, dependiendo de cuál sea el objeto de estudio. En el caso particular de las cianobacterias, la clorofila que la conforma puede detectarse en el orden de los 400 *nm* a 600 *nm* del espectro lumínico (Flores, 2013), el cual se encuentra en el rango del color verde, visible al ojo humano.

Existen distintos sensores que pueden utilizarse para la detección del espectro lumínico en el rango deseado. Entre ellos se encuentran cámaras multiespectrales, cámaras hiperespectrales, cámaras digitales y espectrómetros. En esta investigación se analizarán únicamente las primeras tres mencionadas con el fin de escoger el instrumento de medición que mejor se adapte al CubeSat.

Además de implementar los sensores, el módulo de payload deberá implementar un sistema de GPS, cuyo objetivo es activar tanto a los sensores, como al módulo de comunicación, justo cuando el satélite se encuentra sobre las coordenadas deseadas. Debido a que la estación en tierra se encuentra en Guatemala, el sistema del GPS hará una comparación continua entre las coordenadas en las que se encuentra el CubeSat y las coordenadas de Guatemala (región de análisis). Cuando dichas coordenadas se encuentren en el rango determinado, el sistema del GPS dará la orden para que el módulo de comunicación inicie la transmisión de datos, al mismo tiempo que los sensores tomen muestras del objeto de estudio. Con el fin de entender mejor esta investigación es necesario tener claros los siguientes conceptos:

1. Cámara hiperespectral. El muestreo hiperespectral hace referencia a la combinación de una cámara digital con un espectroscopio en donde se recolecta una gran información espectral por cada pixel de fotografía (hasta cientos de intensidades lumínicas por pixel) con gran precisión y detalle (N/D, What is Hyperspectral Imaging?, s.f.). Generalmente el espectro captado, incluye longitudes de onda electromagnéticas invisibles para el ojo humano.

2. Cámara multiespectral. Tanto la cámara multiespectral como la hiperespectral realizan las mismas funciones, la única diferencia radica en que las cámaras multiespectrales captan generalmente hasta 10 bandas de luz distintas por pixel, mientras que las cámaras hiperespectrales pueden captar cientos de bandas en un mismo pixel (GISGeography, 2015).

3. Cámara RGB. Las cámaras RGB muestra tres básicos colores: verde, azul y rojo. Generalmente usan sensores CCD independientes para adquirir las tres señales de colores. Son usadas generalmente en la captura acertada de imágenes a color. Su funcionamiento se basa en la interpolación de los tres colores para obtener el color promedio de cada pixel, y así formar una matriz con imágenes multicolor. (Instruments, 2012) Generalmente esto se hace por medio del “patrón Bayer” (Cinema, 2012)

4. Cámara monocromática. Las cámaras monocromáticas capturan toda la luz entrante en cada pixel, sin importar el color. Por esta razón cada pixel capta tres veces más luz que un pixel en una cámara RGB. Debido a que las cámaras monocromáticas no cuentan con ningún filtro de fábrica, éstas pueden captar rangos de espectro más amplios. Poseen una resolución relativamente alta y una gran sensibilidad a cambios de luz. (Cinema, 2012)

Antes de empezar a diseñar el sistema de carga útil del picosatélite, es sumamente crítico plantear los requerimientos a los que el diseño debe apegarse, ya que el sistema está sometido a un ambiente con muchas limitaciones y se encuentra expuesto a distintas variables propias del entorno que pueden repercutir en la funcionalidad del sistema. Por esta razón, todos los componentes que conforman al sistema de carga útil deben cumplir con los requerimientos.

En el caso del sistema de carga útil, los requerimientos están divididos en dos categorías:

- Requerimientos generales: son todas aquellas restricciones propias del CubeSat que limitan al tanto al sistema de carga útil, como al resto de módulos que se encuentran dentro de él. Por ejemplo: masa, volumen, consumo de potencia, etc.
- Requerimientos específicos: son todos aquellos requerimientos que debe cumplir el sistema de carga útil para que la misión se lleve a cabo exitosamente. Por ejemplo: deseamos detectar el nivel de clorofila, por lo el sensor óptico debe ser capaz de captar el espectro lumínico apropiado.

5. Pasos para escoger un sensor óptico. Parte esencial del sistema de carga útil es el sensor óptico, ya que es el sensor, el responsable de capturar los datos deseados. Por esta razón, prácticamente toda la misión del picosatélite, se basa en que el sensor pueda cumplir con su función, al hacer un muestreo correcto del objeto de estudio.

Muchos aspectos deben ser considerados al momento de escoger el sensor óptico apropiado que llevará a cabo la misión y básicamente todos estos aspectos pueden clasificarse en las siguientes cuatro preguntas: (Oust, 2001)

1. ¿Cuál es la misión del sistema de carga útil?
2. ¿Qué operaciones debe ejecutar la cámara?
3. ¿Qué cámaras satisfacen las demandas de la misión?
4. ¿Es la cámara capaz de funcionar en conjunto con el resto del satélite?

Tal y como se mencionó en la introducción, la misión del sistema de carga útil es monitorear la superficie del agua del Lago de Atitlán. Con esto en mente, la variable más importante a considerar a la hora de escoger el sensor, es el espectro de luz que puede ser detectado por la cámara, de lo contrario, el sensor no podrá cumplir con la misión del sistema de carga útil, ni con la misión general del picosatélite.

Al intentar responder la segunda pregunta planteada, es importante considerar las condiciones ambientales a las que será sometido el sensor. En la misión particular del CubeSat, las variables más relevantes son:

- Vacío
- Fluctuaciones de temperatura

El primer reto de cualquier componente que es lanzado al espacio, es el vacío. Si el componente escogido no está certificado por su fabricante para estar en el espacio, éste debe ser sometido a una prueba de vacío, con el fin de garantizar la funcionalidad del componente en el espacio exterior. Por esta razón, la cámara escogida debe ser probada en un cuarto de vacío, con el fin de determinar si su funcionalidad no se ve afectada. En caso esta llegara a fallar, la cámara no puede seguirse considerando como una opción viable, al menos que sea montada en una cámara presurizada.

La otra variable a considerar, la cual tiene un gran efecto en todos los componentes electrónicos, es la temperatura, ya que el desempeño de los semiconductores se ve grandemente afectado. Por esta razón, el módulo de estructura debe garantizar que la temperatura dentro del picosatélite, no fluctúe más allá de los rangos de temperatura que el fabricante de la cámara recomiende, de lo contrario, puede haber daños irreversibles en la funcionalidad del sensor, arruinando la misión del picosatélite.

Ahora, con el fin de que la cámara capture las mejores imágenes del objeto de estudio, tanto la resolución espacial, como las consideraciones de luz juegan un papel crítico. La resolución espacial indica la cantidad de área que puede ser representada por un solo pixel. (Quadri, s.f.) Entre más pequeño el pixel, mayor es la resolución espacial, ya que más detalles pueden ser apreciados en la imagen. Por otro lado, las consideraciones de luz incluyen el rango de espectro (tal y como se mencionó con anterioridad) y la decisión entre decidir una cámara a colores (RGB) y una cámara monocromática. Las cámaras monocromáticas pueden brindar una mayor

resolución, pero pueden verse limitadas cuando se procesan los datos, en especial a la hora de querer distinguir entre objetos con tonalidades parecidas. (Oust, 2001)

6. Tipos de sensores ópticos. Las cámaras más comúnmente usadas en picosatélites poseen sensores CCD (charge couple device) y los CMOS (complementary metal-oxide semiconductor) debido a su bajo consumo de potencia, costo y masa. Los sensores CCD detectan un mayor rango de espectro lumínico, en comparación a los sensores CMOS. Incluso los sensores CCD solían tener una mejor resolución de imagen que los CMOS, pero hoy en día son casi iguales. Los sensores CCD también poseen un mayor rango dinámico (coeficiente entre la saturación de píxeles y el umbral de luz sin detectar) mientras que los sensores CMOS ofrecen la ventaja de que son más baratos y con una mayor velocidad de respuesta. (Xatakafoto, 2009)

Finalmente, para responder la última pregunta planteada, la cámara seleccionada debe satisfacer los requerimientos del CubeSat en cuanto a consumo de potencia, volumen, masa, etc. Además de estas variables, es muy importante que la cámara pueda ser interfazada con un microcontrolador, de lo contrario, no será posible controlar la cámara ni acceder a su información. (N/D, The CubeSat Payload: A camera unit, 2015)

Interfazar la cámara puede ser una tarea ardua o incluso imposible si el fabricante no brinda información de la cámara, como su hoja de datos, protocolos de comunicación, salidas y entradas, etc. Por esta razón, es un requerimiento saber cómo interfazar la cámara con el microcontrolador. Muchos fabricantes usan sus propios circuitos para conectar la cámara a una computadora y muchas veces el fabricante desarrolla sus propias librerías de software con el fin de controlarla. Por esta razón es importante poder contactar al fabricante del sensor (en caso la información no sea de libre acceso) con el fin de pedir/comprar la información de la cámara respecto la conexión de alimentación, arquitectura digital interna, hojas de datos e instrucciones, todo esto con el objetivo de no dañar el dispositivo y poder realizar las conexiones apropiadas. Es importante igualmente escoger un lenguaje de programación para poder comunicarse con la cámara y así poder ordenarle tareas.

7. Bandas MODIS. Antes de definir el requerimiento específico del espectro de luz que debe captar el sensor óptico, se investigaron otros satélites que realizan funciones de monitoreo de agua, con el fin de determinar qué rangos del espectro lumínico son los más apropiados para determinar la concentración de clorofila en el Lago de Atitlán.

Por esta razón se optó por investigar al instrumento de medición MODIS (Moderate Resolution Imaging Spectroradiometer) el cual juega un papel clave en satélites Terra y Aqua para el monitoreo de agua y vegetación. Cuenta con un total de 36 bandas espectrales las cuales son usadas para distintas tareas. En el caso particular del CubeSat 1U, con el objetivo de monitorear la clorofila en la superficie del agua del lago de Atitlán, Guatemala, MODIS dedica las bandas 8 a 16 para tareas de “Ocean Color”, “Phytoplankton” y “Biochemistry”. (NASA, MODIS Moderate Resolution Imaging Spectroradiometer, s.f.)

La clorofila puede clasificarse en 3 distintas clases: a, b, c. Cada uno de estos tipos de clorofila realizan tareas distintas, pero en esta investigación, únicamente se investigará el tipo “a” ya que esta clase particular de clorofila

es la que mayor presencia tiene en ambientes acuáticos, debido a se encuentra involucrada en la fotosíntesis oxigénica, proceso realizado por plantas y algas. Al detectar este tipo de clorofila, se puede determinar la concentración de algas en una localidad específica.

Según la tesis “Remote Sensing Models of Algal Blooms and Cyanobacteria in Lake Champlain” escrita por Trescott, A. La clorofila tipo “a” tienen una máxima absorción lumínica en el rango de los 443 a 686 nm. NASA lanzó el CZCS (coastal zone color scanner), primer satélite diseñado para una misión de monitoreo de agua (Ocean Color), el cuál operaba en las bandas de 443, 520 y 550. Según el estudio hecho en ese entonces, el algoritmo con mayor aceptación en detección del clorofila tipo “a” es denominado como GPs (Global Process-Switching algorithm). Dicho algoritmo utiliza dos coeficientes dados por el resplandor (L_w) de la superficie del agua en bandas de espectro determinadas. El primer coeficiente está dado por la siguiente fórmula: $\frac{L_w(443 \text{ nm})}{L_w(550 \text{ nm})}$ y se utiliza para detectar concentraciones de clorofila menores a 1.5 $\mu\text{g/L}$. Luego el segundo coeficiente está dado por los siguientes valores de resplandor: $\frac{L_w(520 \text{ nm})}{L_w(550 \text{ nm})}$. Dicho algoritmo tiene un coeficiente de correlación arriba del 88%. (Trescott, 2012)

En la tesis “Hyperspectral Remote Sensing of Water Quality in Lake Atitlán, Guatemala” escrita por Flores, A. se realiza un análisis de las distintas las distintas bandas utilizadas para la detección de clorofila tipo “a” por distintos instrumentos de medición como SeaWiFS, el ya mencionado CZCS, OCTS, POLDER, Meris y MODIS.

Cuadro 43: Bandas usadas en distintos instrumentos de medición.

Banda. Num.	CZCS	Sea WIFS	OCTS	POLDER	MODIS	MERIS
412		1	1		8	1
443	1	2	2	1	9	2
490		3	3	2	10	3
510	2	4				4
520			4			
530					11	
550					12	
555		5				
560						5
565			5	3		
620						6
665			6		13	7
670	4	6				
678					14	
682						8

(O'Reilly, 2006)

Tal y como se puede observar en el Cuadro 43, el instrumento de medición MODIS utiliza las bandas 8, 9, 10, 11, 12, 13 y 14 para la detección de clorofila.

A continuación se presenta una tabla con las aplicaciones que se le da a cada una de las bandas utilizadas por MODIS: (N/D, Investigating Land, Ocean and Atmosphere With Multispectral Measurements, s.f.)

Cuadro 44: Aplicaciones de las bandas MODIS

1, 2	0.645, 0.865	Land/cld boundaries
3, 4	0.470, 0.555	Land/cld properties
5-7	1.24, 1.64, 2.13	Land/cld properties
8-10	0.415, 0.443, 0.490	Ocean color chlorophyll
11-13	0.531, 0.565, 0.653	Ocean color chlorophyll
14-16	0.681, 0.75, 0.865	Ocean color chlorophyll
17-19	0.905, 0.936, 0.940	Atm wáter vapor
26	1.375	Cirrus clouds

El instrumento de medición MERIS presenta una tabla más detallada de las aplicaciones que se le puede dar a distintos rangos de espectro, lo cual puede ser utilizado como referencia para las aplicaciones de las bandas de MODIS: (Agency, s.f.)

Cuadro 45: Bandas del instrumento de medición MERIS

Band Index	Band centre (nm)	Band width	Application(s)
1	412.5	10	Yellow substance and detrital pigments
2	442.5	10	Chlorophyll absorption maximum
3	490	10	Chlorophyll and other pigments
4	510	10	Suspended sediment, red tides
5	560	10	Chlorophyll absorption minimum
6	620	10	Suspended sediment
7	665	10	Chlorophyll absorption & fluo. reference
8	681.25	7.5	Chlorophyll fluorescent peak
9	708.75	10	Fluo. Reference, atmosphere corrections
10	753.75	7.5	Vegetation, cloud
11	760.625	3.75	O2R-branch absorption band
12	778.75	15	Atmosphere corrections
13	865	20	Vegetation, water vapour reference
14	885	10	Atmosphere corrections
15	900	10	Water vapour, land

Por esta razón, y por los datos corroborados en la investigación realizada, se determina que las bandas a utilizar del MODIS en la detección de clorofila tipo “a” para el caso particular del Lago de Atitlán, Guatemala, serán las 8, 9, 10, 11 y 12, descartando la banda 13 y 14 debido a que el muestreo será realizado únicamente en el espectro azul y verde, por medio de dos filtros.

Cuadro 46: Tabla de las bandas MODIS a utilizar

Banda	Rango (nm)	Radiancia Espectral	Relación Señal/Ruido
8	405-420	44.9	880
9	438-448	41.9	838
10	483-493	32.1	802
11	526-536	27.9	754
12	546-556	21	750

8. Integración de GPS. Utilizando la tabla de requerimientos y tomando en cuenta las variables en el funcionamiento del CubeSat, se procedió a buscar los componentes que conformarán al módulo del GPS, el cual ordenará tanto al subsistema de comunicación como al módulo de la cámara, cuándo entrar en funcionamiento.

En la fase I del Megaproyecto del CubeSat 1 U se validó tanto el GPS como el microcontrolador que ordenará al GPS la captura de datos. Dichos componentes son:

a. LS20031 GPS Receiver:

- Soporta 66 canales de GPS
- Posee una velocidad de actualización de hasta 10 Hz
- Se encuentra en un rango operativo de 3 hasta 4.2 V
- Consume una potencia de 0.066 Watts
- Dimensiones: 30mm x 30 mm x 4.2 mm

Figura 58 GPS.



(Sparkfun, GPS LS20031 Receiver, s.f.)

b. Microcontrolador Teensy 3.1:

- Microcontrolador de 32 bit ARM
- Dimensiones: 35.6mmx17.8mmx2.6mm
- Memoria Flash de 256K
- 3 puertos UART
- 34 pines digitales
- 3.3 Volts

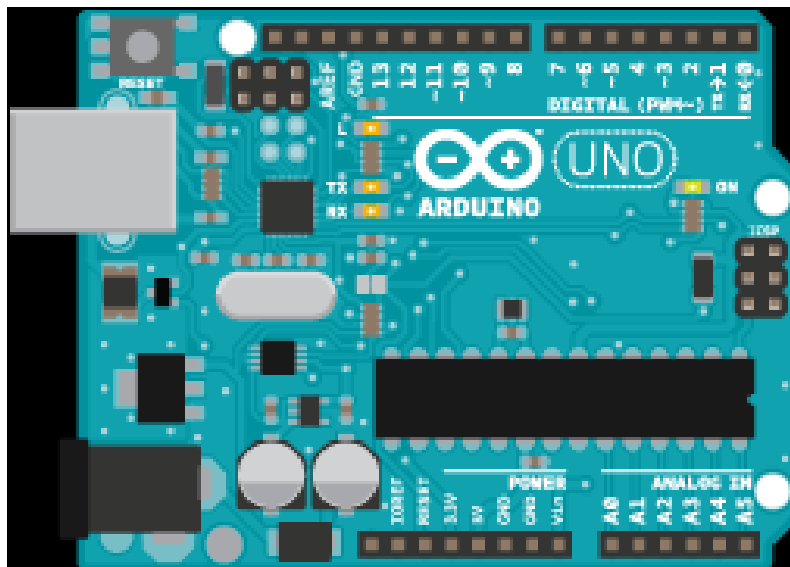
Figura 59 Microcontrolador Teensy 3.1.



(Sparkfun, Teensy 3.1, s.f.)

c. Arduino UNO (como módulo de pruebas):

Figura 60 Arduino UNO.



(Arduino, s.f.)

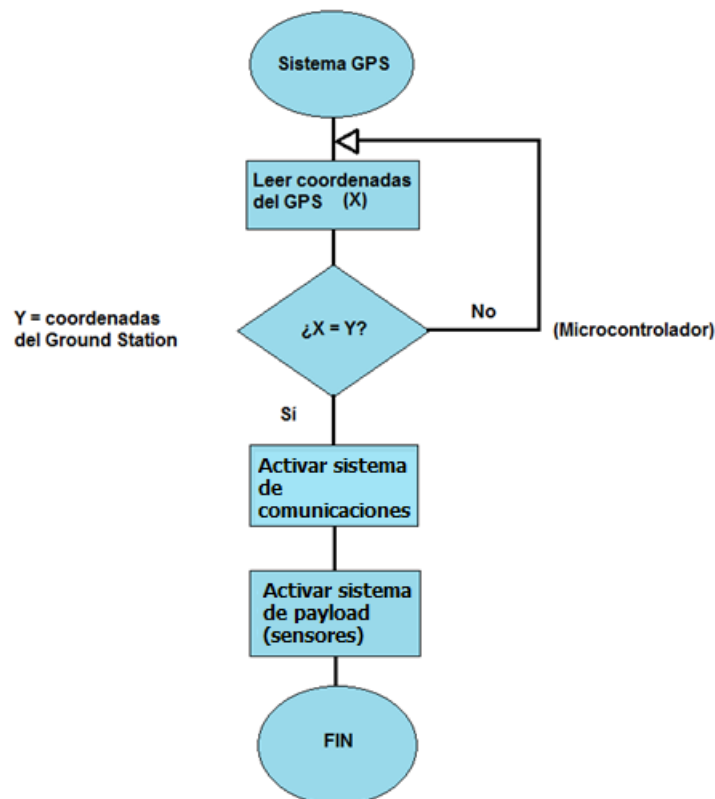
Ya con los componentes escogidos se plantea el diseño del módulo del GPS:

El GPS LS20031 funciona con el protocolo de comunicación USART. Dicho integrado posee 5 pines. Voltaje de entrada, Transor, Receptor y 2 Tierras.

El sistema de GPS se hará utilizando el integrado LS20031 y el microcontrolador Teensy 3.1. Por medio del protocolo de comunicación serial, USART el microcontrolador indicará al GPS cuando buscar su ubicación global y retornará al microprocesador las coordenadas en las que se encuentra. A continuación, el microprocesador procede a comparar las coordenadas enviadas por el GPS con las coordenadas ya pre-establecidas de la ubicación donde se encuentra la estación en tierra (Guatemala, Guatemala) y la ubicación del objeto de estudio que se desea muestrear (Lago Atitlán, Guatemala). Si las coordenadas enviadas por el GPS coinciden con las coordenadas ya pre-establecidas, el Microprocesador, por medio de una señal eléctrica, indicará al Módulo de Comunicación iniciar con la transmisión de datos al mismo tiempo que activa los sensores del Subsistema de Carga útil para que inicien la toma de datos.

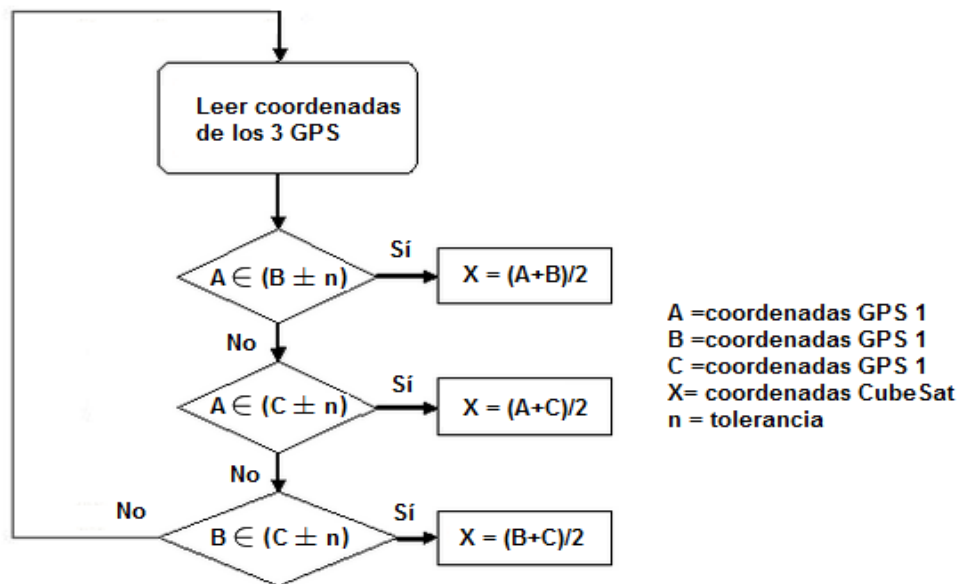
Este proceso se puede representar con el siguiente diagrama de flujo:

Figura 61 GPS Diagrama de Flujo.



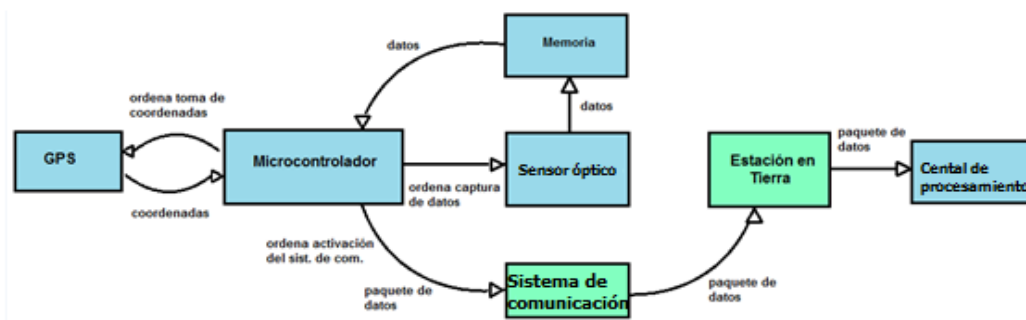
Debido a que es muy arriesgado depender únicamente de 1 dispositivo GPS, al momento de implementar el sistema en el picosatélite, se utilizará un total de tres GPS con el fin de obtener redundancia en los datos y en caso falle algún dispositivo, se cuenta con otros dos para obtener las coordenadas. A continuación se muestra el diagrama del sistema de defensiva del módulo GPS

Figura 62 Defensiva del Sistema GPS.



9. Diseño del subsistema de carga útil. A continuación se plantea el diseño de la arquitectura interna del subsistema de carga útil, tomando en cuenta la comunicación entre el microcontrolador y el resto de componentes del subsistema, así como la transmisión de datos desde que son capturados, hasta que son enviados a tierra por medio del subsistema de comunicación.

Figura 63 Subsistema de carga útil diagrama de flujo.



La cámara escogida para el subsistema de carga útil, según la matriz de decisión mostrada más adelante es controlada por el microcontrolador, el cual envía una señal a la cámara para que ésta tome fotos. A continuación las fotos son almacenadas en una memoria SD (interna del microcontrolador). El microcontrolador extrae los datos de la memoria como una matriz de píxeles y dicha información es empaquetada en “n” número de paquetes (dependiendo de la cantidad de información que pueda ser enviada por órbita). Cada paquete es enviado al sistema de comunicación en cada órbita para que dicho sistema envíe los datos a tierra. El proceso termina cuando todos los paquetes hayan sido enviados.

Una vez recibidos los datos en la estación en tierra, se procede a realizar un análisis de la imagen capturada. La imagen se pasa por 2 filtros distintos para poder interpretar los datos. El primer filtro corrige la distorsión lumínica provocada por la atmósfera, ya que la foto fue tomada desde el espacio. El segundo filtro (NDVI o NDCI) indica el nivel de reflexión lumínica y permite identificar los rangos lumínicos objetos de estudio. Finalmente, por medio de un algoritmo, se estima la concentración de clorofila, en base a los valores del espectro lumínico captados en la imagen.

Dichos datos serán enviados al Centro de Estudios Atitlán, con objetivo que dichos datos puedan brindar información importante para monitorear y frenar la proliferación de cianobacterias en el lago. Todos los componentes del subsistema de carga útil, son sujetos a placas electrónicas, las cuales se muestran más adelante.

10. Matrices de decisión para sensores ópticos y diseños preliminares. A lo largo del desarrollo del megaproyecto, se realizó un total de tres matrices de decisión para distintos sensores ópticos, ya que algunos requerimientos variaron en el proceso.

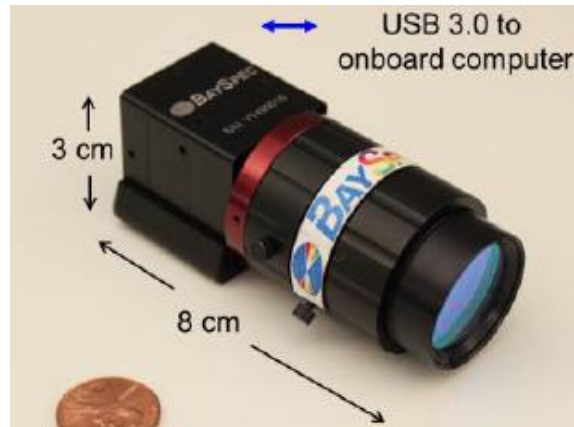
a. Matriz de decisión 1. Al inicio del megaproyecto, se evaluó entre utilizar una cámara multiespectral vs una cámara hiperespectral, debido a las bandas que cada una podía captar y a la cantidad de información que podía obtenerse de los datos recopilados. Ambas cámaras debían apegarse a los requerimientos, por lo que después de investigar distintas opciones, se eligieron los siguientes candidatos:

1) Cámara Hiperespectral OCI-UAV 1000

- Fabricante: Ocean Optics
- Rango de Espectro: 400-800nm
- Píxeles: hasta 2048
- Frame Rate: hasta 120 frames x segundo
- Dimensiones: 8cm x 3cm x 3 cm
- Dimensiones (incluyendo on board computer): 10cm x 7.5cm x 3 cm
- Consumo de Potencia: <5Watts
- Peso total: 272 g

- Memoria por frame (para RGB): 1Byte x 3colores x2048 pixeles = 6144 Bytes
- Costo (Incluye on board computer, juego de lentes, batería, software para análisis, Hard Drive 256 GB): \$38 980.00

Figura 64 Cámara Hiperespectral.



(BAYSPEC, s.f.)

2) Cámara Multiespectral ADC Micro

- Fabricante: Tetracam
- Rango de Espectro: 520nm – 920 nm
- Dimensiones: 75mm x 59mm x 33mm
- Resolución de imagen: 3.2 Megapíxeles (2048x1536 píxeles)
- Consumo de Potencia: <2Watts (12V, 160mA)
- Peso: 90 g
- Temperatura recomendada: 0-40 °C
- Cuenta con Puerto Serial
- Costo: \$ 3750

Figura 65 Cámara Multiespectral.



(Tetracam, s.f.)

Tomando en cuenta los requisitos que deben cumplirse, se plantearon las siguientes matrices de decisión con el fin de escoger la cámara que mejor satisfaga dichos requisitos.

Cuadro 47: Tabla comparativa 1

Factores de peso		Valores de variable normalizados									
Variable	Peso (0-5)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Espectro	5	500									560
Pixelaje	4	2MP									4MP
Volumen	3	225cm ³									50cm ³
Masa	3	450g									90g
Potencia	2	5W									1.5W
Facilidad de manejo	1	Complicado									Fácil

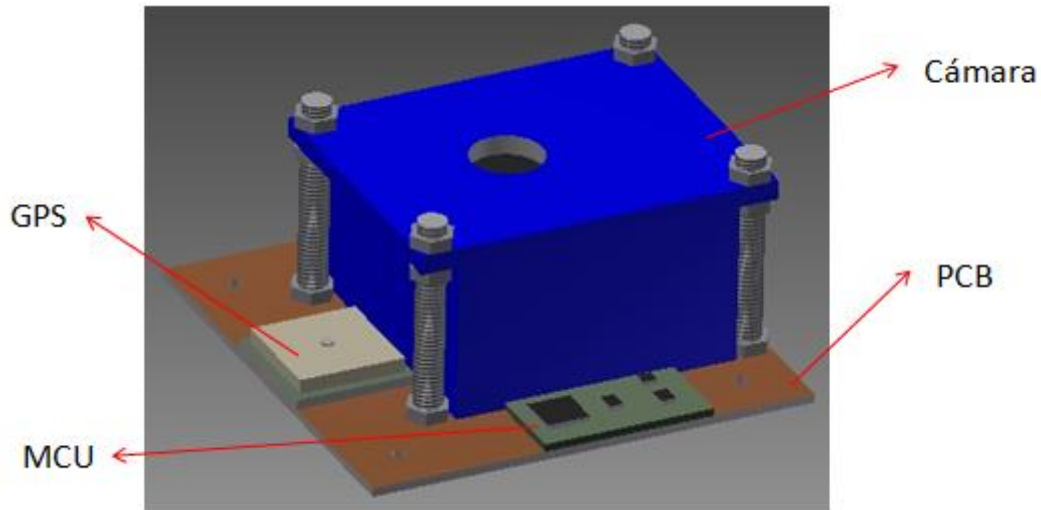
Cuadro 48: Matriz de decisión 1

Matriz de decisión				
	Cámara hiperespectral OCI-UAV 1000		Cámara multiespectral ADC Micro	
	Normalizado	Total	Normalizado	Total
	10	50	10	50
	2	8	6	24
	8	24	4	12
	5	15	10	30
	1	2	8	16
	4	4	6	6
		103		138

Con base en la matriz de decisión, se optó por utilizar la cámara multiespectral ADC Micro.

Una vez escogida la cámara multiespectral ADC Micro, se procedió a realizar la estructura del sistema en Inventor®, incluyendo el GPS y el microcontrolador. Dicha cámara debe ser sujeta al CubeSat por medio de 4 varillas roscadas M3X0.7 mm y 16 tuercas hexagonales M3X0.5

Figura 66 Ensamblaje del subsistema de carga útil con cámara multispectral, GPS y microcontrolador.



b. Matriz de Decisión 2. Al ensamblar todos los subsistemas del Megaproyecto del CubeSat 1U en el software de Inventor®, fue notorio que el volumen requerido por todos los subsistemas ensamblados sobrepasaban el volumen máximo del CubeSat. Por esta razón, el diseño fue descartado y se buscaron soluciones alternas, ya que también, los estudios del subsistema de potencia, demostraron que con el diseño de paneles de ese entonces, no se iba a poder satisfacer la demanda de potencia, al menos que se realizara un diseño de paneles desplegables.

Con estas nuevas restricciones, se buscaron cámaras más pequeñas, que pudieran satisfacer los requerimientos de volumen y potencia y además cumplir con el resto de restricciones. Por esto fue necesario recurrir a módulos de cámaras digitales RGB, las cuales son más sencillas en cuanto a estructura, dimensiones moderadas y pueden ser fácilmente interfazadas con un microcontrolador si se cuenta con la hoja de datos.

Tomando esto en cuenta, se propuso una nueva cámara:

1) Cámara Digital Raspberry Pi Camera Module

- Fabricante: Raspberry Pi Foundation
- Rango de Espectro: 400nm - 680 nm
- Dimensiones: 25mm x 20mm x 9mm
- Resolución de imagen: 5 Megapíxeles (2592x1944 píxeles)
- SNR: 36 dB
- Rango dinámico: 67 dB
- FOV horizontal: 53.50°
- FOC vertical: 41.41°
- Consumo de Potencia: <1 Watt
- Peso: 3 g
- Temperatura recomendada: 0-50 °C

Cuadro 50. Matriz de decisión 2

Matriz de decisión					
Cámara Hyperespectral OCI-UAV 1000		Cámara multiespectral ADC Micro		Raspberry Pi Camera Module	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
10	50	10	50	10	50
1	4	5	20	10	40
6	18	1	3	10	30
1	3	7	21	10	30
1	2	8	16	10	20
4	4	6	6	8	8
	81		116		178

Tal y como se puede observar, la cámara con mayor puntuación fue la Raspberry Pi Camera module, con una amplia ventaja en casi todas las categorías, sin mencionar que dicha cámara no necesita un regulador de voltaje exterior, ya que es alimentada directamente por la Raspberry Pi.

Con esta nueva cámara, se modificó el diseño original del subsistema de carga útil, ya que se optó por usar como microprocesador, el modelo de Raspberry Pi A+, debido a que sus dimensiones se ajustan a las del picosatélite, cuenta con una memoria SD interna de hasta 4GB, lo que permite un amplio almacenamiento de datos. Además la Raspberry Pi A+ con sus 256 MB de RAM y 40 pines GPIO tiene la capacidad de ser la computadora a bordo del picosatélite que controle la ejecución de toda la misión. (“on board computer” en inglés).

2) Raspberry Pi A+

- Microcontrolador con 256 MB de memoria RAM
- 40 pines de conexión
- Cuenta con USB 2.0
- Puerto CSI para cámara
- Puerto para Micro SD
- Alimentación de 3.3V
- Tamaño: 65mm x 56mm x 4mm

Figura 68 Raspberry Pi A+ Model.



(Pi, Raspberry Pi 1 Model A+, s.f.)

Con estas nuevas consideraciones, se realizó un nuevo diseño en Inventor®, ésta vez, contemplando los tres GPS como redundancia y una placa electrónica sólo para el microprocesador Raspberry Pi A+.

Figura 69 Placa PCB con Raspberry Pi.

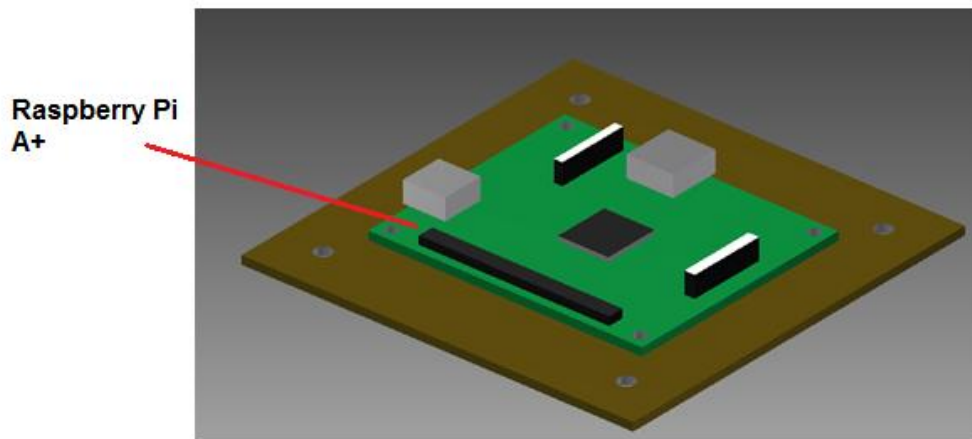


Figura 70 Placa PCB con GPS, cámara y microcontrolador.

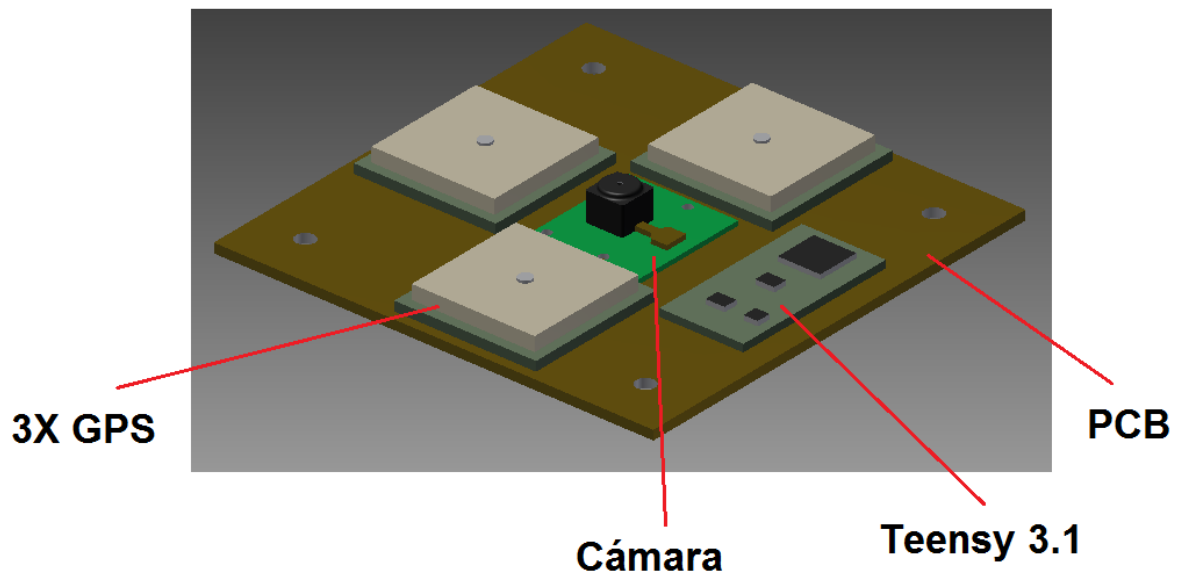
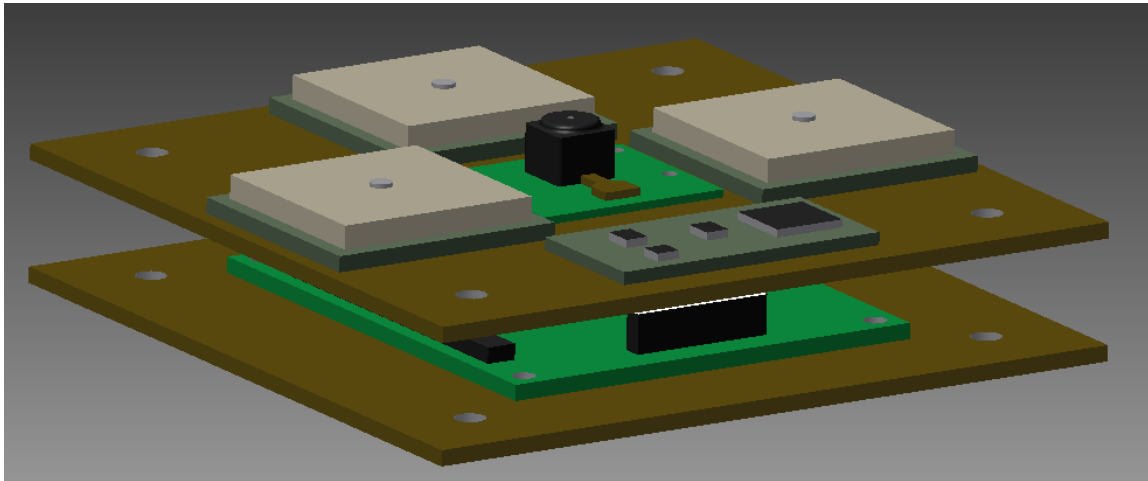


Figura 71 Ensamblaje del subsistema de carga útil.



Se procedió a armar el modelo de forma física y se ensambló junto a los otros subsistemas dentro de la estructura del picosatélite, con el fin de corroborar que todos los módulos se acoplaran perfectamente dentro del CubeSat.

Figura 72 Ensamblaje del CubeSat 1U isométrico 1.



Figura 73 Ensamblaje del CubeSat 1U isométrico 2.



Figura 74 CubeSat 1U ensamblado.



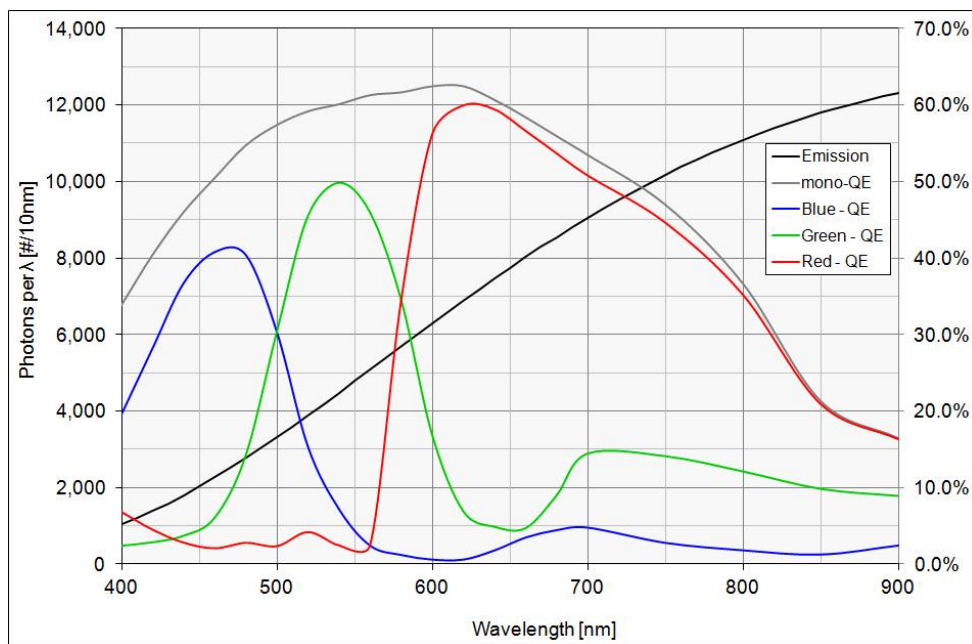
Una vez ensamblado el picosatélite, se pudo verificar que todos los subsistemas se acoplaron correctamente, por lo que no hubo inconvenientes con los nuevos diseños.

c. Matriz de decisión 3. En la última fase del Megaproyecto, se tuvo la oportunidad de consultar al Dr. Sebastian Schmidt de “Laboratory of Atmospheric and Space Physics” (LASP) quien ha trabajado con sensores similares al MODIS (analizado previamente) para el monitoreo de agua y otras aplicaciones. Después de revisar la información sobre las cámaras obtenidas, consideró como una buena opción la Raspberry Pi Camera Module, pero recomendó la posibilidad de utilizar una cámara monocromática. Por esta razón se procedió a investigar las ventajas y desventajas de utilizar una cámara monocromática en vez de una RGB.

Cuadro 51: Ventajas y desventajas de una cámara monocromática y RGB (Salway, 2008) (Tardiff, 2004)

	Cámara monocromática	Cámara RGB
Ventajas	<p>Mayor resolución.</p> <p>Libertad de escoger un filtro para captar rangos de espectro especializados.</p> <p>Se capta mayor información del espectro lumínico.</p>	<p>Menos costosa.</p> <p>No necesita filtros adicionales.</p> <p>Procesamiento de imagen más rápido.</p>
Desventajas	<p>Necesita un mecanismo para cambiar de filtros.</p> <p>Puede presentar problemas en el procesamiento de imagen al momento de querer distinguir objetos con tonalidades parecidas.</p>	<p>Se pierde información valiosa del espectro lumínico, debido a la interpolación entre los colores.</p> <p>Rango de espectro lumínico limitado.</p>

Figura 75 Respuesta de una cámara monocromática vs RGB.



(Matthias, 2015)

Debido a que la información que se puede obtener del espectro lumínico es muy importante, se consideró cambiar el sensor óptico del subsistema de carga útil a un sensor monocromático, debido a las ventajas que ofrece y sobre todo, debido al rango del espectro que puede ser captado, no solo facilitando la detección de clorofila, sino abriendo las puertas a que en un futuro pueda emplearse éste mismo sistema para la detección de vegetación, salud de los bosques, etc.

Con base en esto, se procedió a realizar la última matriz de decisión entre cámaras monocromáticas, con el fin de escoger el sensor óptico a usar que mejor se adapte a los requerimientos.

Durante la consulta que se realizó al Dr. Schmidt, él recomendó incluir nuevas variables en la matriz de decisión. Estas nuevas variables son:

- Relación señal ruido (SNR en inglés): Se define como la fuerza que tiene una señal en relación al ruido a su alrededor. Generalmente está medida en decibeles. Un dispositivo con una relación señal ruido muy alta, indica que la magnitud de la señal deseada obtenida es mucho mayor a la señal del ruido, mientras que una relación señal ruido baja indica que la magnitud de la señal del ruido es muy parecida a la señal deseada, perjudicando la calidad de los datos. (Rouse, 2014)
- Rango dinámico: Describe la relación entre la máxima y mínima medida de intensidad de luz que puede medirse por el sensor óptico. (Colour, s.f.)

Después de investigar distintos fabricantes de sensores monocromáticos, se propusieron las siguientes 4 opciones:

1) DMK 72BUC02 Monochrome Camera

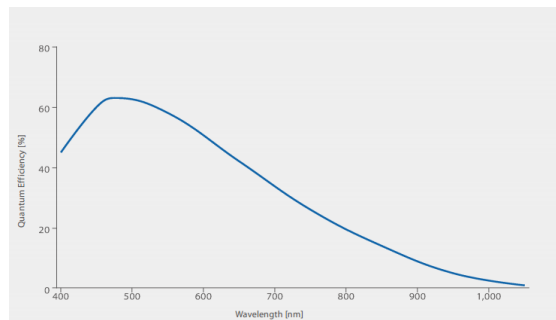
- Fabricante: Imaging Source
- Rango de Espectro: 400-1000nm
- Píxeles: 2592x1944 (5.03 MP)
- Tamaño del Pixel: 2.2 μ m
- Dynamic Range: 70.1 dB
- SNR: 38.1 dB
- Sensibilidad: 1.4 V/lux-sec
- Frame Per Second: 6
- Dimensiones: 36mm x 36mm x 37mm
- Consumo de Potencia: max 1.375 W (5.5 V a 250 mA)
- Peso total: 70g
- Temperatura de operación: -5°C to 45°C
- Costo: \$ 349.00

Figura 76 Cámara monocromática DMK 72BUC02.



(ImagingSource, Monochrome Camera DMK 72BUC02, s.f.)

Figura 77 Curva de respuesta espectral para cámara DMK 72BUC02 y DMM 72BUC02-ML.

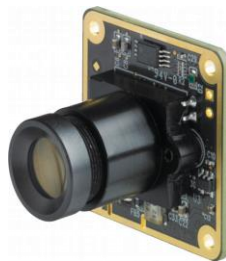


(ImagingSource, Monochrome Camera DMK 72BUC02, s.f.)

2) DMM 72BUC02-ML

- Fabricante: Imaging Source
- Rango de espectro: 400-1000nm
- Píxeles: 2592x1944 (5.03 MP)
- Tamaño del píxel: 2.2 μ m
- Dynamic Range: 70.1 dB
- SNR: 38.1 dB
- Sensibilidad: 1.4 V/lux-sec
- Dimensiones: 30mm x 30mm x 27mm
- Consumo de potencia: max 1.375 W (5.5 V a 250 mA)
- Peso total: 7g
- Temperatura de operación: -5°C a 45°C
- Costo: \$ 289.00

Figura 78 Cámara monocromática DMM 72BUC02-ML.



(ImagingSource, Monochrome Camera DMM 72BUC02-ML, s.f.)

3) USB2.0 Monochrome 5MP CMOS Camera

- Fabricante: Mightex Systems
- Rango de espectro: 400-1000nm
- Píxeles: 2592x1944 (5 MP)
- Tamaño del píxel: 2.2 μ m
- Dynamic Range: 70 dB
- SNR: 38 dB

- Sensibilidad: 1.4V/lux-sec
- Dimensiones: 51mm x 51mm x 46mm
- Consumo de potencia: <1.8 W
- Peso total: 80g
- Temperatura de operación: 0°C a 45°C
- Costo: \$ 379.00

Figura 79 USB2.0 Monochrome 5MP CMOS Camera.

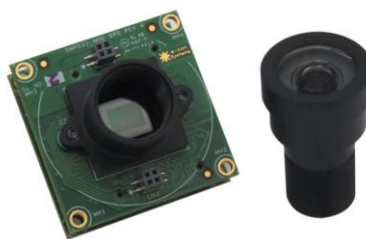


(Mightexsystems, s.f.)

4) e-CAM50_CU9P031_MOD - 5.0 MP

- Fabricante: e-con Systems
- Rango de espectro: 400-1000nm
- Píxeles: 5 MP
- Dynamic Range: 70 dB
- SNR: 38 dB
- Sensibilidad: 1.4 V/lux-sec
- Dimensiones: 30mm x 30mm x 35
- Consumo de potencia: <1W
- Temperatura de operación: 0°C a 50°C
- Costo: \$ 149

Figura 80 Cámara monocromática e-CAM50_CU9P031_MOD - 5.0 MP.



(E-Consystems, s.f.)

Cuadro 52: Tabla comparativa 3

Factores de peso		Valores de variable normalizados									
Variable	Peso (0-5)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Espectro (nm)	5										400-1000
Pixeles (MP)	4										5
Volumen (cm ³)	3	119.6									24.3
Masa (g)	3	80									7
Rango dinámico (dB)	3										70
SNR (dB)	2										38
Potencia (W)	4	1.8									1
Facilidad de manejo	3	Muy complejo									Poco complejo
Rango de temperatura (°C)	2	0 a 45									-5 a 50

Cuadro 53: Matriz de decisión 3

Matriz de decisión							
DMK 72BUC02 Monochrome Camera		DMM 72BUC02-ML		USB2.0 Monochrome 1.3MP CMOS		e- CAM50_CU9P031_MOD	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
10	50	10	50	10	50	10	50
10	40	10	40	10	40	10	40
8	24	10	30	1	3	9	27
2	6	10	30	1	3	10	30
10	30	10	30	10	30	10	30
10	20	10	20	10	20	10	20
6	24	6	24	1	4	10	40
7	21	7	21	6	18	5	15
6	12	6	12	1	2	6	12
	227		257		170		264

Con esta matriz de decisión se determinó que la cámara con mayor puntuación es la eCAM50_CU9P031_MOD, por lo que será tarea de la nueva fase del subsistema de carga útil implementar esta nueva cámara al picosatélite.

11. Protocolo de pruebas. Toda la validación del subsistema, se realizó utilizando la cámara ganadora en la matriz de decisión 2, la Raspberry Pi Camera Module debido a que dichas pruebas se realizaron antes de llevar a cabo antes de realizar la matriz de decisión para los sensores monocromáticos.

Las pruebas a realizar con el fin de validar el subsistema, se encuentran divididas en 2 secciones. En la primera sección se realizaron pruebas con el sistema GPS y en la segunda sección realizaron pruebas con la cámara y la captura de imágenes.

a. Sistema GPS

- Conectar el sistema de GPS a un Arduino UNO.
- Colocar el sistema dentro de las instalaciones de la Universidad del Valle de Guatemala, en un lugar al aire libre, para que el GPS no tenga inconvenientes en comunicarse con el satélite.
- Encender el sistema y leer las coordenadas cada 0.5 segundos.
- Guardar las coordenadas en un archivo de texto
- Comparar las coordenadas indicadas por el GPS con las coordenadas que indica Google Maps, con el fin de determinar si el GPS pudo posicionarse correctamente dentro del globo terráqueo.

b. Sistema del sensor óptico

- Desarrollo del dispositivo de prueba
 - Construir caja de PLA (poliácido láctico) con dimensiones de 120mmx70mmx34mm utilizando la impresora 3D.
 - Montar la Raspberry Pi A+ a una de las caras de la caja y conectar 3 baterías alcalinas AA, mediante un interruptor, a la alimentación de la raspberry.
 - Montar la cámara en la cara opuesta de la caja por medio de 4 tornillos.
 - Conectar la raspberry pi a 2 LED y colocarlos en dos perforaciones hechas a la cara donde fue sujeta la raspberry.
 - En la cara superior, conectar un botón.
 - Ensamblar toda la caja.
- Desarrollo de la prueba
 - El dispositivo será elevado a una altura de 12 mil pies de altura, en un avión de paracaidismo.
 - El día previo al lanzamiento, deberá entregarse el dispositivo al paracaidista, quien será el encargado de probar el dispositivo a los 12 mil pies de altura. Se le dará una explicación del funcionamiento del dispositivo y una demostración.
 - Cuando el avión se encuentre a 12 mil pies de altura, el paracaidista encenderá el dispositivo, moviendo el switch on/off.
 - Esperar 35 a 40 segundos hasta que la luz verde se encienda.
 - Luz verde indica que el dispositivo está listo para capturar la imagen.
 - Apuntar el lente de la cámara hacia el objetivo.
 - Presionar el botón para capturar imagen.

- La luz roja se encenderá mientras la imagen es capturada.
 - Esperar a que la luz verde se encienda nuevamente.
 - Repetir pasos 2.6 al 2.9 de 5 a 6 veces.
 - Apagar dispositivo, moviendo el switch on/off.
- Extracción de datos
 - Extraer raspberry pi del dispositivo de prueba.
 - Conectar puerto HDMI a un monitor
 - Conectar un teclado al puerto USB
 - Desconectar pin 15 de la raspberry pi.
 - Encender raspberry.
 - Abrir carpeta de archivos para observar las fotos.
 - Si las fotos se encuentran en la carpeta, el experimento fue exitosamente realizado, validando el funcionamiento de captura de imágenes.
 - Abrir cada una de las fotos y comparar la resolución de la imagen con la resolución de 5 Megapíxeles esperada.

12. Desarrollo del protocolo de pruebas. Con el fin de probar el sistema de la cámara, fue necesario desarrollar el dispositivo planteado en el protocolo de pruebas, con el fin que un tercero pudiera probar la cámara y el sistema de captura de imagen a 12 000 pies de altura. Por esta razón se hizo uso del software Inventor® para el diseño del dispositivo, el cual fue impreso en la impresora 3D de la Universidad del Valle. A continuación se presenta el dispositivo desarrollado:

Figura 81 Diseño en Inventor® del dispositivo de pruebas, cara frontal.

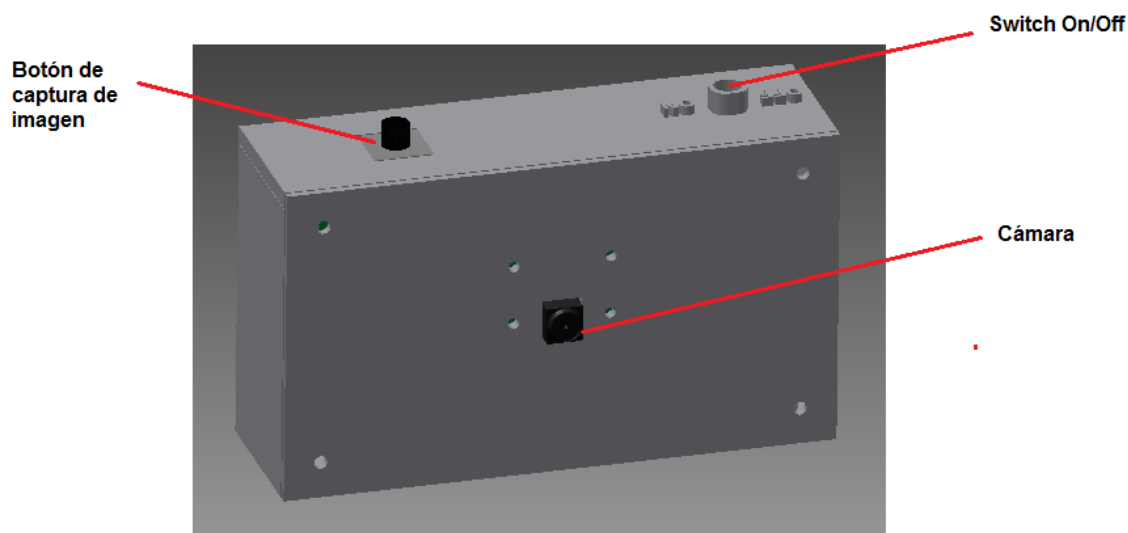


Figura 82 Diseño en Inventor® del dispositivo de pruebas, cara trasera.

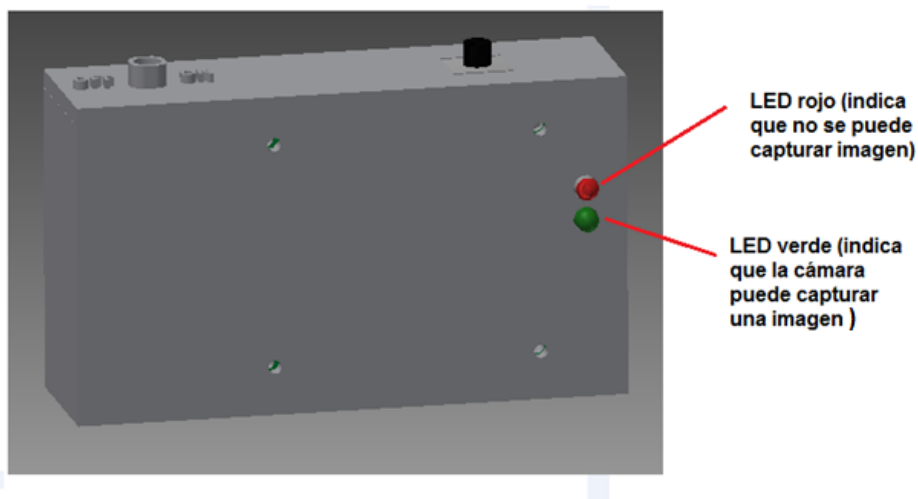
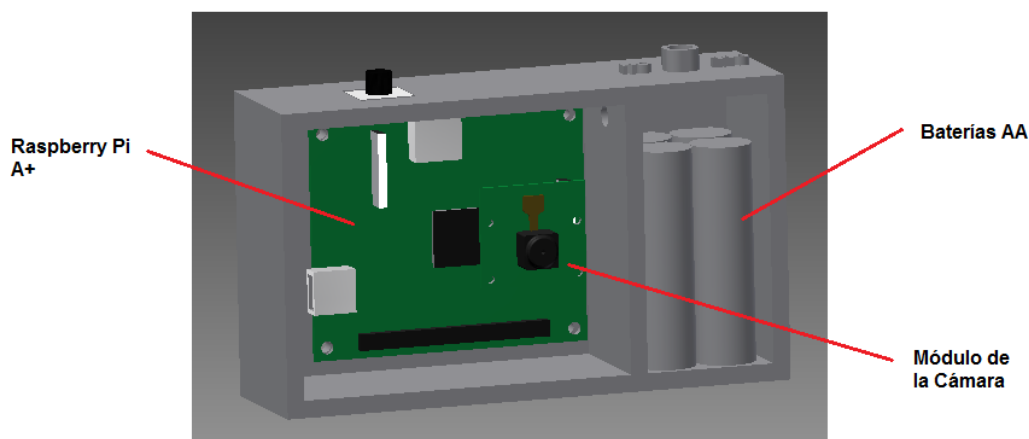


Figura 83 Diseño en Inventor® del dispositivo de pruebas, interior.



El dispositivo estaba compuesto por el microprocesador Raspberry Pi A+, 3 baterías AA con el fin de alimentar al sistema, un switch On/Off, 2 LED (rojo y verde) como indicadores para el usuario, un botón (para capturar la imagen), la cámara y la caja con 2 tapaderas para resguardar a los componentes.

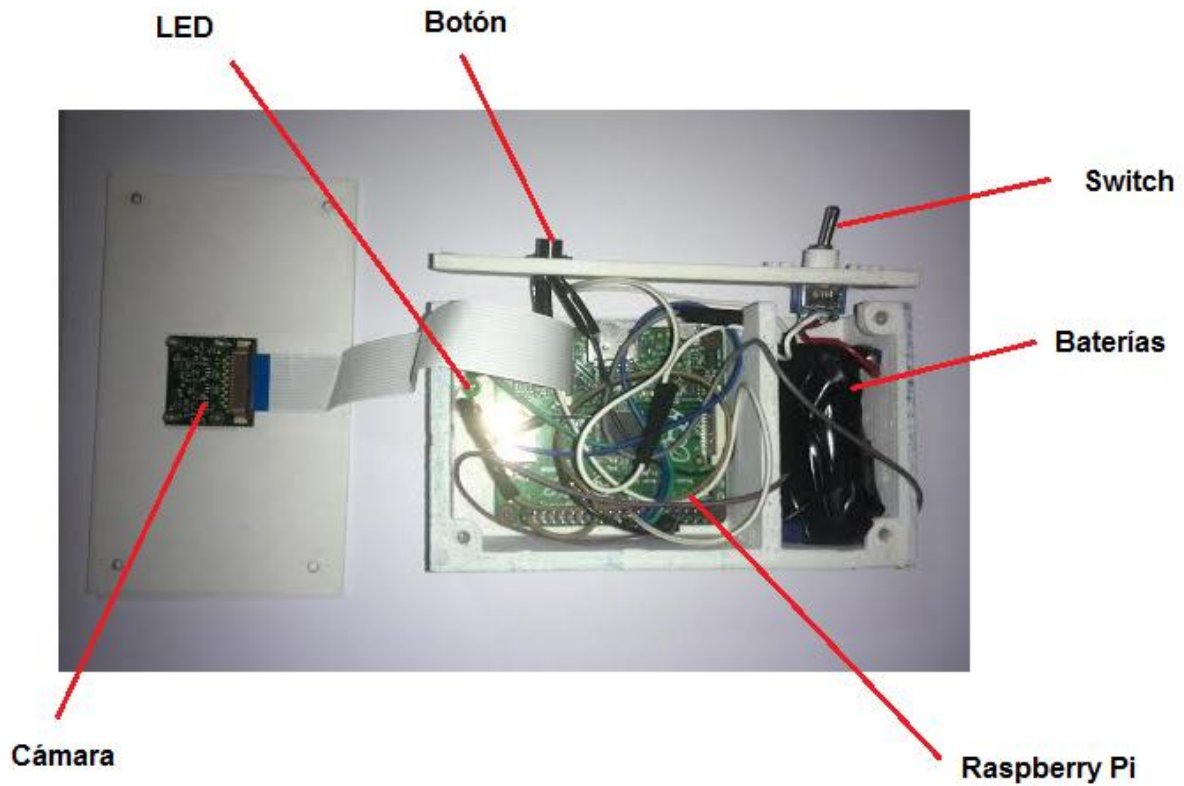
Para poder utilizar el microcontrolador Raspberry Pi A+ se puede utilizar el sistema operativo Raspbian®. Dicho sistema operativo es compatible con Linux y debe ser instalado en la memoria SD. Una vez instalado, es necesario corroborar que las librerías de la cámara se encuentren instaladas, de lo contrario habrá que instalarlas manualmente. De lo contrario no se podrá controlar a la cámara. Se programó el microcontrolador usando el lenguaje de programación de Python, el cuál puede observarse en la sección de anexos. Con el fin de poder ejecutar el programa al arranque del microcontrolador, fue necesario crear un ciclo infinito al inicio de la ejecución del sistema operativo del microcontrolador.

Una vez listo el programa, se procedió a montar el dispositivo y a realizar las interconexiones entre los pines de la Raspberry Pi y los componentes:

Figura 84 Dispositivo de pruebas terminado.



Figura 85 Interior del dispositivo de pruebas terminado.



El dispositivo terminado fue probado antes de ser entregado a la persona que llevó a cabo el experimento. Los resultados obtenidos durante la prueba se muestran en la sección de Resultados.

V. Administración de proyecto

A. Matriz de riesgos

Para realizar una matriz de riesgos, el primer paso a tomar es identificar las posibles fallas en cada subsistema que pueda causar repercusiones críticas y estas puedan afectar el éxito de la misión. Luego de identificar los riesgos, se tabularon asignándoles un número único que los identifica. Posteriormente se determinó la probabilidad de que la falla ocurra y se le asignó un valor ponderado en un rango de 1 a 5 sobre el eje vertical. Luego se determinó la consecuencia de la falla en el funcionamiento general del sistema y se le asignó un valor ponderado en un rango de 1 a 5 sobre el eje horizontal. El número de identificación de cada falla es colocado dentro de la matriz de riesgos usando como coordenadas los valores determinados anteriormente.

La matriz está dividida en tres partes, dependiendo de la criticidad de la falla para el desempeño del sistema. El color rojo indica que si la falla sucede, el sistema completo no será capaz de funcionar correctamente. El color amarillo indica que la falla afectara únicamente a un subsistema, pero los demás funcionarán sin problemas. El color verde indica que la falla puede ser mitigada modificando el modo de operación de un subsistema.

Finalmente el equipo acordó el enfoque de solución para cada una de las fallas. En el Cuadro 55 se observan dichos enfoques. Se emplearon distintos términos en la descripción de las fallas, los cuales se presentan a continuación.

- Mitigar: modificar el funcionamiento o incorporar elementos que compensen el riesgo de falla.
- Observar: monitorear la falla y documentarla para ser resuelta en futuras fases del proyecto.
- Aceptar: indicar que se conoce el riesgo de la falla, pero no existe forma de mitigar el problema por lo que se aceptan sus consecuencias.
- Investigar: la falla no puede ser aceptada y es necesario encontrar una alternativa que compense las sus consecuencias.

Cuadro 54 Matriz de riesgo final del proyecto.

Probabilidad	5					
	4			10	6	
	3				1,7,8	
	2		3, 4	11	2	
	1				5	
		1	2	3	4	5
		Consecuencia				

Cuadro 55 Factores a considerar en la clasificación de riesgos.

Críticidad	Alto		Enfoque	M	Mitigación
	Medio			O	Observación
	Bajo			A	Aceptación
		I		Investigación	

Cuadro 56 Riesgos

No.	Subsistema	Enfoque	Riesgo	Mitigación
1	Estructura	M	Cable de nicormo no permite el despliegue de paneles solares.	Llevar a cabo pruebas en donde el cable sea quemado con corriente al menos 100 veces.
2		M	Despliegue de paneles solares puede dañar las soldaduras u otros componentes.	Desplegar 100 veces el mecanismo para comprobar un funcionamiento correcto del mismo sin la posibilidad de dañar otros elementos.
3		M	Corrosión galvánica en componentes metálicos.	Someter a proceso de galvanizado cualquier pieza metálica que no pertenezca a la familia de los aceros inoxidable.
4		M	Soldadura en frío de las placas que conforman la estructura del picosatélite.	Someter las placas que conforman al picosatélite a un proceso de anodizado.
5		I	Cargas cuasi estáticas calculadas de forma errónea.	Examinar el mecanismo de acción de las distintas fuerzas inerciales que actúan sobre el picosatélite.
6	ACDS	M	Falla de AHRS	Reinicio de inicialización de sensores
7				Incluir sistema de control secundario utilizando los magnetorquers
8		M	Falla de motor de ruedas de reacción	Rutinas de calibración e inicialización de los mismos
9	Carga útil	M	Lectura incorrecta de sensores	Usar redundancia al utilizar 3 GPS
10		M	Falla en la lectura del GPS	Reiniciar los sensores
			Lectura incorrecta de sensores	

B. Presupuesto de masa

Con el fin de no superar el límite establecido de 1.33 kg, se generó un presupuesto de masa para cada uno de los módulos, considerando los componentes empleados en cada uno de ellos.

Cuadro 57 Presupuesto de masa del picosatélite.

Módulo	Componente	Cantidad	Masa (g)	Masa Total (g)	Masa Utilizada (g)	Masa Especificada (g)	Masa Disponible (g)
Estructura	Placa lateral 1	2	47.0	94.0			
	Placa lateral 2	2	48.0	96.0			
	Placa inferior	1	56.0	56.0			
	Placa superior	1	85.0	85.0			
	Varilla roscada M4x8mm	4	6.0	24.0			
	Tuercas hexagonales M4x0.5 mm	16	0.5	8.0	372.6	430.0	57.4
	Arandelas 3N	8	0.2	1.6			
	Tornillo Allen con cabeza plana M3x10mm	16	0.5	8.0			
	Panel solar ISIS	5	50.0	250.0			
	PCB Potencia	2	25.0	50.0			
Potencia	Batería	2	92.0	184.0	494.0	495.0	1.0
	Tornillo Allen con cabeza plana M3x8mm	20	0.5	10.0			
Comunicaciones	RF 2104	1	5.0	5.0			
	Trans. CC1000	2	5.0	10.0	80.0	85.0	5.0
	TNC PIC18F6720	1	5.0	5.0			
	Antena	1	60.0	60.0			
	Sensor de luz (TSL237)	5	2.0	10.0			
ADCS	Motor Drivers (DRV10963EVM)	3	4.0	12.0			
	IMU (UM7 r2)	1	7.1	7.1			
	BLDC	3	6.9	20.7			
	Micromotor	3	9.0	27.0	136.8	140.0	3.2
	Magnetorquer	3	9.0	27.0			
	Rueda de reacción	3	10.0	30.0			
	Teensy 3.1 DevBoard	1	3.0	3.0			
	Base de motor	3	4.0	12.0			
	Tornillos y tuercas	48	0.3	15.0			
	Teensy 3.1 DevBoard	1	3.0	3.0			
Carga útil	GPS LS20031 Receiver	1	12.0	12.0			
	Cámara multi-espectral	1	90.0	90.0			
	PCB Carga útil	3	20.0	60.0	175.4	180.0	4.6
	Varilla roscada M4x8mm	4	1.6	6.4			
	Tuercas hexagonales M4x0.5 mm	8	0.5	4.0			
Total					1 258.8	1330.0	71.2

Tal como se observa en el Cuadro 57 la masa total empleada por cada uno de los módulos no supera el límite establecido.

C. Presupuesto

Cuadro 58 Presupuesto manejado para el proyecto CubeSat 1U de la Universidad del Valle de Guatemala.

Subsistema	Componente	Costo (US \$)	
		CubeSat desarrollado por la Universidad del Valle	CubeSat obtenido en tiendas
ADCS	Sensor óptico	14	36 995
	Drivers de motor	76	
	IMU	149	
	Micromotor BLDC	262	
	Magnetorque	1 500	
	Controlador	19	
	Testbed SRA100-R15	4 820	
Carga útil	GPS LS20031	59	4 009
	Micro cámara ADC	3 750	
	Controlador	19	
	PCB	50	
	Cámara web infrarroja	55	
	Arduino	20	
Estructura	Raspberry	56	
	Estructura	225	2 260
Total		11 074	43 264

VI. RESULTADOS

A. Subsistema Mecánico

1. Frecuencias naturales de la estructura

Cuadro 59 Resumen de los resultados obtenidos (frecuencias naturales de la estructura).

Valores obtenidos de frecuencias naturales	
No. Frecuencia natural	Frecuencia (Hz)
1	1361.35
2	1899.20
3	1939.62
4	2203.34
5	2229.12

Es necesario obtener las frecuencias naturales del sistema antes de proceder a realizar un análisis de vibraciones aleatorias, de reacción de espectro, o de ambiente acústico. La obtención de las frecuencias naturales del sistema permite obtener el efecto de las fuerzas aplicadas que oscilan con la misma frecuencia al modelo (resonancia). En el Cuadro 59 se pueden observar las primeras cinco frecuencias naturales del sistema.

Se debe tomar en cuenta que los resultados de desplazamiento están disponibles para un análisis modal (con o sin carga aplicada). Sin embargo, estos no están escalados a ninguna carga real o excitación estructural y, por lo tanto, solamente tienen sentido como un medio para demostrar las formas de los modos. Un análisis posterior, como vibración aleatoria o esfuerzo transitorio, es necesario con el fin de obtener esfuerzos y deformaciones significativos. (Autodesk, 2013)

Lo anterior indica que los desplazamientos mostrados en las frecuencias naturales del sistema están siendo exagerados con fines demostrativos y solamente sirven para observar en qué puntos se producirían las fallas.

Nota: Desde la Figura 125 a la Figura 129 ubicadas en el anexo 2 de este documento, se puede observar de forma gráfica las primeras cinco frecuencias naturales del sistema.

2. Vibraciones aleatorias aplicadas a la estructura

Cuadro 60 Resumen de los resultados obtenidos en la estructura (vibraciones aleatorias).

Valores máximos obtenidos de vibración aleatoria			
ATV			
No. Frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm ²)	Factor de Seguridad
Aplicación en el eje x			
1	2.613x10 ⁻⁴	0.564	1104.256
2	1.297x10 ⁻⁴	0.084	1847.168
3	2.391x10 ⁻⁵	0.021	7465.793
4	5.505x10 ⁻³	6.456	54.027
5	1.49710 ⁻³	3.287	211.077
Aplicación en el eje y			
1	2.625x10 ⁻⁴	0.313	977.379
2	8.964x10 ⁻³	0.625	287.178
3	4.437x10 ⁻³	3.849	40.273
4	2.912x10 ⁻⁵	0.031	11082.48
5	3.995x10 ⁻⁵	0.034	7456.68
Aplicación en el eje z			
1	1.786x10 ⁻²	15.205	15.811
2	3.671x10 ⁻⁴	0.237	642.481
3	7.353x10 ⁻⁵	0.065	2384.552
4	1.108x10 ⁻⁴	0.124	2878.596
5	9.535x10 ⁻⁴	1.453	340.741
HTV			
No. Frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm ²)	Factor de Seguridad
Aplicación en el eje x			
1	8.064x10 ⁻⁵	0.135	3394.2
2	8.762x10 ⁻⁵	0.074	2101.767
3	2.236x10 ⁻⁴	0.168	917.548
4	5.472x10 ⁻³	7.517	64.394
5	3.606x10 ⁻³	2.217	90.251
Aplicación en el eje y			
1	2.931x10 ⁻⁶	0.005	87204.34
2	1.765x10 ⁻³	1.017	144.708
3	5.354x10 ⁻³	4.663	33.206
4	3.137x10 ⁻⁵	0.044	10404.45
5	1.954x10 ⁻⁴	0.199	1524.919
Aplicación en el eje z			
1	11.279x10 ⁻³	12.088	23.422
2	2.128x10 ⁻⁴	0.168	920.695
3	1.963x10 ⁻⁵	0.015	10040.52
4	6.573x10 ⁻⁴	0.487	473.853
5	6.596x10 ⁻⁴	1.159	494.690

Cuadro 61 Resumen de resultados obtenidos en la estructura (vibraciones aleatorias) parte 2

Falcon 9			
No. Frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm ²)	Factor de Seguridad
Aplicación en el eje x			
1	1.022x10 ⁻⁴	0.099	2804.731
2	2.943x10 ⁻⁴	0.243	638.531
3	3.519x10 ⁻⁶	0.003	56205.92
4	3.891x10 ⁻³	5.391	78.602
5	3.468x10 ⁻³	2.500	85.317
Aplicación en el eje y			
1	5.211x10 ⁻⁹	6.273x10 ⁻⁶	4.942x10 ⁷
2	9.264x10 ⁻⁹	2.328x10 ⁻⁹	2.079x10 ⁷
3	4.133x10 ⁻⁷	3.557x10 ⁻⁴	436047.30
4	5.454x10 ⁻⁹	6.027x10 ⁻⁶	6.241x10 ⁷
5	1.222x10 ⁻⁸	1.772x10 ⁻⁵	2.592x10 ⁷
Aplicación en el eje z			
1	21.006x10 ⁻³	21.589	11.922
2	3.108x10 ⁻⁴	0.214	741.959
3	2.771x10 ⁻⁵	0.024	6586.533
4	3.416x10 ⁻⁴	0.519	995.056
5	9.250x10 ⁻⁴	1.169	373.315
Soyuz			
No. Frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm ²)	Factor de Seguridad
Aplicación en el eje x			
1	1.068x10 ⁻⁴	0.093	2928.870
2	1.290x10 ⁻⁴	0.108	1395.230
3	0.186x10 ⁻³	0.116	1307.111
4	11.839x10 ⁻³	17.296	29.028
5	11.719x10 ⁻³	16.896	26.767
Aplicación en el eje y			
1	0.145x10 ⁻³	0.220	1980.282
2	7.365x10 ⁻³	5.940	25.219
3	10.443x10 ⁻³	8.187	24.220
4	2.395x10 ⁻³	3.572	137.817
5	1.536x10 ⁻³	2.626	229.399
Aplicación en el eje z			
1	17.124x10 ⁻³	10.427	15.082
2	0.752x10 ⁻³	0.644	234.191
3	0.328x10 ⁻³	0.208	737.498
4	1.742x10 ⁻³	2.279	187.253
5	3.309x10 ⁻³	5.162	106.183

Los resultados de las vibraciones aleatorias de los vehículos de lanzamiento ATV, Falcon 9, HTV y Soyuz aplicadas en los tres ejes de coordenadas, presentan las deformaciones y los esfuerzos de von Mises máximos adoptados por la estructura en sus primeras cinco frecuencias naturales.

Como se puede observar en el Cuadro 60, los valores para las deformaciones en los tres ejes de coordenadas, para cada uno de los vehículos espaciales no exceden los valores de milímetros (10⁻³ mm). Además, al

comparar los esfuerzos de von Mises obtenidos para cada uno de los vehículos espaciales se encuentra el mayor de todos en el Falcon 9, con un valor de 21.59 N/mm^2 , lo cual genera un factor de seguridad de 11.92. Debido a los resultados obtenidos, la estructura es capaz de soportar las vibraciones aleatorias presentadas en los vehículos de lanzamiento ATV, Falcon 9, HTV y Soyuz.

Nota: Desde la Figura 130 a la Figura 174 ubicadas en el anexo 2 de este documento, se pueden observar de forma gráfica las deformaciones, los esfuerzos de von Mises y los factores de seguridad producidos por el espectro de densidad de potencia presentado en el vehículo de lanzamiento Soyuz, en el eje “X”, “Y” y “Z”, aplicado en las frecuencias naturales del sistema.

3. Espectro de reacción a choque aplicado a la estructura

Cuadro 62 Resumen de los resultados obtenidos en la estructura (reacción a espectro a choque).

Valores máximos obtenidos de espectro de reacción a choque			
Ariane 5			
No. Frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm^2)	Factor de Seguridad
1	3.866×10^{-3}	4.147	68.669
2	2.233×10^{-3}	1.989	76.084
3	3.801×10^{-3}	2.587	62.228
4	4.801×10^{-3}	2.931	67.746
5	3.814×10^{-3}	5.271	91.659
Falcon 9			
No. Frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm^2)	Factor de Seguridad
1	5.093×10^{-3}	7.396	65.010
2	2.571×10^{-3}	2.267	67.271
3	3.716×10^{-3}	2.948	60.031
4	5.007×10^{-3}	6.629	71.020
5	4.031×10^{-3}	2.812	88.177
Soyuz			
No. Frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm^2)	Factor de Seguridad
1	3.863×10^{-3}	3.119	84.579
2	2.094×10^{-3}	1.769	86.077
3	2.577×10^{-3}	1.602	94.125
4	3.714×10^{-3}	4.058	93.359
5	2.582×10^{-3}	4.176	120.126
Sherpa			
No. Frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm^2)	Factor de Seguridad
1	2.717×10^{-5}	0.041	12.02×10^3
2	1.191×10^{-5}	0.008	19.11×10^3
3	1.989×10^{-5}	0.017	9.08×10^3
4	3.572×10^{-5}	0.043	9.17×10^3
5	3.250×10^{-5}	0.044	9.90×10^3

Los resultados de la reacción ante el espectro a choque de los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9, Soyuz y Sherpa aplicado en el sistema, presentan las deformaciones y los esfuerzos de von Mises máximos adoptados por la estructura en sus primeras cinco frecuencias naturales.

Como se puede observar en Cuadro 62, los valores para las deformaciones, para cada uno de los vehículos espaciales no exceden los valores de milímetros (10^{-3} mm). Además, al comparar los esfuerzos de von Mises obtenidos para cada uno de los vehículos espaciales se encuentra el mayor de todos en el Falcon 9, con un valor de 2.95 N/mm^2 , lo cual genera un factor de seguridad de 60.03. Debido a los resultados obtenidos, la estructura es capaz de soportar la reacción al espectro a choque presentado en los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9, Soyuz y Sherpa.

Nota: Desde la Figura 220 a la Figura 234 ubicadas en el anexo 2 de este documento, se puede observar de forma gráfica la deformación, el esfuerzo de von Mises y el factor de seguridad producido por la reacción al espectro presentado en el vehículo de lanzamiento Ariane 5, aplicado en las frecuencias naturales del sistema.

4. Presión y despresurización aplicada a la estructura

Cuadro 63 Resumen de los resultados obtenidos para la estructura (presión y despresurización).

Valores máximos obtenidos de la aplicación de la presión/despresurización			
	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm^2)	Factor de Seguridad
Presión	7.25×10^{-5}	0.247	807.31
Despresurización	9.20×10^{-7}	0.003	63613.53

En el Cuadro 27 se presenta la presión y despresurización obtenida de los manuales de los vehículos espaciales ATV, Falcon 9 y HTV. Al no ser una estructura presurizada, las fuerzas distribuidas se aplican tanto en la cara interna como externa en cada una de las placas.

En las Figura 26 y Figura 27 se muestra la forma en que se aplicaron las fuerzas causadas por la presión y despresurización generadas a partir de los datos brindados por los manuales de los vehículos espaciales ATV, Falcon 9 y HTV.

Como se puede observar en el Cuadro 63, los valores para las deformaciones no exceden los 7.25×10^{-5} mm para la presión y los 9.20×10^{-7} mm para la despresurización. Además, los esfuerzos de von Mises tienen un valor de 0.247 N/mm^2 para la presión y 0.003 N/mm^2 para la despresurización, lo cual genera un factor de seguridad de 807.31 para la presión y 63613.53 para la despresurización.

Debido a la magnitud en el factor de seguridad, es importante remarcar el hecho que estos ambientes no representan ningún riesgo para la integridad estructural del pico satélite.

Nota: Desde la Figura 280 a la Figura 282, y desde la Figura 283 a la Figura 285 ubicadas en el anexo 2 de este documento, se puede observar de forma gráfica las deformaciones, los esfuerzos de von Mises y los factores de seguridad producidos por las fuerzas equivalentes a las presiones y despresurizaciones respectivamente presentadas en los vehículos de lanzamiento ATV, Falcon 9 y HTV.

5. Ambiente acústico aplicado a la estructura

Cuadro 64 Resumen de los resultados obtenidos para la estructura (ambiente acústico).

Valores máximos obtenidos de la aplicación del ambiente acústico			
No. Frecuencia	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm ²)	Factor de Seguridad
1	8.371×10^{-8}	6.967×10^{-5}	3.65×10^6
2	2.515×10^{-8}	2.128×10^{-5}	7.29×10^6
3	5.788×10^{-8}	3.494×10^{-5}	4.40×10^6
4	5.381×10^{-8}	3.777×10^{-5}	5.63×10^6
5	4.520×10^{-8}	8.984×10^{-5}	7.15×10^6

Los resultados del ambiente acústico presentan una reacción ante las diferencias de presión generadas por los sonidos producidos en el vehículo espacial Sherpa aplicado en el sistema, presentan las deformaciones y los esfuerzos de von Mises máximos adoptados por la estructura en sus primeras cinco frecuencias naturales.

Como se puede observar en el Cuadro 64, los valores para las deformaciones no exceden los valores de milímetros (10^{-3} mm). Además, los esfuerzos de von Mises obtenidos para dicho ambiente encuentra su valor máximo en 6.67×10^{-5} N/mm, lo cual genera un factor de seguridad de 3.65×10^6 .

Al observar un factor de seguridad que se encuentra en la escala de los millones, se planteó la posibilidad que existiera un problema en la geometría de diseño conocido como “Singularidad de superficie”. Una singularidad se produce cuando un punto del vector de superficie no está bien definido y no se puede determinar la normal de superficie (Autodesk, 2014). Inspeccionando el ensamble utilizado para realizar la simulación por medio de la opción “reparación de errores” del software Autodesk Inventor LT, no se encontraron singularidades de superficie, por lo que se descarta esta posibilidad.

Debido a la magnitud en el factor de seguridad, es importante remarcar el hecho que este ambiente no representa ningún riesgo para la integridad estructural del picosatélite.

Nota: Desde la Figura 286 a la Figura 288 ubicadas en el anexo 2 de este documento, se puede observar de forma gráfica la deformación, el esfuerzo de von Mises y el factor de seguridad producido por el ambiente acústico presentado en el vehículo de lanzamiento Sherpa, aplicado en las frecuencias naturales del sistema.

6. Factores de seguridad obtenidos para la estructura. Es importante señalar que los factores de seguridad seleccionados para el CubeSat UVG son los que obtuvieron el valor más bajo al momento de realizar las simulaciones, ya que de esta manera se asume el ambiente más crítico al cual se verá sometido el picosatélite.

A continuación se presentan los resultados resumidos de los factores de seguridad obtenidos al aplicar los distintos ambientes mecánicos a la estructura del CubeSat UVG.

Cuadro 65 Factores de seguridad obtenidos por medio de simulaciones para la estructura.

	Ariane 5	ATV	Falcon 9/ X Dragon	HTV	Sherpa	Soyuz	CubeSat 1U UVG Fase 2
Vibraciones Aleatorias	-	40.27	11.92	23.42	-	15.08	11.92
Espectro de Reacción	62.23	-	60.03	-	9.08×10^3	84.58	60.03
Presión	-	807.31	807.31	807.31	-	-	807.31
Despresurización	-	63613.53	63613.53	63613.53	-	-	63613.53
Acústica	-	-	-	-	3.65×10^6	-	3.65×10^6

Al comparar los valores de los factores de seguridad del Cuadro 31 en su columna “CubeSat UVG” con los obtenidos en el Cuadro 65 en su columna “Valor promedio esperado del factor de seguridad” se encuentra una diferencia considerable, lo cual indica un sobredimensionamiento de la estructura diseñada para el CubeSat UVG.

a. Sobredimensionamiento. Es importante resaltar el hecho que las estructuras de los picosatélites que han alcanzado la etapa de vuelo poseen una gran similitud con las que son distribuidas por empresas como Pumpkin Inc. la cual vende kits de satélites tipo CubeSat listos para ensamblarse.

Figura 86 Diseño de la estructura del CubeSat UVG.

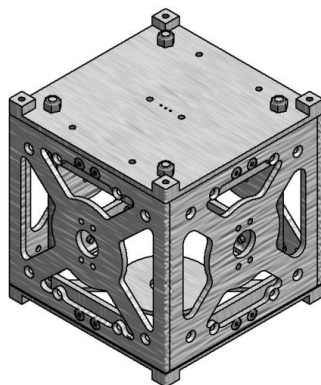


Figura 87 Diseño de la estructura del CubeSat Kit.



(CubeSat Kit, 2013)

Al comparar el diseño de la estructura del CubeSat UVG (Figura 86) con el diseño de la estructura del CubeSat diseñado por la empresa Pumpkin Inc. (Figura 87) la cual vende kits de satélites tipo CubeSat listos para ensamblarse se determinaron las siguientes diferencias:

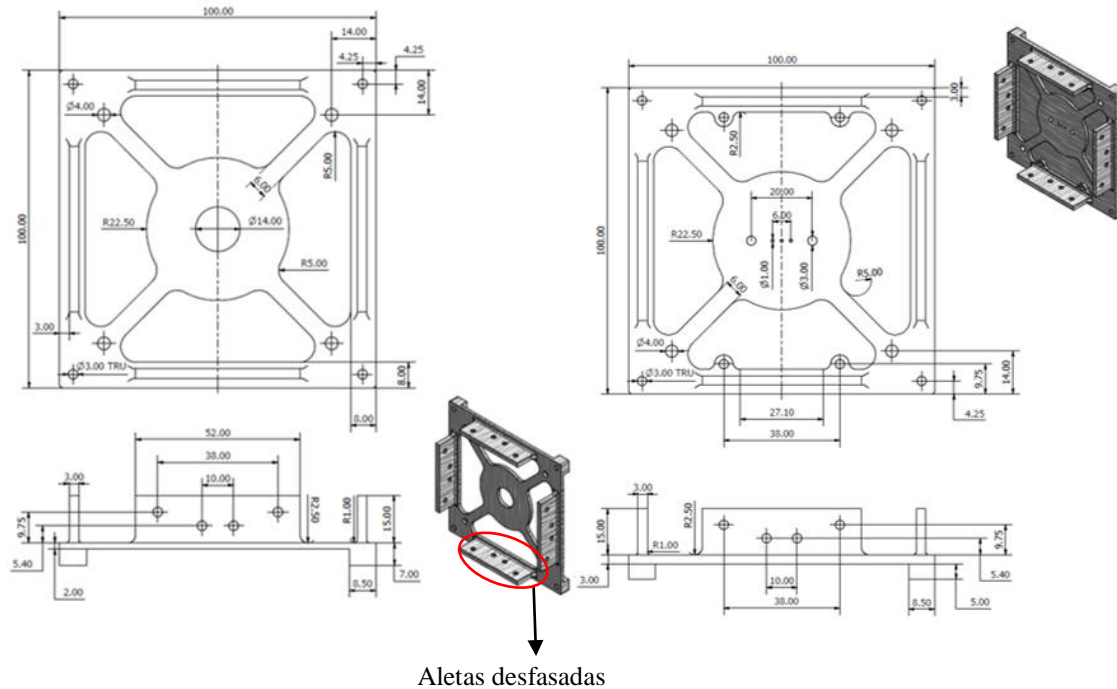
Cuadro 66 Comparación de diseños CubeSat Kit vs CubeSat UVG.

CubeSat UVG	CubeSat Kit
Utiliza 16 tornillos (4 tornillos por cara) de 3.00 mm para la sujeción de sus placas.	Pieza única, unida por 3 remaches en uno de sus extremos.
Espesor de las placas diseñadas es de 3.00 mm.	Espesor de las placas diseñadas es de 1.524 mm.
Placa superior posee una capa sólida de 1.00 mm.	Posee un vaciado en la placa superior que elimina el material innecesario.

(CubeSat Kit, 2013)

Es muy posible que el sobredimensionamiento de la estructura del CubeSat UVG tenga sus raíces en las diferencias marcadas en el Cuadro 66 por lo cual es muy importante tomar esto en cuenta para alcanzar un diseño óptimo de la estructura del picosatélite en una futura etapa en el desarrollo de este proyecto.

Figura 88 Placa superior e inferior CubeSat UVG.



Ya que las placas laterales poseen un espesor de 3.00 mm, se generaron aletas desfasadas en las placas superior e inferior con una misma medida de distancia con respecto a cada uno de sus bordes. Esto se realizó a modo que, al ensamblar el picosatélite cada una de las caras laterales se posicionara a rostro de dichos bordes con la finalidad de mantener las dimensiones especificadas por el CubeSat Design Specification (CDS), Rev 13.

Un CubeSat 1U deberá tener un ancho máximo de 100.0 ± 0.1 mm. (Lee, y otros, 2014). Es por esto que se recomienda atender el hecho que, de reducir el espesor de las placas laterales, se deberán rediseñar la placa superior e inferior del CubeSat UVG en cuanto a la posición de las aletas previamente mencionadas.

7. Mecanismo para el despliegue de paneles solares
 - a. Frecuencias naturales del mecanismo de despliegue de paneles solares

Cuadro 67 Resumen de los resultados obtenidos (frecuencias naturales del mecanismo de despliegue de paneles solares).

Valores obtenidos de frecuencias naturales	
No. Frecuencia natural	Frecuencia (Hz)
1	1204.25
2	1271.39
3	1319.82
4	1325.16
5	1421.16

Es necesario obtener las frecuencias naturales del sistema antes de proceder a realizar un análisis de vibraciones aleatorias, de reacción de espectro. La obtención de las frecuencias naturales del sistema permite obtener el efecto de las fuerzas aplicadas que oscilan con la misma frecuencia al modelo (resonancia). En el Cuadro 67 se pueden observar las primeras cinco frecuencias naturales del sistema.

Se debe tomar en cuenta que los resultados de desplazamiento están disponibles para un análisis modal (con o sin carga aplicada). Sin embargo, estos no están escalados a ninguna carga real o excitación estructural y, por lo tanto, solamente tienen sentido como un medio para demostrar las formas de los modos. Un análisis posterior, como vibración aleatoria o esfuerzo transitorio, es necesario con el fin de obtener esfuerzos y deformaciones significativos. (Autodesk, 2013)

Lo anterior indica que los desplazamientos mostrados en las frecuencias naturales del sistema están siendo exagerados con fines demostrativos y solamente sirven para observar en qué puntos se producirían las fallas.

Nota: Desde la Figura 289 a la Figura 293 ubicadas en el anexo 2 de este documento, se puede observar de forma gráfica las primeras cinco frecuencias naturales del sistema.

b. Vibraciones aleatorias aplicadas al mecanismo de despliegue de paneles solares

Cuadro 68 Resumen de los resultados obtenidos (vibraciones aleatorias del mecanismo de despliegue de paneles solares).

Valores máximos obtenidos de vibración aleatoria			
Falcon 9			
No. Frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm ²)	Factor de seguridad
Aplicación en el eje x			
1	0.041	75.836	5.092
2	0.036	67.492	5.733
3	0.033	71.273	5.424
4	0.006	12.010	32.405
5	0.005	11.069	34.888
Aplicación en el eje y			
1	0.005	8.861	43.636
2	0.002	4.188	72.672
3	0.001	2.647	146.817
4	0.024	42.410	9.165
5	0.022	61.377	6.450
Aplicación en el eje z			
1	0.004	8.844	43.719
2	0.003	5.641	53.953
3	0.002	5.315	73.135
4	0.013	23.453	16.574
5	0.013	37.169	10.651

Los resultados de las vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Falcon 9 aplicadas en los tres ejes de coordenadas, presentan las deformaciones y los esfuerzos de von Mises máximos adoptados por el mecanismo de despliegue de paneles solares en sus primeras cinco frecuencias naturales. Se escogió el vehículo de lanzamiento Falcon 9, debido a que este presentó las condiciones extremas para vibraciones aleatorias en la estructura principal del CubeSat.

Como se puede observar en el Cuadro 68, los valores para las deformaciones en los tres ejes de coordenadas, para el vehículo espacial Falcon 9 no excede el valor de milímetros (10^{-3} mm). Además, al comparar los esfuerzos de von Mises se encuentra el mayor de todos en la frecuencia natural número 1, en el eje "X", con un

valor de 75.84 N/mm^2 , lo cual genera un factor de seguridad de 5.09. Debido a los resultados obtenidos, la estructura es capaz de soportar las vibraciones aleatorias presentadas en los vehículos de lanzamiento Falcon 9.

Nota: Desde la Figura 294 a la Figura 338 ubicadas en el anexo 2 de este documento, se puede observar de forma gráfica las deformaciones, los esfuerzos de von Mises y los factores de seguridad producidos por el espectro de densidad de potencia presentado en el vehículo de lanzamiento Falcon 9, en el eje “X”, “Y” y “Z”, aplicado en las frecuencias naturales del sistema.

c. Espectro de reacción a choque aplicado al mecanismo de despliegue de paneles solares

Cuadro 69 Resumen de los resultados obtenidos (reacción a espectro a choque del mecanismo de despliegue de paneles solares).

Valores máximos obtenidos de espectro de reacción a choque			
Falcon 9			
No. Frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de Von Mises máximo (N/mm^2)	Factor de seguridad
1	0.007	12.915	29.937
2	0.006	10.477	29.052
3	0.005	12.387	31.379
4	0.007	13.097	29.679
5	0.006	18.173	21.784

Los resultados de la reacción ante el espectro a choque del vehículo de lanzamiento Falcon 9 aplicado en el sistema, presentan las deformaciones y los esfuerzos de von Mises máximos adoptados por el mecanismo de despliegue de paneles solares en sus primeras cinco frecuencias naturales. Se escogió el vehículo de lanzamiento Falcon 9, debido a que este presentó las condiciones extremas para la reacción al espectro a choque en la estructura principal del CubeSat.

Como se puede observar en el Cuadro 69, los valores para las deformaciones, para el vehículo espacial Falcon 9 no excede los valores de milímetros (10^{-3} mm). Además, al comparar los esfuerzos de von Mises se encuentra el mayor de todos en la frecuencia natural número 5, con un valor de 18.17 N/mm^2 , lo cual genera un factor de seguridad de 21.78. Debido a los resultados obtenidos, la estructura es capaz de soportar la reacción al espectro a choque presentado en el vehículo de lanzamiento Falcon 9.

Nota: Desde la Figura 339 a la Figura 353 ubicadas en el anexo 2 de este documento, se puede observar de forma gráfica la deformación, el esfuerzo de von Mises y el factor de seguridad producido por la reacción al espectro presentado en el vehículo de lanzamiento Falcon 9, aplicado en las frecuencias naturales del sistema.

d. Factores de seguridad obtenidos para el mecanismo de despliegue de paneles solares. Es importante señalar que los factores de seguridad seleccionados para el mecanismo de despliegue de paneles solares del CubeSat UVG son los que obtuvieron el valor más bajo al momento de realizar las simulaciones, ya que de esta manera se asume el ambiente más crítico al cual se verá sometido el picosatélite.

A continuación se presentan los resultados resumidos de los factores de seguridad obtenidos al aplicar los distintos ambientes mecánicos a dicho mecanismo.

Cuadro 70 Factores de seguridad obtenidos por medio de simulaciones para el mecanismo de despliegue de paneles solares.

Mecanismo de despliegue de paneles solares CubeSat 1U UVG Fase 2	
Vibraciones Aleatorias	5.09
Espectro de Reacción	21.78

8. Análisis de transferencia de calor. Al iniciar el análisis de transferencia de calor es necesario identificar los rangos de temperatura a los cuales pueden operar los distintos componentes electrónicos dentro de la estructura del CubeSat. Esto puede observarse en el Cuadro 71.

Cuadro 71 Rango para temperaturas de operación de componentes electrónicos empleados en el CubeSat.

Componente	Temperatura mínima (°C)	Temperatura máxima (°C)
IMU	-40	85
Motor	-25	80
Microcontrolador	-40	105
Drivers del motor	-40	150
Magne-torques	-35	75
Sensor de luz	-40	85
Regulador MCP1827	-65	150
LP3869-1 Regulador	-65	150
Raspberry Pi A+	-40	85
Módulo de cámara Raspberry Pi	-40	85
Receptor GPS LS20031	-30	75

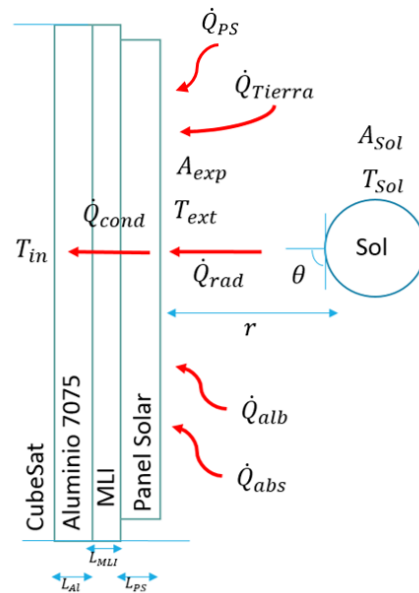
Al observar el rango de operación en cuanto a temperaturas se encuentra al motor, a los magne-torques y al receptor GPS LS20031 como los componentes más propensos a una falla por baja y alta temperatura respectivamente.

Para una órbita baja terrestre, el rango de temperatura se encontrará entre -30°C hasta 50°C en el exterior del pico satélite. En el interior del satélite se busca un rango entre -10°C hasta 10°C . (Johnstone, 2015)

- Temperatura máxima, caso caliente: $T_{\text{máx}} = 50 + 273 = 323\text{K}$
- Temperatura mínima, caso frío: $T_{\text{mín}} = -30 + 273 = 243\text{K}$

Se realizará un análisis de transferencia de calor a fin de alcanzar un aislamiento en la estructura para que en su interior las temperaturas se encuentren en el rango desde -10°C hasta 10°C y de esta manera mitigar la posibilidad de falla en los componentes electrónicos.

Figura 89 Diagrama de transferencia de calor.



Para determinar la distribución de temperatura del pico satélite, y sabiendo que la energía que ingresa al sistema es la radiación producida por distintos factores, y asumiendo un estado estacionario para la transferencia de calor se obtiene lo siguiente:

$$\dot{Q}_{tot} = \dot{Q}_{rad} + \dot{Q}_{Tierra} + \dot{Q}_{alb} + \dot{Q}_{PS} + \dot{Q}_{abs}$$

En donde

$$\dot{Q}_{tot} = \dot{Q}_{cond} = \frac{T_{ext} - T_{in}}{R_{eq}}$$

Se descompone cada una de las variables para las distintas formas de transferir calor por radiación. Por lo que la radiación producida por efecto del Sol se obtiene de la siguiente manera:

$$\dot{Q}_{rad} = I_{sol} A_{sol} \cos(\theta_{sol-cs}) \omega_{sol-cs}$$

La intensidad de la radiación emitida por el Sol es igual a:

$$I_{Sol} = \frac{\sigma T_{Sol}^4}{\pi}$$

Al saber que el picosatélite varía su posición respecto al Sol al desplazarse en su órbita, se considera la transferencia de calor por régimen transitorio en donde la intensidad de la radiación emitida por el sol y las demás fuentes de calor varía según el tiempo y la posición del picosatélite.

Para la simulación de luz solar recibida por el picosatélite en órbita se utilizó el software STK, el cual se basa en el análisis gráfico del comportamiento de satélites u otros objetos puestos en una órbita terrestre. Este software puede adquirirse de forma gratuita al registrarse como estudiante, ingresando a la página <http://www.agi.com/products/stk/>.

Para el escenario se definieron parámetros y límites de la misión. Para la simulación se definieron los siguientes parámetros.

Cuadro 72 Parámetros ingresados al software STK para LEO.

Variable	Dato
Tipo de órbita	Circular- LEO
Altitud (km)	400
Duración de la órbita (min)	90
Fecha de inicio de la misión	01/01/2015
Fecha de final de la misión	31/12/2015

Una vez ingresados los parámetros, el software STK genera la ruta de navegación orbital del picosatélite. La ruta está indicada por una línea de color naranja.

Figura 90 Órbita LEO del CubeSat UVG.

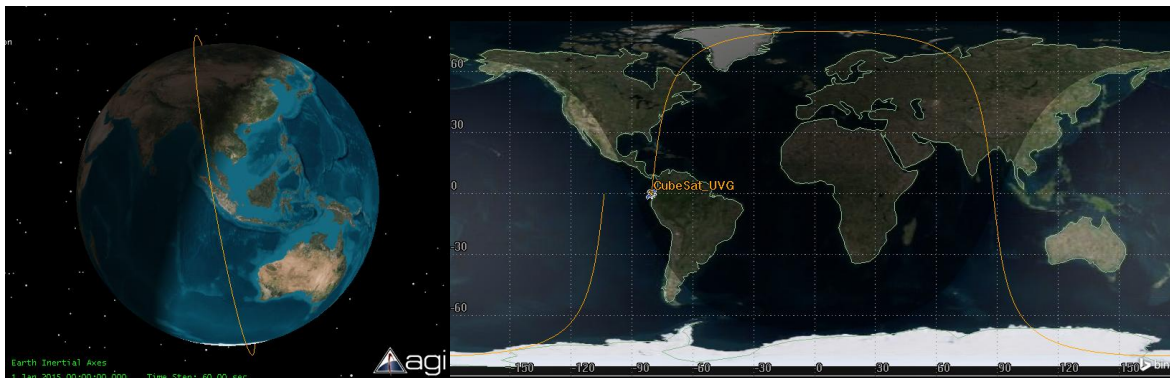
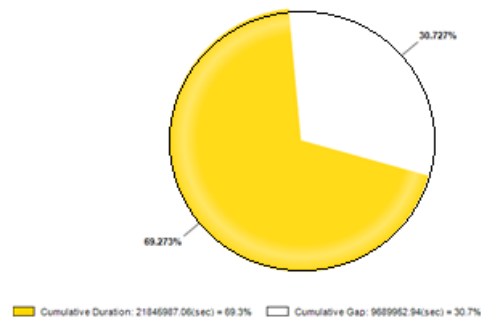


Figura 91 Porcentaje anual de luz solar recibida por el CubeSat UVG.



La simulación muestra el tiempo de iluminación que existe por parte del Sol y de sombra hacia el picosatélite, 21845987.06 segundos (69.3%) y 9689952.94 (30.7%) segundos respectivamente.

Ya que un 69.3% del tiempo de órbita el picosatélite recibe luz solar y el restante 30.7% no lo hace, la irradiación será multiplicada de la siguiente manera:

- Caso caliente

$$G_{\text{Sol}} = 0.693(1373 \text{ W/m}^2) = 951.45 \text{ W/m}^2$$

- Caso frío

$$G_{\text{Sol}} = 0.307(1373 \text{ W/m}^2) = 421.51 \text{ W/m}^2$$

El ángulo entre la superficie del Sol y la superficie del CubeSat varía a lo largo de la órbita que sigue el picosatélite y esto afecta directamente a la cantidad de calor irradiada por el Sol.

$$0^\circ \leq \theta_{\text{Sol-CS}} \leq 45^\circ$$

El ángulo sólido entre las superficies del Sol y del CubeSat se obtiene de la siguiente manera:

$$\omega_{\text{Sol-CS}} = \frac{A_{\text{exp}} \cos(\theta_{\text{Sol-CS}})}{r^2} = \frac{A_{\text{exp}}}{r^2}$$

La radiación producida por el efecto de la Tierra se obtiene de la siguiente manera:

$$\dot{Q}_{\text{Tierra}} = A_{\text{exp}} q_{\text{IR}} \varepsilon_{\text{exp}} F_{\text{Tierra-CS}}$$

Para determinar el intercambio de radiación entre la superficie de las placas y la Tierra, se debe calcular el factor de forma de visión ($F_{\text{Tierra-CS}}$). Dicho factor se define como la fracción de la energía radiante que incide directamente en una superficie de recepción, con respecto a la energía radiante total que emite la superficie de envío (la Tierra). (Cengel & Ghajar, 2011)

$$F_{\text{Tierra-CS}} = \frac{R_o^2}{(h + R_o)^2}$$

Donde, R_o es el radio de la Tierra y h es la distancia entre el pico satélite y la superficie terrestre.

La radiación producida por el efecto del albedo se obtiene de la siguiente manera:

$$\dot{Q}_{\text{alb}} = aA_{\text{exp}}G_{\text{sol}}\alpha_{\text{exp}}F_{\text{Tierra-CS}}K$$

Donde el factor (K) representa el reflejo entrante de la energía emitida por el sol y que alcanza a la Tierra.

$$K = 0.657 + 0.54\left(\frac{R_o}{h + R_o}\right) - 0.196\left(\frac{R_o}{h + R_o}\right)^2$$

La radiación producida por el efecto de la absorción se obtiene aplicando la Ley de Kirchhoff de la siguiente manera:

$$\dot{Q}_{\text{abs}} = \alpha_{\text{exp}}\sigma T_{\text{ext}}^4$$

La temperatura externa (T_{ext}) es igual al máximo y mínimo de temperatura alcanzada en una órbita terrestre baja, por lo que se analizará en ambos casos.

El calor generado por el uso de paneles solares se obtiene de la siguiente manera:

$$\dot{Q}_{\text{PS}} = \eta_{\text{PS}}G_{\text{Sol}}A_{\text{PS}}$$

A partir de las ecuaciones anteriores se genera un resumen de constantes para llevar a cabo el cálculo de las distintas fuentes de calor.

Cuadro 73 Constantes del análisis térmico.

Constantes	Valores
Distancia Sol-CubeSat, r (m)	1.50×10^{11}
Área del sol, A_{sol} (m^2)	1.52×10^{18}
Temperatura Sol, T_{sol} (K)	5800
Irradiación solar, G_{sol} (W/m^2)	1373
Irradiación de la Tierra, q_{IR} (W/m^2)	237
Radio de la Tierra, R_0 (m)	6371000
Constante de Stefan-Boltzmann, σ (W/m^2K^4)	5.67×10^{-8}
Temperatura LEO máxima, $T_{m\acute{a}x}$ (K)	323
Temperatura LEO mínima, $T_{m\acute{i}n}$ (K)	243
Altura LEO, h (m)	400000
Albedo, a	0.33
Área total placa lateral, A_{tot} (m^2)	0.01
Ángulo Sol-CubeSat, θ_{Sol-CS} ($^\circ$)	0

Se obtienen las propiedades físicas y térmicas para las distintas capas de material que deberá atravesar el calor producido por la radiación hacia el interior del CubeSat.

Cuadro 74 Características térmicas y físicas de materiales empleados en el CubeSat.

	Panel Solar (PS)	Aislante multi-capas (MLI)	Aislante PMMA	Aluminio 7075 (Al)
Área transversal, A (m^2)	0.0096	0.0100	0.0100	0.0100
Emisividad, ϵ	0.85	0.92	0.90	0.06
Absortividad, α	0.92	0.91	0.20	0.10
Longitud característica, L (m)	0.001	0.0001	0.0005	0.003
Conductividad térmica, k , (W/mK)	0.350	0.041	0.170	134.000
Calor específico (J/kgK)	319.00	677.16	1470.00	915.00
Eficiencia, η	0.24	-	-	-

(Martínez I., 2015)

Al saber el área de un panel solar, es posible determinar el área expuesta del MLI a las condiciones térmicas. De esta manera es posible calcular un coeficiente de emisividad y absortividad equivalente para cada una de las placas expuestas a dichas condiciones.

Ya que únicamente los paneles solares y una parte del aislante térmico estarán en contacto directo ante la radiación. Se calcula el porcentaje de las áreas expuestas de ambos materiales. A modo de ejemplificar, se realizara el cálculo para el aislante multi capas (MLI).

$$A_{exp} = 0.001 \text{ m}^2$$

$$A_{\text{exp-MLI}} = A_{\text{MLI}} - A_{\text{PS}} = 0.010\text{m}^2 - 0.0096\text{m}^2 = 0.0004\text{ m}^2$$

$$\%A_{\text{exp}} = \frac{0.001\text{m}^2(100\%)}{0.001\text{m}^2} = 100\%$$

$$\%A_{\text{exp-PS}} = \frac{0.0096\text{ m}^2(100\%)}{0.001\text{m}^2} = 96\%$$

$$\%A_{\text{exp-MLI}} = \frac{0.0004\text{ m}^2(100\%)}{0.001\text{m}^2} = 4\%$$

Se determinan los factores equivalentes.

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\text{exp}} &= \%A_{\text{exp-PS}}\varepsilon_{\text{PS}} + \%A_{\text{exp-MLI}}\varepsilon_{\text{MLI}} \\ \varepsilon_{\text{exp}}(0.96)(0.85) + (0.04)(0.92) &= 0.853\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\alpha_{\text{exp}} &= \%A_{\text{exp-PS}}\alpha_{\text{PS}} + \%A_{\text{exp-MLI}}\alpha_{\text{MLI}} \\ \alpha_{\text{exp}}(0.96)(0.92) + (0.04)(0.91) &= 0.919\end{aligned}$$

Se calcula la radiación producida por efecto del Sol.

$$\begin{aligned}\omega_{\text{Sol-CS}} &= \frac{0.001\text{ m}^2}{(1.50 \times 10^{11}\text{m})^2} = 4.474 \times 10^{-25} \\ I_{\text{Sol}} &= \frac{(5.67 \times 10^{-8}\text{W/mK})(5800\text{K})^4}{\pi} = 20424204.98\text{ W/m} \\ \dot{Q}_{\text{rad}} &= \left(20424204.98 \frac{\text{W}}{\text{m}}\right)(1.52 \times 10^{18}\text{ m}^2)(4.474 \times 10^{-25}) = 13.91\text{ W}\end{aligned}$$

Se calcula la radiación producida por efecto de la Tierra.

$$\begin{aligned}F_{\text{Tierra-CS}} &= \frac{(6371\text{ km})^2}{(400\text{ km} + 6371\text{ km})^2} = 0.885 \\ \dot{Q}_{\text{Tierra}} &= (0.001\text{m}^2) \left(\frac{237\text{W}}{\text{m}^2}\right) (0.853)(0.885) = 1.79\text{ W}\end{aligned}$$

Se calcula la radiación producida por el efecto del albedo.

$$K = 0.657 + 0.54 \left(\frac{6371\text{ km}}{400\text{ km} + 6371\text{ km}}\right) - 0.196 \left(\frac{6371\text{ km}}{400\text{ km} + 6371\text{ km}}\right)^2 = 0.992$$

- Caso caliente

$$\dot{Q}_{\text{alb}} = (0.33)(0.01\text{ m}^2)(951.45\text{ W/m}^2)(0.919)(0.885)(0.992) = 2.53\text{ W}$$

- Caso frío

$$\dot{Q}_{\text{alb}} = (0.33)(0.01 \text{ m}^2)(421.51 \text{ W/m}^2)(0.919)(0.885)(0.992) = 1.12 \text{ W}$$

Se calcula la radiación producida por el efecto de la absorción.

- Caso caliente

$$\dot{Q}_{\text{abs}} = (0.919)(5.67 \times 10^{-8} \text{ W/mK})(323 \text{ K})^4 = 5.68 \text{ W}$$

- Caso frío

$$\dot{Q}_{\text{abs}} = (0.919)(5.67 \times 10^{-8} \text{ W/mK})(243 \text{ K})^4 = 1.82 \text{ W}$$

Se calcula el calor generado por los paneles solares.

- Caso caliente

$$\dot{Q}_{\text{PS}} = 0.24(951.45 \text{ W/m}^2)(0.0096 \text{ m}^2) = 2.19 \text{ W}$$

- Caso frío

$$\dot{Q}_{\text{PS}} = 0.24(421.51 \text{ W/m}^2)(0.0096 \text{ m}^2) = 0.97 \text{ W}$$

Se calcula el calor total y su variación a lo largo de la órbita.

- Caso caliente

$$\dot{Q}_{\text{tot-c}} = 13.91 \text{ W} + 1.79 \text{ W} + 2.53 \text{ W} + 5.68 \text{ W} + 2.19 \text{ W} = 26.10 \text{ W}$$

- Caso frío

$$\dot{Q}_{\text{tot-f}} = 13.91 \text{ W} + 1.79 \text{ W} + 1.12 \text{ W} + 1.82 \text{ W} + 0.97 \text{ W} = 19.61 \text{ W}$$

Cuadro 75 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando MLI como aislante térmico.

Ángulo Sol-CubeSat, $\theta_{\text{Sol-CS}} (^{\circ})$	Ángulo solido Sol-CubeSat, $\omega_{\text{Sol-CS}} (\text{sr})$	Calor de radiación emitida por el Sol, (Watts)	Calor máximo total caso caliente, $\dot{Q}_{\text{tot-c}}$ (Watts)	Calor máximo total caso frío, $\dot{Q}_{\text{tot-f}}$ (Watts)
0	4.47E-25	13.91	26.10	19.61
1	2.42E-25	4.06	16.25	9.76
2	-1.86E-25	2.41	14.60	8.11
3	-4.43E-25	13.63	25.82	19.33
4	-2.92E-25	5.94	18.13	11.64
5	1.27E-25	1.12	13.31	6.82
6	4.30E-25	12.82	25.01	18.52
7	3.37E-25	7.91	20.10	13.61
8	-6.51E-26	0.29	12.49	6.00
9	-4.08E-25	11.55	23.74	17.25
10	-3.75E-25	9.79	21.98	15.49
11	1.98E-27	0.00	12.19	5.70
12	3.78E-25	9.90	22.10	15.61

Cuadro 76 Continuación cuadro 75

Ángulo Sol-CubeSat, $\theta_{\text{Sol-CS}}$ (°)	Ángulo solido Sol-CubeSat, $\omega_{\text{sol-CS}}$ (sr)	Calor de radiación emitida por el Sol, (Watts)	Calor máximo total caso caliente, $\dot{Q}_{\text{tot-c}}$ (Watts)	Calor máximo total caso frío, $\dot{Q}_{\text{tot-f}}$ (Watts)
13	4.06E-25	11.45	23.64	17.15
14	6.12E-26	0.26	12.45	5.96
15	-3.40E-25	8.03	20.22	13.73
16	-4.28E-25	12.76	24.95	18.46
17	-1.23E-25	1.05	13.24	6.75
18	2.95E-25	6.06	18.26	11.77
19	4.42E-25	13.60	25.79	19.30
20	1.83E-25	2.32	14.51	8.02
21	-2.45E-25	4.17	16.36	9.87
22	-4.47E-25	13.91	26.10	19.61
23	-2.38E-25	3.95	16.14	9.65
24	1.90E-25	2.50	14.69	8.20
25	4.43E-25	13.66	25.86	19.37
26	2.89E-25	5.82	18.01	11.52
27	-1.31E-25	1.19	13.38	6.89
28	-4.31E-25	12.89	25.08	18.59
29	-3.35E-25	7.78	19.97	13.48
30	6.90E-26	0.33	12.52	6.03
31	4.09E-25	11.64	23.83	17.34
32	3.73E-25	9.68	21.87	15.38
33	-5.94E-27	0.00	12.19	5.70
34	-3.80E-25	10.02	22.21	15.72
35	-4.04E-25	11.36	23.55	17.06
36	-5.73E-26	0.23	12.42	5.93
37	3.42E-25	8.15	20.34	13.85
38	4.27E-25	12.69	24.88	18.39
39	1.19E-25	0.99	13.18	6.69
40	-2.98E-25	6.19	18.38	11.89
41	-4.42E-25	13.56	25.75	19.26
42	-1.79E-25	2.23	14.42	7.93
43	2.48E-25	4.29	16.48	9.99
44	4.47E-25	13.90	26.10	19.61
45	2.35E-25	3.84	16.03	9.54

Figura 92 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando MLI como aislante térmico, caso caliente.

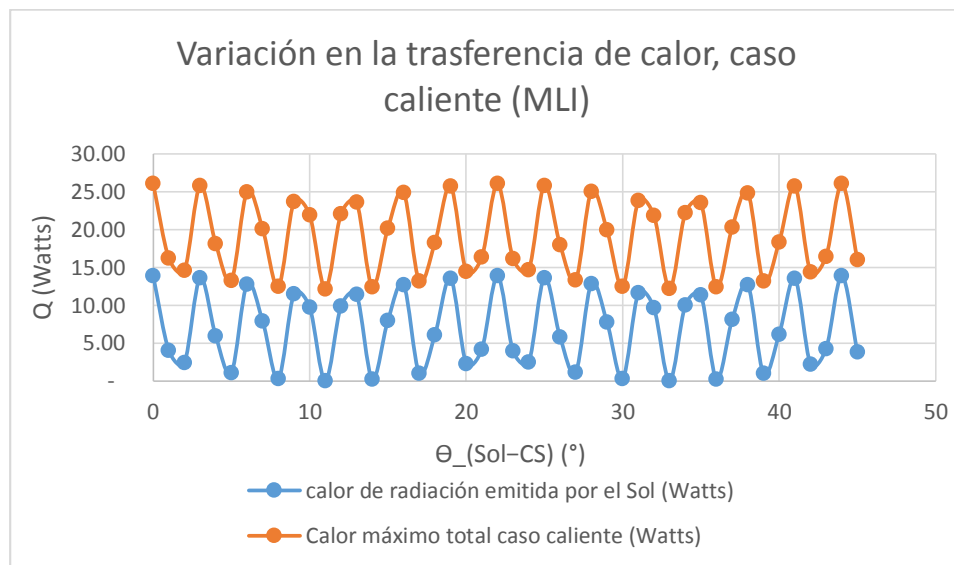
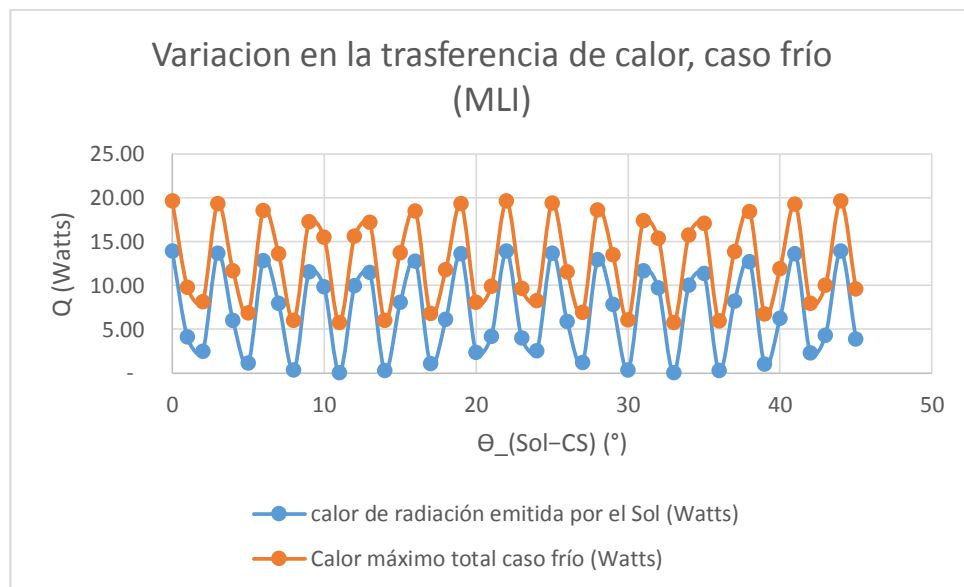


Figura 93 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando MLI como aislante térmico, caso frío.



Para obtener una resistencia equivalente es necesario calcular las resistencias correspondientes para cada uno de los materiales empleados en la conducción de calor hacia el interior del CubeSat. Se dejará como variable la cantidad de capas necesarias de MLI para obtener los rangos de temperatura deseados.

$$R_{eq} = R_{PS} + R_{AI} + R_{MLI}$$

Se calcula la resistencia de los paneles solares.

$$R_{PS} = \frac{L_{PS}}{k_{PS}A_{PS}} = \frac{0.001\text{m}}{(0.35 \text{ W/mK})(0.0096 \text{ m}^2)} = 0.298 \text{ W/K}$$

Se calcula la resistencia del aluminio 7075.

$$R_{Al} = \frac{L_{Al}}{k_{Al}A_{Al}} = \frac{0.003 \text{ m}}{(134 \text{ W/mK})(0.01 \text{ m}^2)} = 0.002 \text{ W/K}$$

Se calcula la resistencia del MLI.

$$R_{PS} = \frac{L_{MLI}}{k_{MLI}A_{MLI}} = \frac{L_{MLI}}{\left(0.0414 \frac{\text{W}}{\text{mK}}\right)(0.01 \text{ m}^2)}$$

Sabiendo que:

$$\dot{Q}_{\text{tot}} = \dot{Q}_{\text{cond}} = \frac{T_{\text{ext}} - T_{\text{in}}}{R_{\text{eq}}}$$

Y despejando para la temperatura interna del CubeSat,

$$T_{\text{in}} = -\dot{Q}_{\text{tot}}R_{\text{eq}} + T_{\text{ext}}$$

Es posible calcular la cantidad de aislante MLI necesario para aislar la estructura para el caso caliente y para el caso frío. Esto se presenta en el Cuadro 79.

Posteriormente, se repite el cálculo anterior utilizando el aislante térmico PMMA para determinar la cantidad necesaria de este material para aislar la estructura para el caso caliente y para el caso frío. Esto se presenta en el Cuadro 80.

Cuadro 77 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando PMMA como aislante térmico.

Ángulo Sol-CubeSat, $\theta_{\text{Sol-CS}} (^{\circ})$	Ángulo solido Sol-CubeSat, $\omega_{\text{Sol-CS}} (\text{sr})$	Calor de radiación emitida por el Sol, (Watts)	Calor máximo total caso caliente, (Watts)	Calor máximo total caso frío, (Watts)
0	4.47E-25	13.91	25.84	19.52
1	2.42E-25	4.06	16.00	9.67
2	-1.86E-25	2.41	14.35	8.02
3	-4.43E-25	13.63	25.57	19.24
4	-2.92E-25	5.94	17.88	11.55
5	1.27E-25	1.12	13.06	6.73
6	4.30E-25	12.82	24.76	18.43
7	3.37E-25	7.91	19.84	13.51

Cuadro 78 Continuación cuadro 77

Ángulo Sol-CubeSat, $\theta_{\text{Sol-CS}}$ (°)	Ángulo solido Sol-CubeSat, $\omega_{\text{Sol-CS}}$ (sr)	Calor de radiación emitida por el Sol, (Watts)	Calor máximo total caso caliente, (Watts)	Calor máximo total caso frío, (Watts)
8	-6.51E-26	0.29	12.23	5.90
9	-4.08E-25	11.55	23.48	17.16
10	-3.75E-25	9.79	21.73	15.40
11	1.98E-27	0.00	11.94	5.61
12	3.78E-25	9.90	21.84	15.51
13	4.06E-25	11.45	23.39	17.06
14	6.12E-26	0.26	12.20	5.87
15	-3.40E-25	8.03	19.96	13.64
16	-4.28E-25	12.76	24.69	18.36
17	-1.23E-25	1.05	12.99	6.66
18	2.95E-25	6.06	18.00	11.67
19	4.42E-25	13.60	25.53	19.21
20	1.83E-25	2.32	14.25	7.93
21	-2.45E-25	4.17	16.11	9.78
22	-4.47E-25	13.91	25.84	19.52
23	-2.38E-25	3.95	15.89	9.56
24	1.90E-25	2.50	14.44	8.11
25	4.43E-25	13.66	25.60	19.27
26	2.89E-25	5.82	17.76	11.43
27	-1.31E-25	1.19	13.12	6.80
28	-4.31E-25	12.89	24.82	18.50
29	-3.35E-25	7.78	19.72	13.39
30	6.90E-26	0.33	12.27	5.94
31	4.09E-25	11.64	23.57	17.25
32	3.73E-25	9.68	21.62	15.29
33	-5.94E-27	0.00	11.94	5.61
34	-3.80E-25	10.02	21.95	15.62
35	-4.04E-25	11.36	23.30	16.97
36	-5.73E-26	0.23	12.16	5.84
37	3.42E-25	8.15	20.08	13.76
38	4.27E-25	12.69	24.62	18.30
39	1.19E-25	0.99	12.93	6.60
40	-2.98E-25	6.19	18.12	11.80
41	-4.42E-25	13.56	25.50	19.17
42	-1.79E-25	2.23	14.16	7.83
43	2.48E-25	4.29	16.22	9.89
44	4.47E-25	13.90	25.84	19.51
45	2.35E-25	3.84	15.77	9.45

Figura 94 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando PMMA como aislante térmico, caso caliente.

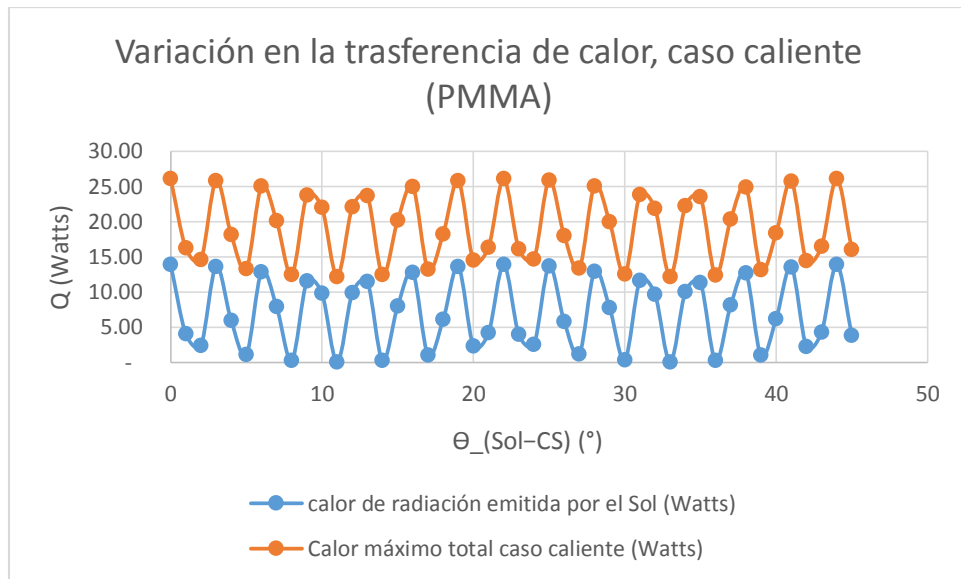
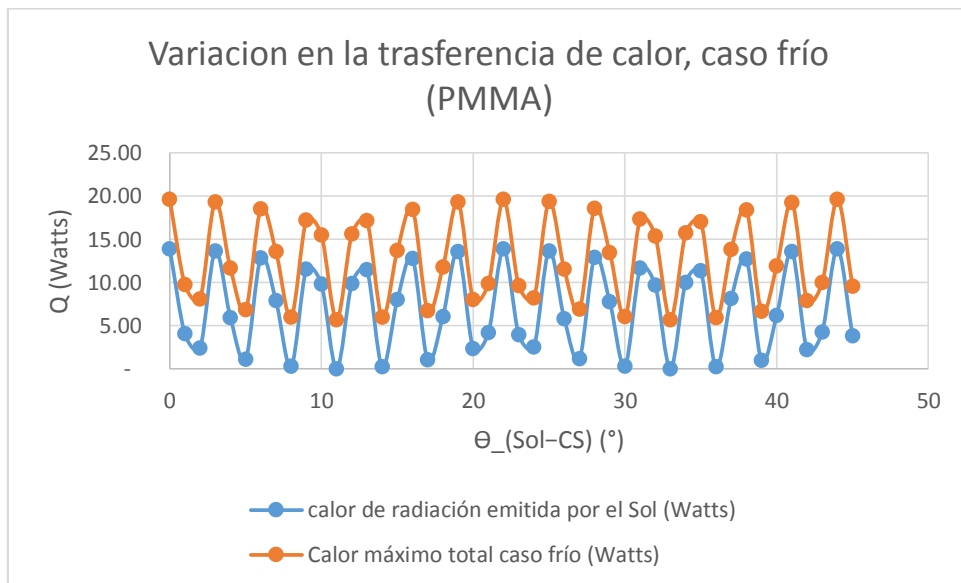


Figura 95 Variación del calor de radiación emitida por el Sol empleando PMMA como aislante térmico, caso frío.



Cuadro 79 Capas necesarias de MLI para aislamiento térmico.

Capas utilizadas de MLI	Longitud equivalente MLI, L_{MLI} (m)	Resistencia térmica MLI, R_{MLI} (K/W)	Resistencia térmica equivalente, R_{eq} (K/W)	Temperatura interna caliente, T_{in-c} (K)	Temperatura interna caso caliente, T_{in-c} (°C)	Temperatura interna caso frío, T_{in-f} (K)	Temperatura interna caso frío, T_{in-f} (°C)
1	0.0001	0.242	0.541	307.735	34.735	256.176	-16.824
2	0.0002	0.483	0.783	300.925	27.925	262.055	-10.945
3	0.0003	0.725	1.024	294.115	21.115	267.933	-5.067
4	0.0004	0.966	1.266	287.305	14.305	273.812	0.812
5	0.0005	1.208	1.508	280.495	7.495	279.690	6.690
6	0.0006	1.449	1.749	273.684	0.684	285.569	12.569
7	0.0007	1.691	1.991	266.874	-6.126	291.447	18.447
8	0.0008	1.932	2.232	260.064	-12.936	297.326	24.326
9	0.0009	2.174	2.474	253.254	-19.746	303.204	30.204

Como se observa en el Cuadro 79, se necesitan 5 capas de MLI para mantener un rango de operación entre -10°C hasta 10°C dentro del CubeSat.

Cuadro 80 Capas necesarias de PMMA para aislamiento térmico.

Capas utilizadas de PMMA	Longitud equivalente PMMA, L_{PMMA} (m)	Resistencia térmica PMMA, R_{PMMA} (K/W)	Resistencia térmica equivalente, R_{eq} (K/W)	Temperatura interna caliente, T_{in-c} (K)	Temperatura interna caso caliente, T_{in-c} (°C)	Temperatura interna caso frío, T_{in-f} (K)	Temperatura interna caso frío, T_{in-f} (°C)
1	0.0005	0.294	0.594	306.425	33.425	257.354	-15.646
2	0.0010	0.588	0.888	298.218	25.218	264.462	-8.538
3	0.0015	0.882	1.182	290.011	17.011	271.570	-1.430
4	0.0020	1.176	1.476	281.804	8.804	278.677	5.677
5	0.0025	1.471	1.770	273.597	0.597	285.785	12.785
6	0.0030	1.765	2.065	265.390	-7.610	292.893	19.893
7	0.0035	2.059	2.359	257.182	-15.818	300.000	27.000
8	0.0040	2.353	2.653	248.975	-24.025	307.108	34.108
9	0.0045	2.647	2.947	240.768	-32.232	314.216	41.216
10	0.0050	2.941	3.241	232.561	-40.439	321.324	48.324

Como se observa en el Cuadro 80, se necesitan 4 capas de PMMA para mantener un rango de operación entre -10°C hasta 10°C dentro del CubeSat.

9. Discusión del análisis de transferencia de calor. Se utilizó una licencia de estudiante del simulador STK para estudiar el comportamiento de la órbita circular tipo LEO, de esta manera fue posible determinar el tiempo en el que la irradiación solar actúa sobre los materiales empleados en la construcción del picosatélite y sus efectos en la toma de decisión en la selección de materiales aislantes.

El tiempo de exposición a la luz solar es el mismo tiempo al cual el picosatélite experimentará la temperatura máxima encontrada en el ambiente espacial (caso caliente) y el tiempo de sombra es aquel al cual el picosatélite experimentará la temperatura mínima encontrada en dicho ambiente (caso frío).

Al realizar el análisis de transferencia de calor empleando las distintas propiedades térmicas de los materiales con dimensiones fijas (longitud característica constante) que conforman las paredes del CubeSat (aluminio 7075 y celdas solares) fue posible variar la cantidad de MLI o PMMA necesario para llevar a cabo el aislamiento térmico de la estructura y sus componentes.

Al finalizar el análisis térmico, se determinó que la cantidad de capas necesarias de MLI para garantizar un rango de temperaturas entre los 10°C y los -10°C es de 5, lo cual equivale a 0.5 mm de espesor para el aislante, y la cantidad de capas necesarias de PMMA para garantizar el mismo rango de temperaturas es de 4, lo cual equivale a 2.0 mm de espesor para el aislante. De esta manera es posible observar que los espesores para los aislantes no representa un costo elevado en el volumen disponible para el CubeSat, considerando el hecho que a cambio de esto, se produce la protección de los distintos componentes electrónicos ante el efecto de calor irradiando hacia su interior.

10. Manufactura. Para la realización de la estructura del CubeSat 1U se optó por un proceso de maquinado, el cual comprende un conjunto de operaciones para dar forma a una pieza, ya sea por medio de arranque de viruta o por abrasión.

Empleando herramientas de dibujo y moldeado sólido se generaron las distintas placas que conforman al CubeSat 1U en un sistema de diseño asistido por computadora (CAD), a partir de esto se creó una ruta de corte que debe seguir una herramienta para llevar a cabo la fabricación de la pieza deseada empleando un sistema de manufactura asistida por computadora (CAM), dicha ruta generada permite la creación de un programa que se introduce a una computadora que controla la posición y la velocidad de los motores que accionan los ejes una máquina por medio de control numérico computarizado (CNC); una vez programada, la computadora ejecuta todas las operaciones por sí sola, sin la necesidad de un operador que este manejándola.

En el Cuadro 81 se presentan las características de una fresadora modelo Concept MILL 105 y se comparan con especificaciones de diseño de la estructura del CubeSat 1U para determinar si es posible su elaboración en dicha máquina.

Cuadro 81 Características de una fresadora modelo Concept MILL 105 versus requerimientos para llevar a cabo la manufactura del prototipo estructural del picosatélite.

	Concept MILL 105	CubeSat 1U	Satisfactorio/Insatisfactorio
Área de trabajo máxima (mm)			
Carrera del eje X longitudinal	200	100	Satisfactorio
Carrera del eje Y transversal	150	100	Satisfactorio
Carrera del eje Z vertical	250	18	Satisfactorio
Tolerancia (mm)			
Eje X,Y Z	±0.001	±0.1	Satisfactorio
	Masa máxima admitida en la mesa (kg)	Placa Masa	
		Lateral 1	0.047 Satisfactorio
	10	Lateral 2	0.048 Satisfactorio
		Inferior	0.056 Satisfactorio
		Superior	0.085 Satisfactorio
Velocidad de maquinado rpm			
Motor principal	150-5000	2000-3500	Satisfactorio
Torque husillo de fresar	4.2 Nm		
Avance rápido en los ejes X/Y/Z	5 m/min	0.5 m/min	Satisfactorio
Avance de trabajo	5 m/min	0.5 m/min	Satisfactorio

Una fresadora modelo Concept MILL 105 satisface todos los aspectos considerados para la elaboración de la estructura del CubeSat diseñado, por lo cual es posible realizar la manufactura de todas las placas que conforman al picosatélite empleando esta máquina.

11. Selección de herramientas de corte. Siendo la dureza del aluminio 7075 equivalente a un valor de 130 en la escala de un ensayo para dureza Brinell es necesario utilizar herramientas de corte con valores mayores a estos para poder realizar los distintos tipos de maquinado necesarios para la elaboración de la estructura.

En el Cuadro 82 se presentan las características de distintas herramientas de corte y se comparan con especificaciones de diseño de la estructura del picosatélite diseñado.

Cuadro 82 Características de la herramienta de corte.

Tipo de herramienta	Material de la herramienta	Tipo de maquinado	Diámetro de la herramienta (mm)	Dureza Brinell (HB)	Resistencia al corte (N/mm ²)
Broca	Acero HSS	Barrenado	2.5 3.5	310	1030
Fresa de punta plana	Acero HSS	Fresado (desbaste, afinado y acabado superficial)	4 5 10	320	1060

La dureza Brinell del acero que conforma la broca y las distintas fresas de punta plana es mayor a la del aluminio 7075, por lo cual es posible realizar el desbaste del material seleccionado para la manufactura brindándoles las dimensiones especificadas en el diseño.

12. Bases de sujeción. Debido a la geometría de las placas que conforman al CubeSat 1U se diseñaron bases que permiten su manufactura garantizando una sujeción uniforme de las mismas en todo momento, esto con la finalidad de evitar que al momento de realizar el desbaste de las piezas estas puedan presentar pandeo o lleguen a fracturarse.

Figura 96 Dimensiones de base de sujeción manufacturada.

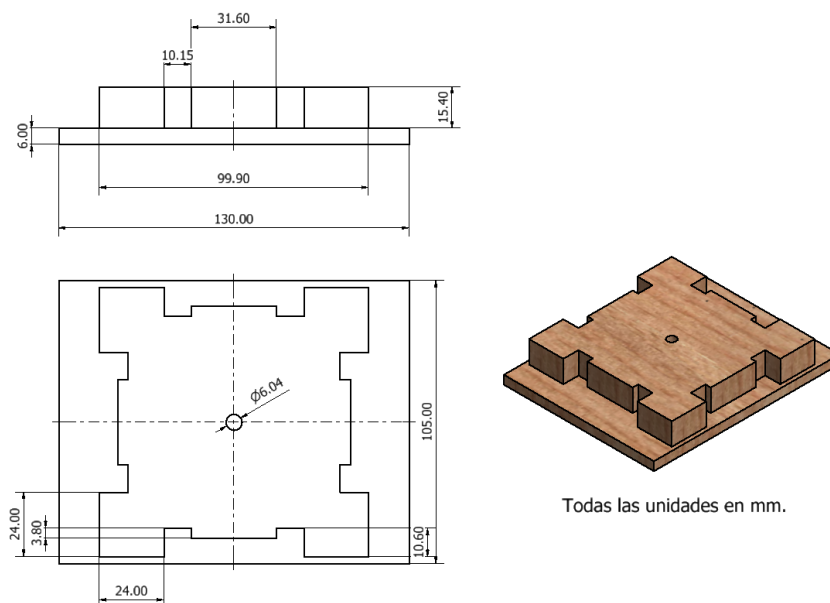
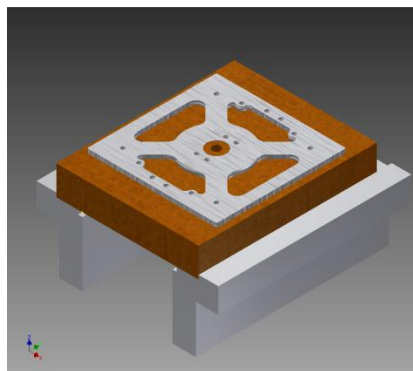


Figura 97 Ejemplo de sujeción de placas que conforman al CubeSat 1U.



13. Proceso de manufactura. Se inicia seleccionando la herramienta de corte empleada para llevar a cabo el proceso de manufactura. Cada herramienta presenta características dimensionales que se utilizarán para generar los parámetros de corte ingresados a la maquina CNC.

Cuadro 83 Características de la herramienta.

Número de herramienta	Tipo	Diámetro (mm)	Longitud del hombro (mm)	Longitud de la ranura (mm)	Diámetro del eje (mm)	Longitud del cuerpo (mm)	Cantidad de filos
1	Fresa plana	10.0	25.02	25.02	10	25.02	2
2	Broca	2.5	32.5	30.0	2.5	42.5	1
5	Broca	3.3	40.78	40.78	3.3	43.4	1
9	Fresa plana	4.0	19.0	19.0	4.0	35.0	2
10	Broca	4.1	6	6	10	22.38	1

Posteriormente se parametrizan los valores para cada una de las herramientas, esto se hace tomando en cuenta que la fresa realiza movimientos paralelos a la superficie, mientras que la brocas solo realizan movimientos perpendiculares a la superficie.

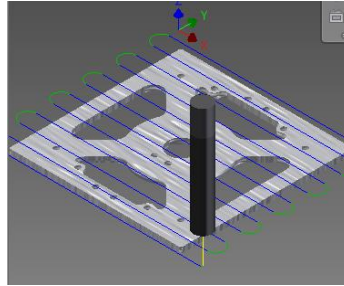
Cuadro 84 Parámetros de corte de la herramienta.

Número de herramienta	Velocidad del husillo (rpm)	Velocidad superficial (m/min)	Velocidad de la rampa (rpm)	Avance de corte (mm/min)	Avance por diente (mm)	Avance en lead-in (mm/min)	Avance en lead-out (mm/min)	Avance de la rampa (mm/min)	Avance en zambullida (mm/min)	Alimentación por revolución (mm)	Avance en la retracción (mm/min)
1	2500	78.54	2500	500	0.10	400	400	250	250	0.10	-
2	3000	23.56	3000	-	-	-	-	-	250	0.08	250
5	3000	31.10	3000	-	-	-	-	-	250	0.08	250
9	2500	31.42	2500	500	0.10	400	400	250	250	0.10	-
10	2500	78.54	2500	500	0.10	400	400	250	250	0.10	-

Una vez generados los parámetros, se procede a realizar la estrategia de maquinado. La estrategia de maquinado varía según la pieza en la cual se esté trabajando en el momento. A continuación se presenta a modo ilustrativo la trayectoria seleccionada para la herramienta empleada en el proceso de maquinado de una placa lateral.

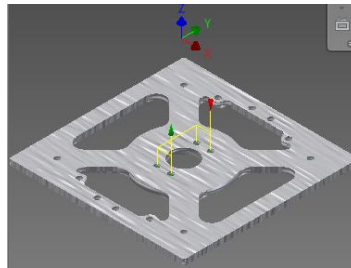
Se inicia generando un careado que sirva para eliminar irregularidades en la superficie del material empleado.

Figura 98 Careado de placa lateral.



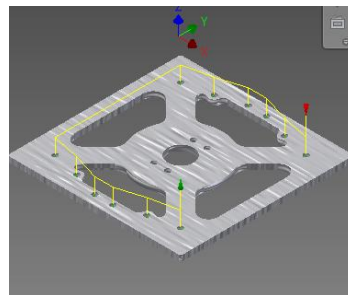
Posteriormente se generan los agujeros de diámetro de 2.5 mm en la placa.

Figura 99 Primer taladrado de placa lateral.



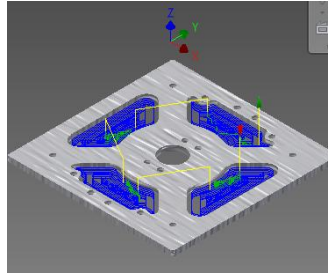
Después, se generan los agujeros de diámetro de 3.3 mm en la placa. Estos agujeros se utilizarán para atornillar el material a la base previamente diseñada y manufacturada.

Figura 100 Segundo taladrado de placa lateral.



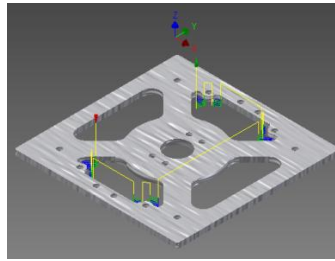
Utilizando la lógica de maquinado por restos, se realiza un proceso de desbaste al detalle interior para la placa en multi-pasadas de 0.75 mm con la fresa de 5.00 milímetros de diámetro. Esto con la finalidad de eliminar la mayor cantidad de material en la placa.

Figura 101 Desbaste interior de placa lateral.



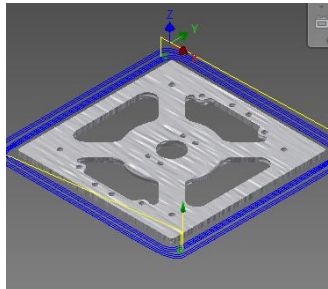
Ya que la fresa de 5.00 mm de diámetro no es capaz de alcanzar algunas curvaturas con diámetros muy reducidos, se genera un desbaste al detalle interior para la placa en multi-pasadas de 0.75 mm con la fresa de 4.00 milímetros de diámetro. Esta fresa ingresara a las curvas a las cuales la fresa de 5.00 mm de diámetro no pudo.

Figura 102 Desbaste por restos de placa lateral.



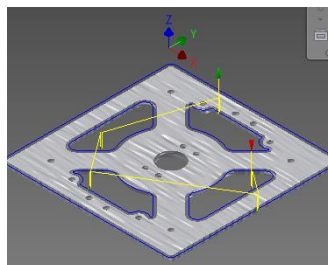
Posteriormente se genera un contorneado a la placa a modo de eliminar el material de exceso a lo largo de todo su perímetro.

Figura 103 Contorneado de placa lateral.



Finalmente se genera un chaflán para eliminar la rebaba.

Figura 104 Afinado de placa lateral.



14. Discusión de la manufactura. Según el estudio realizado el material empleado para la manufactura del picosatélite debía ser aluminio 7075. Sin embargo, debido a un error en la compra del material se utilizó aluminio 6061 en la fabricación del prototipo.

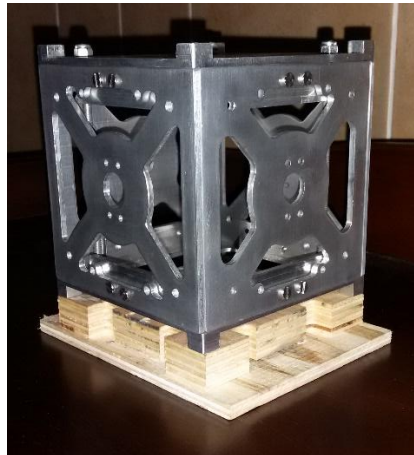
Al comparar las dimensiones generales obtenidas del modelo manufacturado con las medidas especificadas en el diseño (Cuadro 85), se encuentra una diferencia máxima ubicada en la placa inferior de +0.21 mm, lo cual es superior a la tolerancia especificada de ± 0.10 mm.

Cuadro 85 Comparación de dimensiones generales del CubeSat manufacturado.

Placa	Dimensiones esperadas (mm)	Dimensiones obtenidas (mm)
Lateral 1	94.00x94.00x3.00	94.14x94.03x3.04
Lateral 2	100.00x94.00x3.00	100.16x94.08x2.96
Inferior	100.00x100.00x2.00	100.21x100.06x2.00
Superior	100.00x100.00x3.00	100.08x100.09x3.02

A medida que el proceso de manufactura fue desarrollado, existió interacción entre las placas a maquinarse y el fabricante. Esto sucedió ya que el material debía fijarse a una base de madera después de generar todos los agujeros de la placa, para posteriormente generar el desbaste interno de la misma, lo cual provocó un corrimiento en el centro de la placa y el centro definido por la CNC afectando así las dimensiones finales de la pieza.

Figura 105 CubeSat 1U manufacturado y ensamblado.



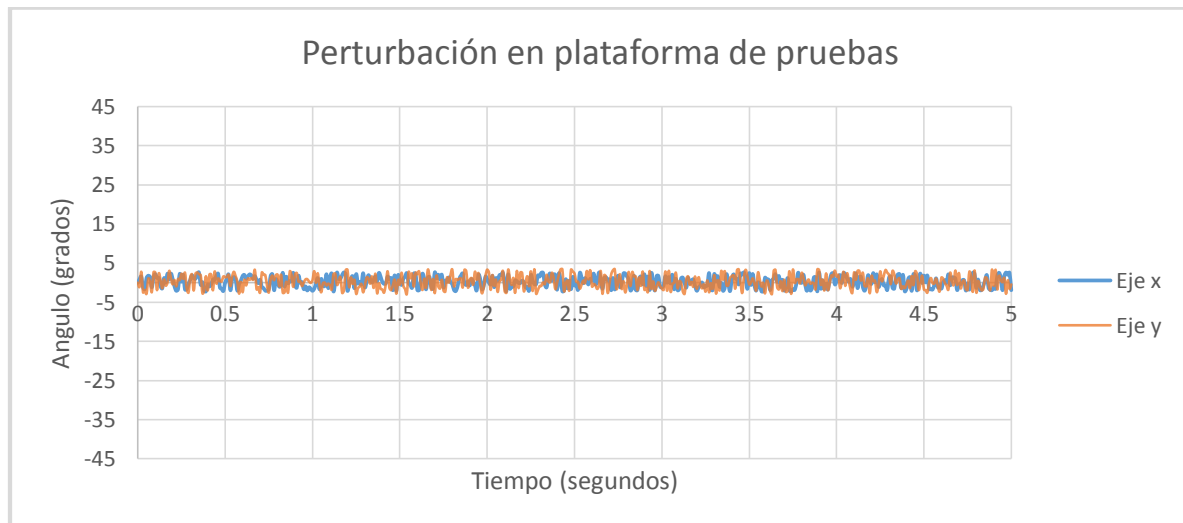
B. Subsistema de control de actitud

1. Resultados de comportamiento de plataforma de pruebas. Para el testbed se realizó una prueba únicamente con la IMU montada sobre la superficie de modo que se obtuvieran datos del ruido o perturbaciones introducidas al sistema, en cada uno de sus ejes, a causa de la inyección de aire comprimido. A continuación se presenta el gráfico donde se muestra el comportamiento del testbed sin carga sobre la superficie del mismo.

Figura 106 Comportamiento de plataforma de pruebas sin carga para eje Z.



Figura 107 Comportamiento de plataforma de pruebas sin carga para eje x, y.

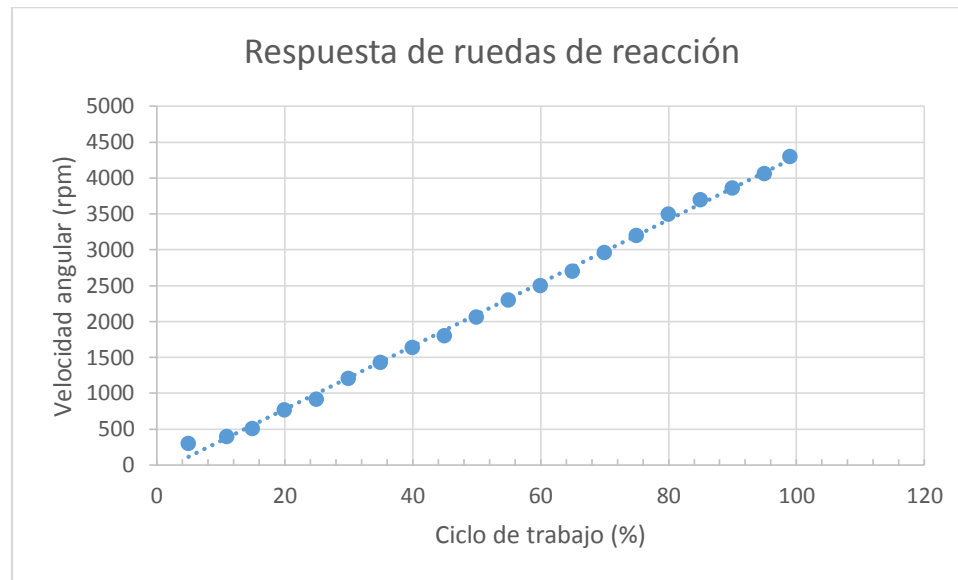


Dado los resultados mostrados en la Figura 106 y Figura 107 se puede concluir que la perturbación en términos de diferencia angular no excede los 4.5° por lo que se considera que el diseño del testbed provee un nivel de estabilidad adecuado para las pruebas del sistema de control de actitud.

C. Curvas de respuesta para ruedas de reacción

Con el propósito de observar la respuesta de las ruedas de reacción a un estímulo de entrada se realizó una prueba de velocidad de salida del volante de inercia para una entrada controlada. A continuación se presenta la respuesta del volante de inercia ante una modulación de ancho de pulso como entrada.

Figura 108 Respuesta de ruedas de reacción.



Como se puede observar en la gráfica de respuesta del volante de inercia, el comportamiento del mismo es lineal respecto al ciclo de trabajo de la señal de entrada al driver del motor. Debido a la inercia del rotor y el volante de inercia el motor inicia el movimiento a partir de un ciclo de trabajo del 5% por lo que este es el límite inferior al que debe de incluir en el control de la velocidad del motor, mientras que el límite superior el del 99% debido a que es el valor máximo para el ciclo de trabajo que se puede obtener mediante la unidad de modulación de ancho de pulso del microcontrolador.

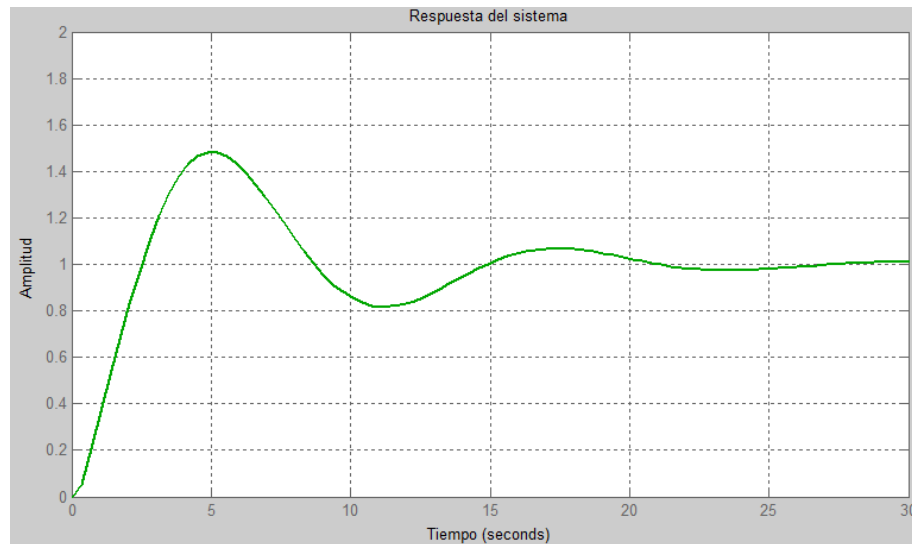
Conociendo los límites del ciclo de trabajo para la correcta operación de los motores, se procede a la selección de una resolución del PWM para obtener una frecuencia óptima para el control de los motores BLDC utilizando el driver seleccionado. La resolución seleccionada es de 11 bits, ya que corresponde a una frecuencia de operación de 23.43KHz. La razón de esta selección es que esta frecuencia de operación es la más cercana a la frecuencia con que fueron caracterizadas las ruedas de reacción (23.5KHz), y por lo tanto para esta frecuencia la rueda de reacción exhibe una respuesta lineal respecto al ciclo de trabajo de la señal de control.

D. Control de actitud del sistema

Con el objetivo de analizar el sistema de control de actitud del satélite se deben de analizar las figuras de mérito tales como el tiempo de respuesta, tiempo de asentamiento así como el mínimo error posible.

Para el eje z se realizó una prueba del control de actitud de 25° . Para esta prueba se realizó un muestro de 10ms y la captura de datos mediante el software MATLAB. En la siguiente figura se presenta la respuesta del sistema para el control de actitud para el eje z.

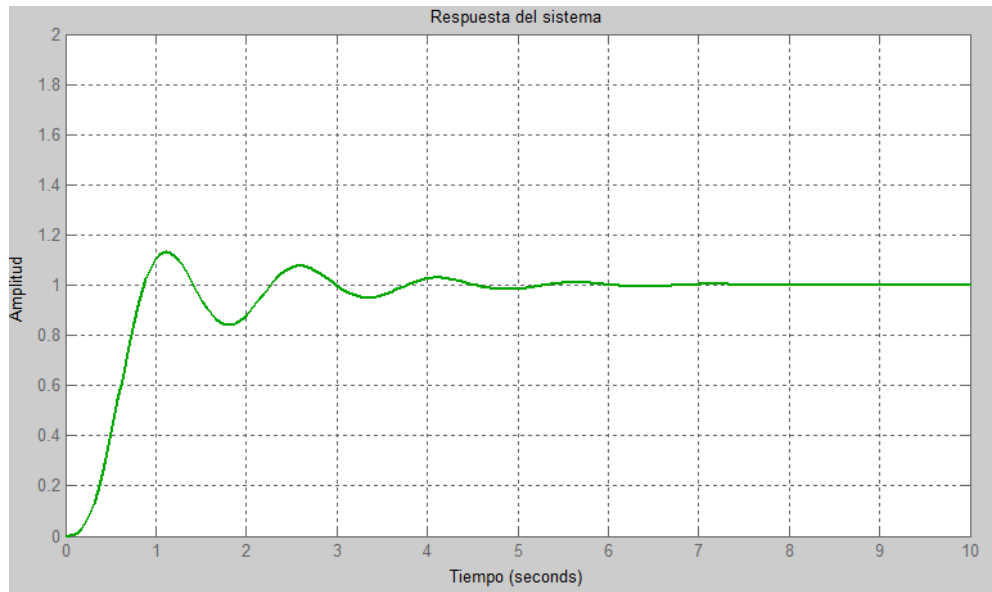
Figura 109 Respuesta del sistema para control en eje z.



A partir del análisis de la respuesta del sistema en MATLAB se obtiene un tiempo de respuesta de 1.98 segundos, mientras que el tiempo de asentamiento es de 25.3 segundos. Por lo tanto para la corrección del eje z se debe activar el sistema de control 25.3 segundos antes de capturar datos de modo que se garantice la estabilización del satélite con un 2% de error respecto al ángulo de referencia.

Para el eje y se realizó una prueba del control de actitud de 5° . Para esta prueba se realizó un muestro de 10ms y la captura de datos mediante el software MATLAB. En la siguiente figura se presenta la respuesta del sistema para el control de actitud para el eje y.

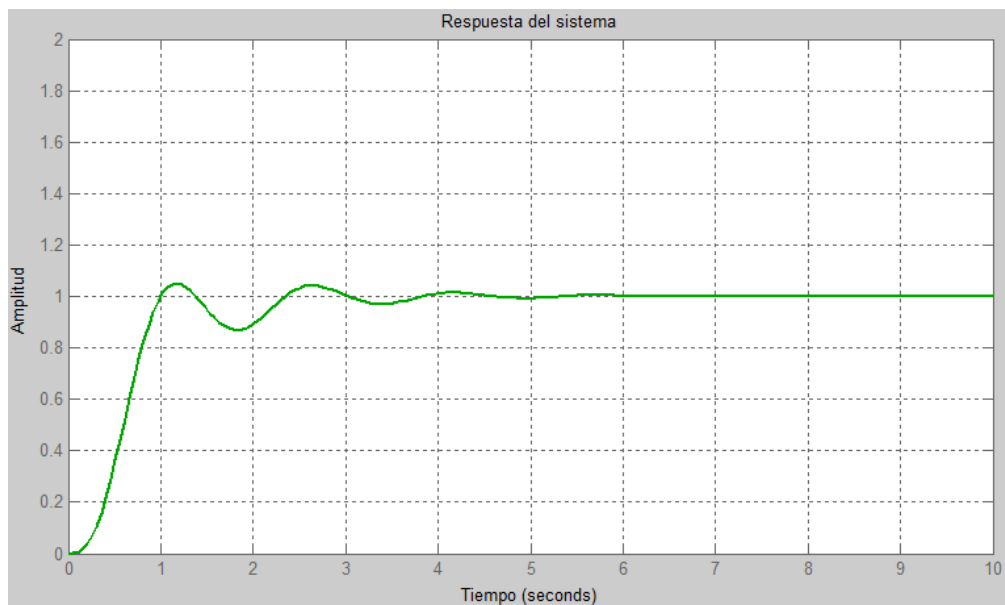
Figura 110 Respuesta del sistema para control en eje y.



A partir del análisis de la respuesta del sistema en MATLAB se obtiene un tiempo de respuesta de 0.591 segundos, mientras que el tiempo de asentamiento es de 4.73 segundos. Por lo tanto para la corrección del eje y se debe activar el sistema de control 4.73 segundos antes de capturar datos de modo que se garantice la estabilización del satélite con un 2% de error respecto al ángulo de referencia.

Para el eje x se realizó una prueba del control de actitud de 5° . Para esta prueba se realizó un muestro de 10ms y la captura de datos mediante el software MATLAB. En la siguiente figura se presenta la respuesta del sistema para el control de actitud para el eje x.

Figura 111 Respuesta del sistema para control en eje x.



A partir del análisis de la respuesta del sistema en MATLAB se obtiene un tiempo de respuesta de 0.581 segundos, mientras que el tiempo de asentamiento es de 3.61 segundos. Por lo tanto para la corrección del eje y se debe activar el sistema de control 3.61 segundos antes de capturar datos de modo que se garantice la estabilización del satélite con un 2% de error respecto al ángulo de referencia.

En conclusión, se puede determinar que se requiere un tiempo mínimo de 30 segundos para lograr la corrección de la actitud a un valor de referencia deseado. Por lo tanto se pueden confirmar las coordenadas de activación del modo de operación para la captura de imagen del lago de Atitlán. Estas coordenadas comprenden el rango de longitud entre 86°W y 92°W. Adicionalmente, se logró comprobar que la planta CubeSat y plataforma de pruebas, es controlable mediante la implementación del sistema de control diseñado. El sistema alcanza un error menor al $\pm 2\%$ para un intervalo 25° , por lo que la plataforma de pruebas empleada para probar el módulo así como la implementación del sistema de control permite que el módulo de control de actitud alcance una precisión de $\pm 0.5^\circ$.

E. Subsistema de carga útil

La validación del GPS se llevó a cabo dentro de las instalaciones de la Universidad del Valle de Guatemala, obteniendo las siguientes coordenadas:

- Longitud: 14.605311
- Latitud: -90.488357
- Altitud: 1533.90 (m.s.n.m)

La prueba de validación del subsistema de carga útil se llevó a cabo con éxito. No hubo inconveniente alguno al momento de capturar las imágenes y se obtuvo un total de 5 fotos a una altura de 12 000 pies (3 657.6 m). Durante el experimento, el cielo se encontraba con una neblina moderada, lo que afectó la calidad de las imágenes y los detalles en las fotos. A continuación se presentan las imágenes tomadas:

Figura 112 Validación del subsistema de carga útil 1.



Figura 113 Validación del subsistema de carga útil 2.



Figura 114 Validación del subsistema de carga útil 3.



Figura 115 Validación del subsistema de carga útil 4.

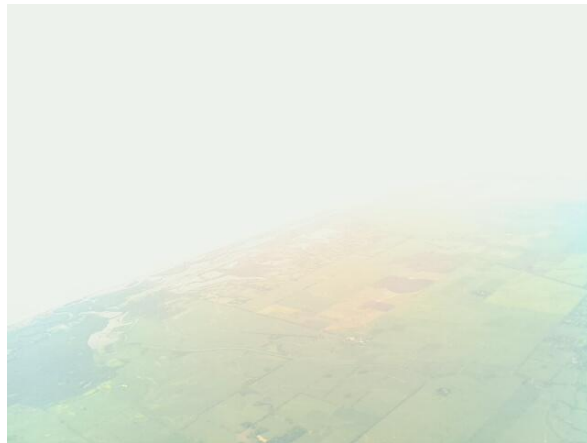


Figura 116 Validación del subsistema de carga útil 5.



Las últimas dos imágenes fueron tomadas de frente hacia alguna fuente de luz, por lo que buena parte de sus detalles se vieron afectadas por el contraste lumínico.

Las dimensiones del área que cubre la imagen pueden determinarse mediante el FOV (“field of view” o campo de visión en español) de la cámara. Según los datos del fabricante, la Raspberry Pi Camera Module tiene un FOV horizontal de 53.50° y un FOV horizontal de 40.41° . Conociendo la altura de 12 000 pies (3657.6 m) a la que fue capturada la imagen, se puede determinar el área por geometría.

Figura 117 FOV vertical y horizontal.

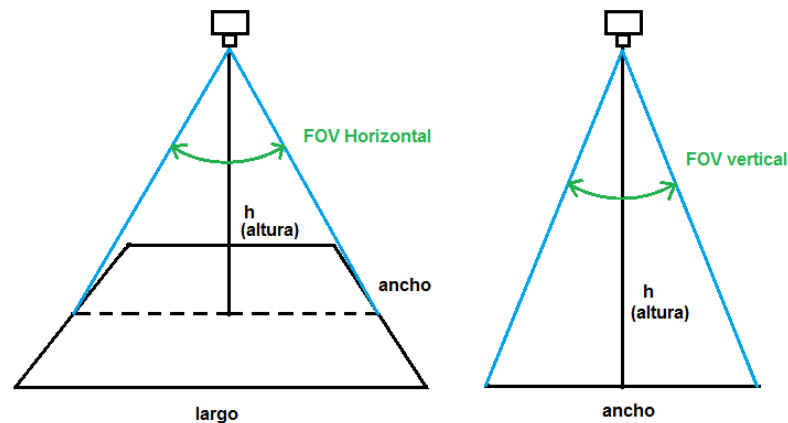
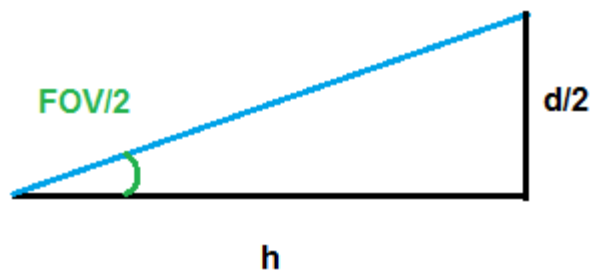


Figura 118 Relación entre las dimensiones de la imagen y el FOV.



Donde “FOV” es el campo de visión vertical u horizontal, “d” puede ser el ancho o el largo y “h” es la altura.

Entonces la distancia media está dada por:

$$\frac{d}{2} = h * \tan\left(\frac{FOV}{2}\right)$$

$$d = 2 * h * \tan\left(\frac{FOV}{2}\right)$$

Se calculó primero el largo, usando el FOV horizontal:

$$\text{largo} = 2 * 3657.6 \text{ m} * \tan\left(\frac{53.5^\circ}{2}\right) = 3687.16 \text{ m} \text{ ó } 3.69 \text{ km}$$

Luego el ancho, usando el FOV vertical

$$\text{ancho} = 2 * 3657.6 \text{ m} * \tan\left(\frac{41.41^\circ}{2}\right) = 2764.9 \text{ m} \text{ ó } 2.76 \text{ km}$$

Por esta razón, el área total de la imagen a 12000 pies es de:

$$A = 10.19 \text{ km}^2$$

Para determinar el área cubierta por cada pixel, se debe tomar en cuenta la cantidad de pixeles que hay por cada cara del cuadrado. Según el fabricante, cada imagen está compuesta por 2592 pixeles x 1944 pixeles, lo que indica que tiene 2592 pixeles distribuidos en el largo de la imagen y 1944 pixeles en el ancho de la imagen.

Área cubierta por el pixel:

$$\text{Largo cubierto por el Pixel} = \frac{3687.16 \text{ m}}{2592} = 1.42 \text{ m}$$

$$\text{Ancho cubierto por el Pixel} = \frac{2764.9 \text{ m}}{1944} = 1.42 \text{ m}$$

$$\text{Área cubierta por cada pixel} = 2.02 \text{ m}^2$$

Estos datos son útiles al querer dimensionar objetos que se encuentran dentro de la imagen. Por ejemplo, se puede medir como referencia una sección de carretera que aparece en la Figura 112

Figura 119 Detalle de la imagen 1 de la validación del subsistema de carga útil.

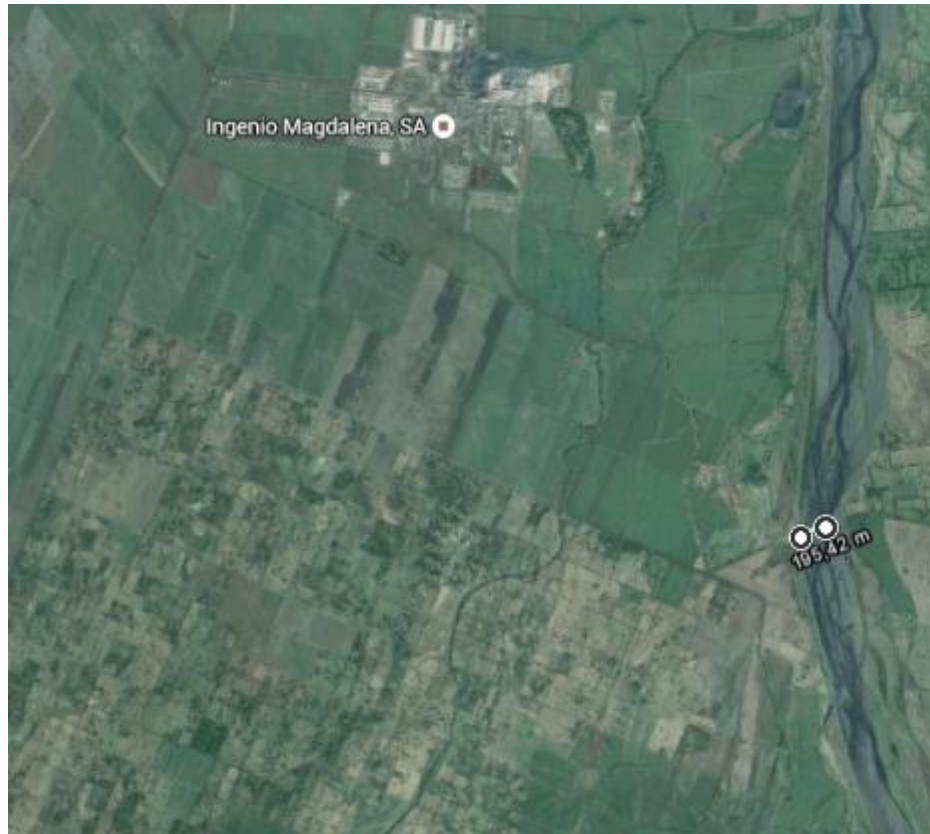


Se estimó que el puente representa el 5.3% del largo total de la imagen, lo que implica que hay un total de 137.4 pixeles contenidos dentro del puente. Usando los datos calculados con anterioridad se estima que el puente tiene una largo de:

$$\text{largo del Puente} = 137 \text{ pixeles} * 1.42 \text{ m} = 194.54 \text{ m}$$

Con el fin de corroborar la veracidad de los datos, se buscó la ubicación de la foto en Google Maps® y se procedió a medir la distancia de esta sección de carretera, ya que dicho software permite medir distancias en los mapas.

Figura 120 Sitio donde se llevó a cabo la validación del subsistema, visto desde Google Maps®.



Usando Google Maps® se determinó que la distancia calculada en comparación con la distancia medida en el mapa, son muy parecidas.

Debido a que el ancho del puente es el detalle más pequeño que puede apreciarse en la imagen, se estima que hay de 1 a 2 píxeles de ancho, estimando el ancho del puente en 2.8 m.

La misma fórmula utilizada para el cálculo de las dimensiones de las imágenes tomadas en durante la validación del subsistema, pueden ser utilizadas para estimar las dimensiones que tendría la imagen al ser tomada desde el CubeSat a 350 km de altura, por medio de una linealización de los datos.

Por lo tanto, calculando el área de la imagen a 350 km se obtienen los siguientes resultados:

Largo de la imagen usando el FOV horizontal:

$$\text{largo} = 2 * 350 \text{ km} * \tan\left(\frac{53.5^\circ}{2}\right) = 352.8 \text{ km}$$

Ancho de la imagen usando el FOV vertical

$$\text{ancho} = 2 * 350 \text{ km} * \tan\left(\frac{41.41^\circ}{2}\right) = 264.6 \text{ km}$$

Área total de la imagen a 350 km de altura:

$$A = 352.8 \text{ km} \times 264.6 \text{ km} = 93\,350 \text{ km}^2$$

Considerando que el Lago de Atitlán posee un área de 130.1 km², éste representaría el siguiente porcentaje de la imagen total:

$$\% \text{ área del lago respecto a la imagen} = \frac{130.1 \text{ km}^2}{93\,350 \text{ km}^2} * 100 = 0.139 \%$$

Área cubierta por pixel a 350 km de altura:

$$\text{Largo cubierto por el Pixel} = \frac{352.8 \text{ km}}{2592} = 0.136 \text{ km} \text{ ó } 136 \text{ m}$$

$$\text{Ancho cubierto por el Pixel} = \frac{264.6 \text{ km}}{1944} = 0.136 \text{ km} \text{ ó } 136 \text{ m}$$

$$\text{Área cubierta por cada pixel} = 18\,496 \text{ m}^2 \text{ ó } 0.0185 \text{ km}^2$$

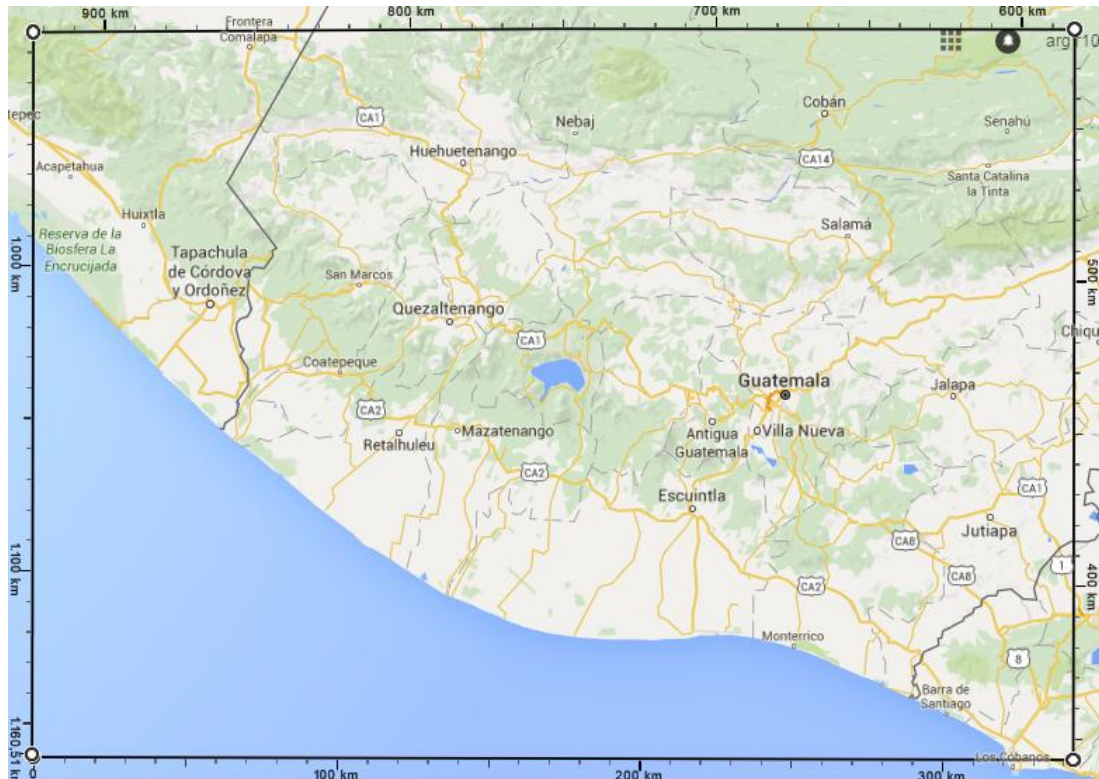
Cantidad de pixeles presentes en el lago:

$$\text{Cantidad de Pixeles} = \frac{\text{Área del Lago}}{\text{Área de 1 pixel}}$$

$$\text{Cantidad de Pixeles} = \frac{130.1 \text{ km}^2}{0.0185 \text{ km}^2} = 7034$$

Con esta información se acudió al software de Google Maps® para realizar un estimado del tamaño de la imagen.

Figura 121 Dimensiones estimadas de la imagen del lago a 350 km de altura, capturada por la Raspberry Pi Camera Module.

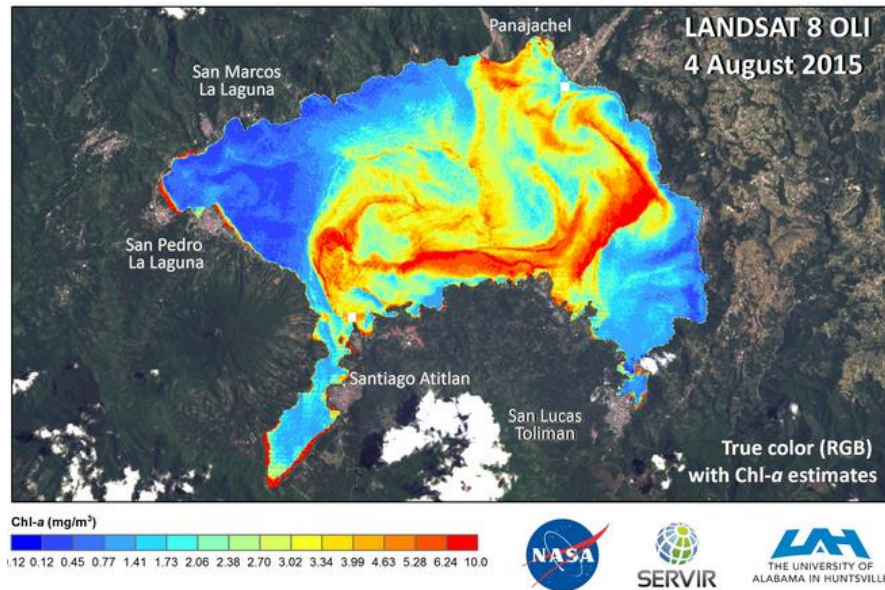


En agosto del año 2015, el satélite LANDSAT tomó fotografías al Lago de Atitlán, con el objetivo de realizar un análisis de concentración de clorofila.

Figura 122 Imagen del lago capturada por el satélite LANDSAT.

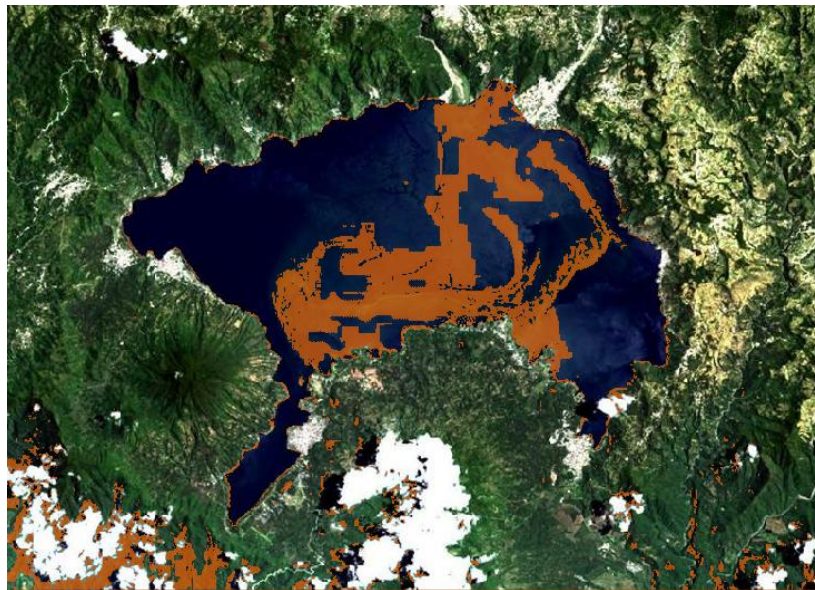


Figura 123 Análisis de clorofila hecho por la NASA y SERVIR.



A la imagen original del lago, se le hizo un breve procesamiento de imagen en Matlab® con el fin de determinar si podían identificar las áreas con alta concentración de clorofila, utilizando dicho software. Se obtuvo el siguiente resultado:

Figura 124 Análisis de clorofila hecho en Matlab®.



Tal y como se puede observar en la Figura 123 se obtuvo un resultado similar al análisis hecho por SERVIR, de la Nasa, en cuanto a la identificación de las áreas con mayor concentración de clorofila.

VII. CONCLUSIONES

1. Se diseñó y estudió la estructura de un pico satélite tipo CubeSat 1U a través de un análisis de elementos finitos. Al comparar los resultados obtenidos con los presentados por otros picosatélites diseñados por otras instituciones, se encontró un problema de sobredimensionamiento ya que el espesor de las placas que conforman la estructura del CubeSat 1U diseñado en este trabajo es de $3.00_{-0.00}^{+0.21}$ mm y el espesor de las placas empleadas por otros picosatélites es de 1.52 mm. Además, al comparar la cantidad de elementos de sujeción para las placas laterales se encuentra que, se emplean 16 tornillos en la estructura diseñada en este trabajo, mientras que en otros picosatélites se emplean 3 remaches para la unión de dichas placas.
2. Se diseñó la estructura de un pico satélite tipo CubeSat 1U y un mecanismo de despliegue de paneles solares y se validó su capacidad de soportar los ambientes mecánicos descritos en los manuales para vehículos espaciales Ariane 5, Falcon 9, Soyuz, JAMMS-JPAH-001 y SF-2100-PUG-00001 por medio de simulaciones, encontrando el ambiente más crítico en el análisis de vibraciones aleatorias para ambos diseños y cuyos factores de seguridad son de 11.92 y 5.09 respectivamente.
3. Las primeras 5 frecuencias naturales de la estructura son 1361.35 Hz, 1899.20 Hz, 1939.62 Hz, 2203.34 Hz y 2229.12 Hz.
4. Las primeras 5 frecuencias naturales del mecanismo de despliegue de paneles solares son 1204.25 Hz, 1271.39 Hz, 1319.82 Hz, 1325.16 Hz y 1421.16 Hz.
5. Se realizó un estudio de transferencia de calor y por medio de cálculos se determinó que, empleando una capa de 0.5 mm de espesor de MLI como aislante térmico, se aislaron los componentes electrónicos del picosatélite para las condiciones térmicas a las cuales estará sometido, manteniendo un rango de temperaturas entre 6.7°C y 7.5°C.
6. Se realizó un estudio de transferencia de calor y por medio de cálculos se determinó que, empleando una capa de 0.2 mm de espesor del material polimetilmetacrilato (PMMA) como aislante térmico, se aislaron los componentes electrónicos del picosatélite para las condiciones térmicas a las cuales estará sometido, manteniendo un rango de temperaturas entre 5.7°C y 8.8°C.
7. Se realizó un plan para condiciones de vibración y termo vacío de la estructura y sus componentes adheridos con base en la identificación de los parámetros necesarios para llevar a cabo estas pruebas.
8. Se manufacturó el prototipo de estructura de un picosatélite tipo CubeSat 1U con un error de +0.21 mm en sus dimensiones, lo cual se debe a la falta de una máquina CNC que permita la rotación de las placas a medida que estas atraviesan el proceso de manufactura, esto con la finalidad de generar un desbaste del material o la generación de agujeros en cualquiera de sus superficies sin la necesidad de que exista una interacción operario-máquina para llevar a cabo dicha tarea. Dicho error es mayor

al aceptado por los estándares establecidos por la Universidad Politécnica de California para la construcción de este tipo de picosatélites, el cual indica una tolerancia de ± 0.10 mm.

9. Se seleccionó una IMU y sensores ópticos para la determinación de la actitud, respecto a un marco de referencia local, y determinación del vector de sol respectivamente.
10. Se seleccionó un motor sin escobillas y varillas magnéticas como actuadores para el control de la actitud del CubeSat.
11. Se implementó un algoritmo para la detección de la orientación del vector de sol respecto al marco de referencia local del CubeSat.
12. El tiempo mínimo que garantiza la corrección de la orientación, del CubeSat, en una magnitud de 5° es de 30 segundos.
13. El diseño de un sistema de control proporcional derivativo produce una señal controlada con una respuesta rápida que compensa una perturbación de 4.5° .
14. Se logró verificar experimentalmente que el consumo de potencia no excede 1.75W en el instante donde todos los componentes entran en funcionamiento.
15. Después del trabajo realizado, se determinó que el sensor óptico debe ser capaz de detectar el espectro en el rango de los 400 nm a 600 nm, ya que en este rango es posible detectar el tipo de clorofila tipo “a”, la cual está involucrada en la actividad oxigénica de algas y plantas en ambientes acuáticos. Además, en este rango de espectro se abarcan las bandas 8, 9, 10, 11 y 12 utilizadas por el instrumento de medición MODIS para el monitoreo de agua.
16. Por medio de las matrices de decisión se escogió finalmente un sensor monocromático (e-CAM50_CU9P031_MOD), ya que puede captar un mayor rango del espectro lumínico, posee una mayor resolución, no se pierden detalles del espectro como sucede en una cámara RGB al interpolar los colores y además, la cámara monocromática permite al usuario escoger los filtros específicos del espectro lumínico que desea captarse. Debido a que abarca un amplio rango del espectro (400nm a 1000 nm) este tipo de sensor permite poder realizar en un futuro distintos tipos de sistemas de carga útil, no solo para monitoreo de agua, sino también para muestreo de vegetación, salud de bosques, etc.
17. El diseño del subsistema de carga útil compuesto por el módulo del GPS, como el módulo de cámaras, fue diseñado exitosamente, utilizando el sensor Raspberry Pi Camera Module. El sistema fue exitosamente validado durante la realización de las pruebas y los resultados permitieron linealizar el comportamiento de la cámara a 350 km de altura. Con estos datos se determinó que las dimensiones de la imagen a 350 km de altura será de $93\ 350\text{ km}^2$ y el lago será representado por un total de 7034 pixeles.
18. Al integrar el subsistema de carga útil al picosatélite CubeSat 1 U se determinó que el subsistema se pudo acoplar correctamente al resto módulos, sin sobrepasar las restricciones en cuanto a volumen, masa y consumo de potencia.

VIII. RECOMENDACIONES

Se recomienda el uso de una fresadora tipo CNC de 4 ejes, la cual permita rotar las placas que conforman al picosatélite sin la necesidad de una intervención por parte del encargado en la manufactura al momento de realizar dicho proceso. Esto reducirá la probabilidad de falla en las piezas obtenidas ya que en cada intervención puede existir un desfase entre el origen del material y el origen especificado en los parámetros de la CNC provocando variaciones en las dimensiones especificadas en el diseño. Además, la mínima intervención de un operario afectará directamente el tiempo de manufactura, ya que mientras menos interrupciones se den durante el proceso, más rápido será generado el diseño en forma física.

Se recomienda el uso de procesos de afinado para la superficie de las distintas placas que conforman la picosatélite a modo de alcanzar las tolerancias especificadas por la Universidad Politécnica de California (± 0.10 mm).

Además, se recomienda el uso de una base diseñada específicamente para la sujeción de las distintas placas durante el proceso de manufactura. Esto eliminará la posibilidad de que exista pandeo o fractura por las fuerzas aplicadas por la herramienta de corte al momento de realizar el desbaste del material.

En caso de emplear el software de simulación Simulation Mechanical ® para los distintos ambientes mecánicos encontrados, se recomienda atender la posibilidad que exista interferencia en el ensamble de la estructura, principalmente en los agujeros roscados y los tornillos que se acoplan a estos agujeros. En caso de existir interferencia se producirá un error en el mallado, lo que posteriormente afectará los resultados generados a partir de la simulación de los distintos ambientes mecánicos.

Es importante garantizar que los tornillos y tuercas que sujetan las placas laterales y los distintos módulos del picosatélite les sean aplicados el torque correcto a fin de demostrar que la unión atornillada puede soportar la peor de las condiciones a las que se somete el CubeSat sin ocasionar alguna falla. Es por esto que se recomienda realizar dicho análisis, e ingresar los parámetros de torque obtenidos al simulador por computadora de los distintos ambientes mecánicos a modo de obtener resultados más exactos y por consiguiente más confiables en el análisis mecánico.

Para comprobar que la línea de pesca empleada en el mecanismo de despliegue de paneles solares llegará a romperse, se recomienda llevar a cabo pruebas en donde la línea sea quemada con corriente al menos 100 veces e identificar en cuantas de ellas el mecanismo funciona a modo de mitigar este riesgo. Además, es necesario hacer pruebas físicas para asegurar que las fuerzas ocasionadas por el despliegue de los paneles

solares no destruya algún componente o que reduzca su funcionamiento, ya que normalmente, la calidad de las soldaduras de paneles solares cae la habilidad del soldador.

Para evitar la corrosión galvánica entre los distintos componentes metálicos, se sugiere someter a cualquier pieza metálica que no sea aluminio o acero inoxidable a un proceso de galvanizado.

Está claro que las suposiciones y los cálculos realizados para el análisis de transferencia de calor únicamente permiten una visión teórica del ambiente térmico al cual está expuesto el CubeSat. Por lo que se recomienda el uso de una cámara de termovacío que permita comprobar el correcto funcionamiento de los componentes electrónicos dentro de la estructura bajo las condiciones de transferencia de calor especificadas.

Para evitar la soldadura en frío en las juntas del picosatélite al momento de simular el ambiente térmico en una cámara de vacío en un laboratorio, se recomienda un proceso de anodizado superficial para la estructura.

La estructura del CubeSat experimentara la mayoría de las cargas críticas durante el lanzamiento hacia su órbita. Se recomienda realizar un análisis de la colocación del picosatélite dentro de la estructura del P-POD ya que esto afectara los parámetros de restricción del CubeSat al realizar las simulaciones de los distintos ambientes mecánicos.

El análisis de cargas cuasi estáticas está pendiente de ser analizado, se recomienda examinar el mecanismo de acción de las distintas fuerzas inerciales que actúan sobre el picosatélite.

La calidad del análisis mecánico realizado por medio del método de elementos finitos, utilizando herramientas de software para obtener resultados depende de la información ingresada a estos. No se debe asumir una automatización por parte de los programas empleados para realizar esta tarea, ya que de lo contrario se obtendrán resultados no representativos y alejados de la realidad.

Es recomendable proceder a probar y analizar la respuesta del sistema de control de la actitud respecto a los ejes “x” y “y” para un intervalo angular superior a los 25° de modo que se asegure el funcionamiento del sistema de control de actitud para un caso de emergencia.

Como recomendación para una fase posterior del desarrollo del sistema ADCS se debe simular un campo magnético para asegurar el funcionamiento adecuado de todos los componentes y probar el sistema para desaturar los volantes de inercia de las ruedas de reacción.

Para una fase posterior se debe disponer de un spherical air bearing manufacturado en metal para de esta manera reducir la rugosidad en la superficie y por lo tanto reducir el ruido por fricción.

Para continuar el desarrollo del módulo se debe contar con la determinación de la actitud del satélite respecto a un marco de referencia inercial ubicado en el centro de la Tierra.

Es recomendable realizar una verificación de los transiente de potencia debido a los motores para una estimación correcta de los consumos de potencia del sistema ADCS.

Se recomienda instalar un juego de lentes a la cámara, con el objetivo de reducir el campo de visión (FOV) y de esta forma obtener imágenes con dimensiones de área más pequeñas. Con esto se lograría agrandar la imagen del lago y por ende, aumentar la cantidad de pixeles que representen al lago.

Es recomendable estudiar a profundidad la hoja de datos de la cámara monocromática seleccionada, con el fin de poder interfazarla con el microcontrolador.

Se recomienda utilizar la Raspberry Pi A+ como la computadora a bordo del CubeSat, ya que tiene la suficiente memoria RAM y memoria de almacenamiento para correr todas las rutinas de la misión del picosatélite.

El sistema de carga útil deberá trabajar en conjunto con el sistema ADCS para enfocar el lente al objeto de estudio, de lo contrario, la imagen puede verse distorsionada.

Con el fin de validar la cámara monocromática, se recomienda hacer pruebas de la cámara sobre cuerpos de agua, utilizando diferentes tipos de filtros pasa banda del espectro lumínico, con el fin de analizar la información obtenida por cada filtro por medio del procesamiento de imagen.

IX. BIBLIOGRAFÍA

- AdeSat. (2003). *CUTE-1 Executive Summary*. Tokyo.
- Agency, E. S. (s.f.). *MERIS Frequently asked Questions*. Recuperado el Septiembre de 2015, de http://earth.esa.int/pub/ESA_DOC/ENVISAT/MERIS/VT-P017-DOC-005-E-01-01_meris.faq.1_1.pdf
- Arduino. (s.f.). *Arduino ONE*. Recuperado el 2015, de <http://www.arduino.cc/>
- Arnold, J. E. (1999). *Soil Moisture*.
- Autodesk . (13 de 02 de 2014). *Autodesk Knowledge Network*. Obtenido de Autodesk Inventor Products: <http://knowledge.autodesk.com/support/inventor-products/learn-explore/caas/CloudHelp/cloudhelp/2014/ENU/Inventor/files/GUID-1DC96FF0-73AD-4301-A795-09F00F4EFC4D-htm.html>
- Autodesk. (2013). Chapter 7 Introduction to Linear Dynamics . En Autodesk, *Autodesk Simulation Mechanical 2013: Seminar Notes. Student Guide* (pág. 129). California.
- Ayerdi, V., & Zea, L. (2015). *Statement of Work CubeSat 2015*. Guatemala: Universidad del Valle de Guatemala.
- Barnes Group Spain. (28 de 08 de 2015). *Muelles*. Obtenido de Muelles: <http://www.bgespana.com/catalogue/PDF/Product%20Selector%20ESP/SPEC%2009%20ESP/Sec%2008%20Torsion%20Selector%20ESP.pdf>
- BAYSPEC. (s.f.). *Hiperspectral Camera*. Recuperado el 2015, de <http://www.bayspec.com/news/bayspec-introduces-ultra-miniaturized-hyperspectral-imager/>
- Berg, J., Oliveria, J., & Congiardo, J. (2013). *Thermal Performance of a Cryogenic Fluid Management CubeSat Mission* . Florida: Launch Services Program, NASA Kennedy Space Center.
- Braun, T. (2012). *Satellite Communications payload and system*. John Wiley & Sons.
- Budynas, R., & Nisbett, K. (2012). *Diseño en ingeniería mecánica de Shigley*. México D.F.: Mc Graw Hill.
- Bürger Geilson, E., Gehlen Bohrer, R., & Toss Hoffmann, C. (2013). *Development and Analysis of a Brazilian CubeSat Structure*. Sao Paulo: ABCM.
- Cengel, Y., & Ghajar, A. (2011). *Trasferencia de calor y masa*. México D.F.: Mc Graw Hill.
- Chin, L. S. (2001). *Principles of Remote Sensing - Centre for Remote Imaging, Sensing and Processing, CRISP*. Recuperado el Octubre de 2014, de <http://www.crisp.nus.edu.sg/~research/tutorial/optical.htm>

- Cinema, R. D. (2012). *Color vs Monochrome*. Recuperado el Octubre de 2015, de <http://www.red.com/learn/red-101/color-monochrome-camera-sensors>
- Colour, C. i. (s.f.). *Dynamic Range in Digital Photography*. Recuperado el Octubre de 2015, de <http://www.cambridgeincolour.com/tutorials/dynamic-range.htm>
- CubeSat Kit. (25 de 06 de 2013). *CubeSat Kit*. Obtenido de CubeSat Kit: <http://www.cubesatkit.com/content/design.html#>
- Desconocido. (2012). *Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide Rev 1.1*. Cabo Cañaveral: Space Exploration Technologies.
- Desconocido. (12 de 06 de 2015). *Conversion of sound units*. Obtenido de Conversion of sound units : <http://www.sengpielaudio.com/calculator-soundlevel.htm>
- Dingle, L., & Tooley, M. (2006). En *Aircraft Engineering Principles* (pág. 213). Gran Bretaña: Routledge.
- E-Consystems. (s.f.). *E-CAM50, CU9P031_MOD - 5.0 MP*. Recuperado el Septiembre de 2015, de <http://www.e-consystems.com/5MP-Monochrome-Camera-module.asp#tab-1>
- Fagerudd, J. (2015). *Stress simulation for the SEAM CubeSat structure during launch*. Stockholm: KTH Royal Institute of Technology.
- FERPLAST, Plásticos;. (21 de 05 de 2015). *Materiales*. Obtenido de Materiales: <http://www.plasticosferplast.com/files/producto/pmma.pdf> and <http://ianweekes.weebly.com/pvb-performance.html>
- Flores, A. (2013). *Hyperspectral Remote Sensing of Water Quality in Lake Atitlán*. Guatemala.
- Flores, A. (2013). *Hyperspectral Remote Sensing of Water Quality in Lake Atitlán, Guatemala*. Alabama, USA: University of Alabama.
- GISGeography. (2015). *Multispectral vs Hyperspectral Imagery Explained*. Obtenido de <http://gisgeography.com/multispectral-vs-hyperspectral-imagery-explained/>
- ImagingSource. (s.f.). *Monochrome Camera DMK 72BUC02*. Recuperado el Septiembre de 2015, de http://www.theimagingsource.com/en_US/products/cameras/usb-ccd-mono/dmk72buc02/
- ImagingSource. (s.f.). *Monochrome Camera DMM 72BUC02-MI*. Recuperado el Septiembre de 2015, de http://www.theimagingsource.com/en_US/products/oem-cameras/usb-cmos-mono/dmm72buc02ml/
- Instruments, N. (2012). *What is an RGB Camera?* Recuperado el Octubre de 2015, de <http://digital.ni.com/public.nsf/allkb/46BE3912D75112C58625652C005B8422>

- JAMMS-JPAH-001. (Rev. 8). *JAMMS-JPAH-001*. Desconocido.
- Johnstone, A. (21 de 09 de 2015). *CubeSat Program*. Obtenido de Range of Temperatures in a Low Earth Orbit (LEO): http://www.cubesat.org/index.php?option=com_contact&Itemid=13
- Kangwen Sun, Q. Y. (2014). Thermal Characteristics of Multilayer Insulation Materials for Flexible Thin-Film Solar Cell Array of Stratospheric Airship. *Hindawi Publishing Corporation*, 8.
- Kerr, Y. H. (2001). Soil moisture retrieval from space: The Soil Moisture and Ocean Salinity (SMOS) mission. *Geoscience and Remote Sensing, IEEE Transactions on*, 1729-1735.
- Lee, S. (2014). *CubeSat Design Specification*. Cal Poly.
- Lee, S., Hutputanasin, A., Toorian, A., Lan, W., Munakata, R., Carnahan, J., . . . Mehrparvar, A. (2014). *CubeSat Design Specification (CDS), Rev 13*. California: The CubeSat Program, Cal Poly SLO.
- Lowe, C. M. (2012). '*Charybdis*'—*The Next Generation in Ocean Colour and Biogeochemical Remote Sensing*.
- Martínez, I. (15 de 06 de 2015). *Properties of Solids*. Obtenido de Properties of Solids: <http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro/dat1/eSol.pdf>
- Martínez, M. (2012). *Gestión Térmica de Sistemas Espaciales. Informe de Vigilancia Tecnológica*. Madrid: Confederación Empresarial de Madrid.
- Matandirotya, E., Van Zyl, R., Gouws, D., & Saunderson, E. (2013). *Evaluation of a Commercial-off-the-shelf Fluxgate Magnetometer for CubeSat Space Magnetometry*. Western Cape, South Africa: South African National Space Agency.
- Matthias. (2015). *Spectral Coignisance 3 - When Black turns Red*. Recuperado el Septiembre de 2015, de <http://blog.teledynedalsa.com/2012/11/spectral-cognisance-3-when-black-turns-red/>
- Mightexsystems. (s.f.). *USB2.0 Monochrome 5MO CMOS Camera*. Recuperado el Septiembre de 2015, de http://www.theimagingsource.com/en_US/products/oem-cameras/usb-cmos-mono/dmm72buc02ml/
- Miranda Rivas, E. J., Flores Herrera, J. E., Molina Castejón, J. C., & Donis Aragón, L. M. (2014). *Megaproyecto: CubeSat Fase 1*. Guatemala: Universidad del Valle de Guatemala.
- Miranda, E., Flores, J., Molina, J., Perez, J., Ayerdi, V., & Zea, L. (2014). Design and Development of Guatemala's first CubeSat. *IAA-BR-14-05-06, 1st Latin American IAA CubeSat Workshop*. Brasilia, Brazil.
- N/D. (Agosto de 2015). *The CubeSat Payload: A camera unit*. Obtenido de http://www.space.aau.dk/cubesat/documents/pdr/payload_1.5.pdf

- N/D. (s.f.). *Investigating Land, Ocean and Atmosphere With Multispectral Measurements*. Recuperado el Septiembre de 2015, de <https://cimss.ssec.wisc.edu/rss/bertinoro/source/text/15.pdf>
- N/D. (s.f.). *What is Hyperspectral Imaging?* Obtenido de http://www.hypspec.no/hyperspectral_imaging/
- NASA. (2007). NASA Project Life Cycle. En NASA, *NASA Systems Engineering Handbok* (pág. 267). Washington D.C.: NASA Headquarters.
- NASA. (2011). Anticipating Earthquakes.
- NASA. (2013). *General environmental verification standard (GEVS) for GSFC Flight Programs and Projects*. Maryland: NASA's Goddard Space Flight Center.
- NASA Goddard Space Flight Center. (2013). *General Environmental Verification Standard (GEVS) For GSFC Flight Programs and Projects*. Greenbelt, Maryland: GSFC-STD-7000.
- NASA. (s.f.). *MODIS Moderate Resolution Imaging Spectroradiometer*. Recuperado el Septiembre de 2015, de <http://modis.gsfc.nasa.gov/about/specifications.php>
- Newman, J. H., Sakoda, D., & Panholzer, R. (2007). *SSC07-III-10*. California: NASA/Johnson Space Center, Naval Postgraduate School.
- NUDEC. (Desconocido). Placas de Polimetilmetacrilato. 4.
- Oh, H.-U., Jeon, S.-H., & Kwon, S.-C. (08 de 2014). Structural Design and Analysis of 1U Standardized STEP Cube Lab for On-Orbit Verification of Fundamental Space Technologies. *International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing*. Vol 2. No. 3, págs. 239-244.
- O'Reilly, S. (2006). CZCS, Ocean Zone Color Scanner. SeaWIFS, Sea-viewing Wide Field-of-view Sensor. OCTS, Ocean Color temperature scanner. POLDER, *POLarization and Directionality of the Earth's Reflectances*. .
- Oust, L. (2001). Camera Payload Report. *Agricultural University of Norway*.
- Paluszek, M., Razin, Y., Pajer, G., Mueller, J., & Thomas, S. (2012). *Spacecraft Attitude and Orbit Control. Volume 1: A System Approach*. New Jersey: Princeton Satellite Systems, Inc.
- Paluszek, M., Razin, Y., Pajer, G., Mueller, J., & Thomas, S. (2012). *Spacecraft Attitude and Orbit Control. Volume 3: Special topics*. New Jersey: Princeton Satellite Systems, Inc.
- Peréz, E. (2011). *Ariane 5 User's Manual Issue 5 Rev. 1*. Guiana: Ariane Space Service & Solutions.
- Peréz, E. (2012). *Soyuz at the Guiana Space Centre, User's Manual Issue 2 - Rev. 0*. Guiana: Soyuz CSG.
- Pi, R. (s.f.). *Raspberry Pi 1 Model A+*. Recuperado el junio de 2015, de <https://www.raspberrypi.org/products/model-a-plus/>

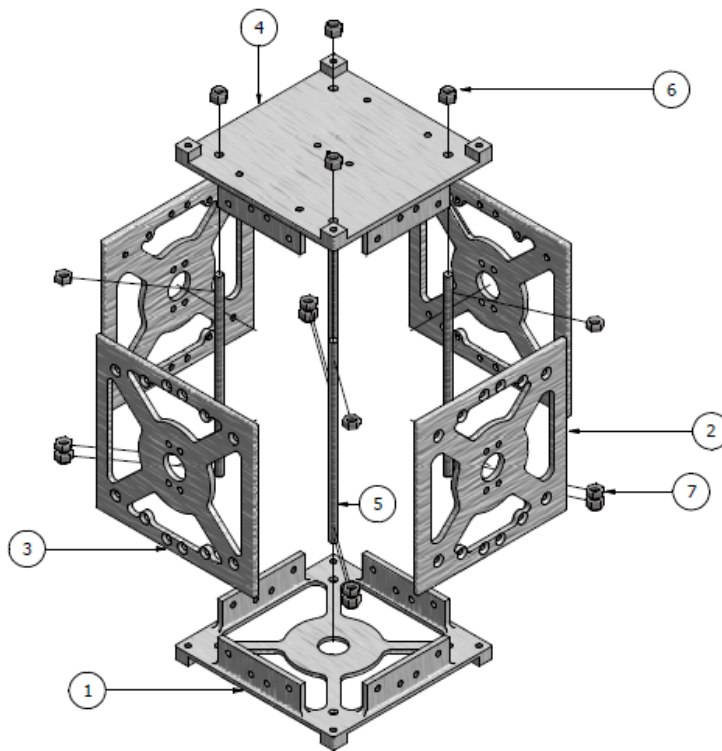
- Pi, R. (s.f.). *Raspberry Pi Camera Module*. Recuperado el Septiembre de 2015, de <https://www.raspberrypi.org/products/camera-module/>
- Quadri, S. (s.f.). *What is Spatial resolution?* Recuperado el Agosto de 2015, de <http://es.slideshare.net/reachquadri/what-is-spatial-resolution>
- Rich, D., & Neira, M. (26 de 11 de 2014). *Soluciones y Productos en Aluminio para Industria y Transporte*. Obtenido de *Soluciones y Productos en Aluminio para Industria y Transporte*: http://www.metalia.es/guiadeempresas/Amari/pdf/Catalogo_Industria_web.pdf
- Rivas, E. J., Flores, J. E., Molina, J. C., & Donis, L. M. (2014). *Megaproyecto: CubeSat Fase 1*. Guatemala.
- Rouse, M. (2014). *Signal-to-noise Ratio Definition*. Recuperado el Octubre de 2015, de <http://searchnetworking.techtarget.com/definition/signal-to-noise-ratio>
- Salway, M. (2008). *RGB Planetary Imaging*. Recuperado el Septiembre de 2015, de http://www.astronomycameras.com/data/editorials/20080320/assets/rgb_planetary_imaging_with_a_monochrome_camera.pdf
- Selva, D. (2011). A survey and assessment of the capabilities of CubeSats for Earth Observation. *Acta Astronautica*, 60-61.
- Sensing, T. R. (2012). *Vegetation Mapping*.
- Singiresu S., R. (2012). *Vibraciones Mecánicas*. Naucalpan de Juárez: Pearson Educación.
- Solano, A. (22 de Abril de 2014). Gobierno da impulso político al primer satélite de Costa Rica. *La Nación*.
- Spaceflight, Inc. (2015). *SF-2100-PUG-00001 General Payload Users Guide*. Tukila, WA.
- Sparkfun. (s.f.). *GPS LS20031 Receiver*. Recuperado el 2015, de <https://www.sparkfun.com/products/8975>
- Sparkfun. (s.f.). *Teensy 3.1*. Recuperado el 2015, de <https://www.sparkfun.com/products/8975>
- Systems, P. S. (2014). *Company Overview: Princeton Satellite Systems*. Obtenido de Princeton Satellite Systems: http://www.psatellite.com/about_pss.php
- Tardiff, M. (2004). *Choosing a camera for inspection: Color or monochromatic?* Recuperado el Septiembre de 2015, de <http://www.edn.com/design/test-and-measurement/4384112/Choosing-a-camera-for-inspection-Color-or-monochrome->
- Tetracam. (s.f.). *Multispectral ADC Micro*. Recuperado el 2015, de http://www.tetracam.com/Products-ADC_Micro.htm

- Thermal Product Solutions TPS;. (20 de 05 de 2015). *Tenney Vacuum Test Chamber*. Obtenido de Tenney Vacuum Test Chamber: <https://www.thermalproductsolutions.com/product/tenney-vacuum-test-chamber>
- Trescott, A. (2012). Remote Sensing Models of Algal Blooms and Cyanobacteria in Lake Champlain. *University of Massachusetts*, 60-62.
- Vélez Moreno, L. M. (16 de 04 de 2013). *Propiedades Mecánicas de los Materiales*. Obtenido de Propiedades Mecánicas de los Materiales: <http://propiedadesmaterialesdeconstruccin.blogspot.com/2013/04/propiedades-mecanicas-de-los-materiales.html>
- Wagner. (s.f.). *Soil Moisture Measurements from Space and Application to Operational Hydrology*. Recuperado el Septiembre de 2014, de http://www.wmo.int/pages/prog/hwrp/chy/chy14/documents/ms/presentation/Soil_Moisture_Meas_urements_from_Space.pdf
- Xatakafoto. (2009). *Sensores con tecnología CCD vs CMOS*. Recuperado el Agosto de 2015, de <http://www.xatakafoto.com/camaras/sensores-con-tecnologia-ccd-vs-cmos>.
- Zea, L., Ayerdi, V., Argueta, S., & Muñoz, J. (2014). CubeSat Applications and their Potential Benefits - A Methodology for Mission Selection. *IAA-BR-14-03-02, 1st Latin American IAA CubeSat Workshop*,. Brasilia, Brazil.

X. APÉNDICE

A. Subsistema mecánico

1. Anexo 1: Planos de la estructura CubeSat 1U



LISTA DE PIEZAS			
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN
1	1	Placa Inferior	Aluminio 7075
2	2	Placa Lateral 1	Aluminio 7075
3	2	Placa Lateral 2	Aluminio 7075
4	1	Placa Superior	Aluminio 7075
5	4	Barilla Roscada M4	Aluminio 7075
6	8	4 DIN 985 Tuerca Hexagonal de Seguridad	Acero INOX 316
7	8	4 DIN 985 Tuerca Hexagonal	Acero INOX 316

Nombre de Parte: Placa Inferior	Sistema de Unidades: Milímetros	Megaproyecto: CubeSat Fase 2 Estructura		Dibujado por: Polanco, J. Fecha:28/09/2015
Número de Parte: CS-000	Escala: 0.65:1	Formato: A4		Diseñado por: Polanco, J. Fecha:28/09/2015
Tolerancias Generales: .X ±0.1 .XX ±0.03 .XXX ±0.005 RAD - ANG ±0.05°	Material: Varios	Peso: 372.6 g		Revisado por: Ruano, M. Fecha:28/09/2015
<small>ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE JORGE CARLOS ESCOBAR POLANCO. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.</small>				Aprobado por: Ruano, M. Fecha:28/09/2015
			Página: 01/05	

2. Anexo 2: Resultados de las simulaciones para la estructura del picosatélite
 - a. Resultados de las frecuencias naturales de la estructura

Figura 125 Primera frecuencia natural de la estructura.

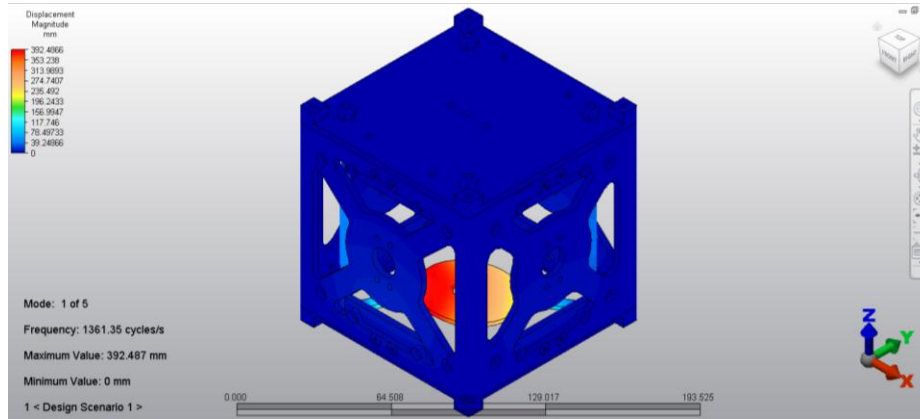


Figura 126 Segunda frecuencia natural de la estructura.

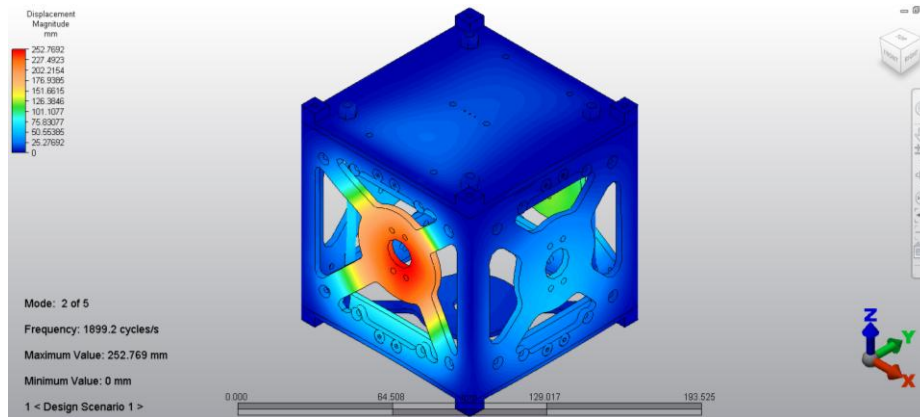


Figura 127 Tercera frecuencia natural de la estructura.

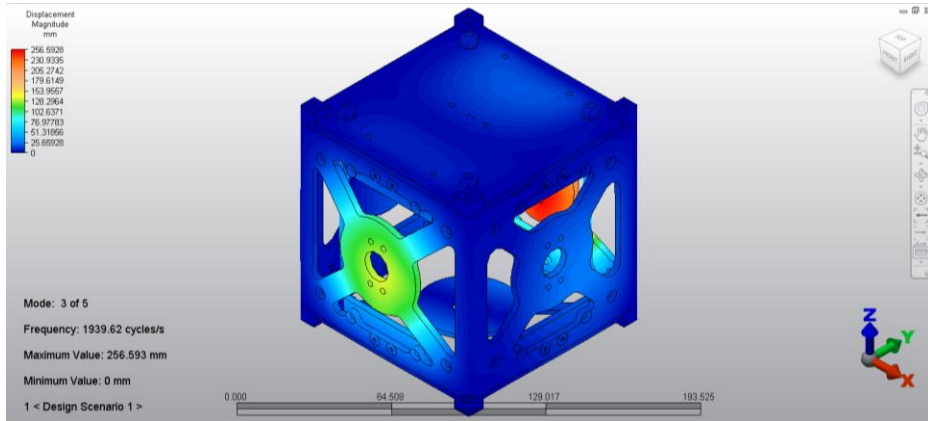


Figura 128 Cuarta frecuencia natural de la estructura.

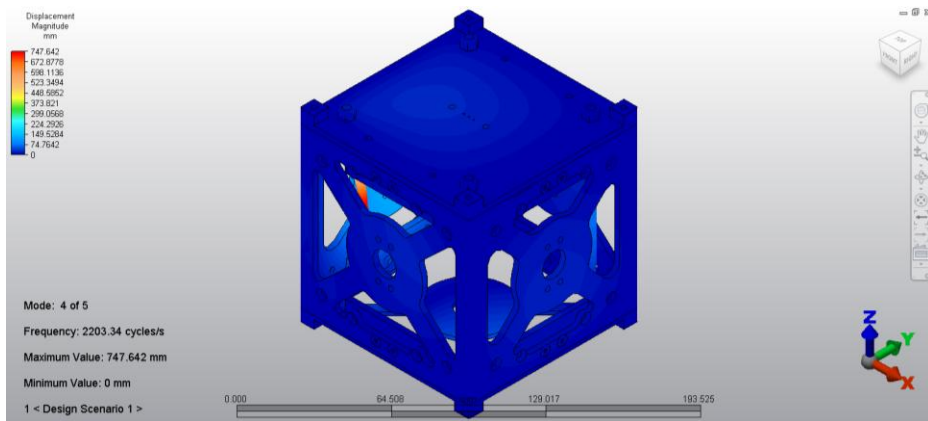
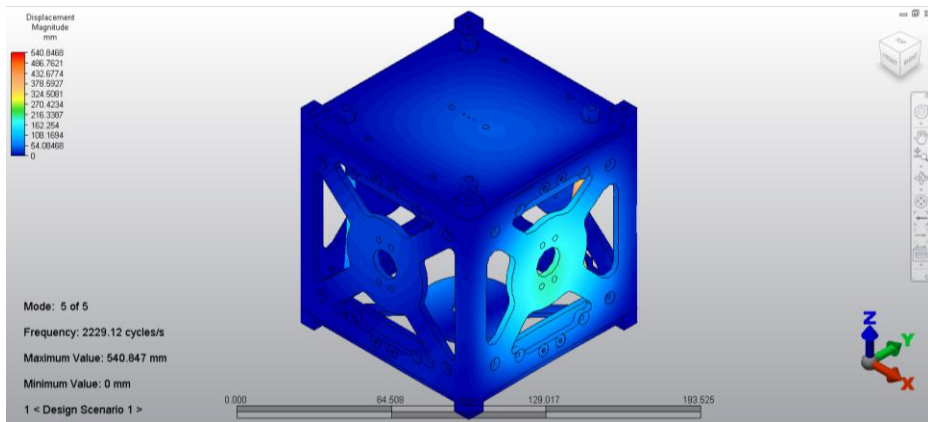


Figura 129 Quinta frecuencia natural de la estructura.



b. Resultados de las vibraciones aleatorias aplicadas a la estructura

1) Soyuz

Figura 130 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

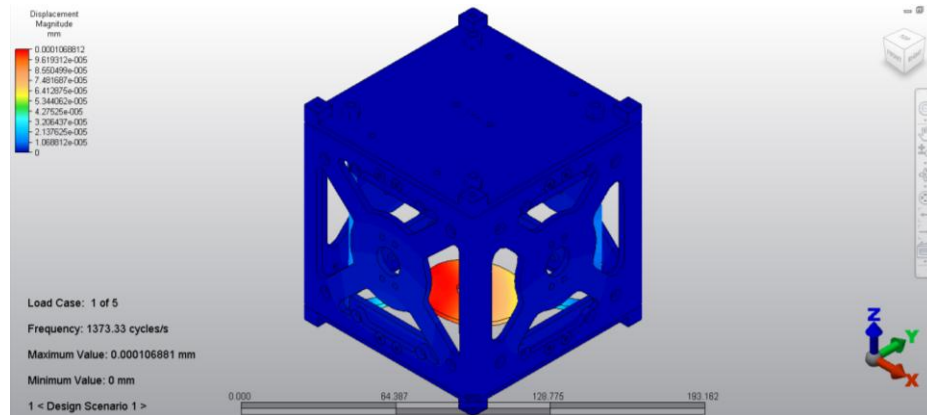


Figura 131 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

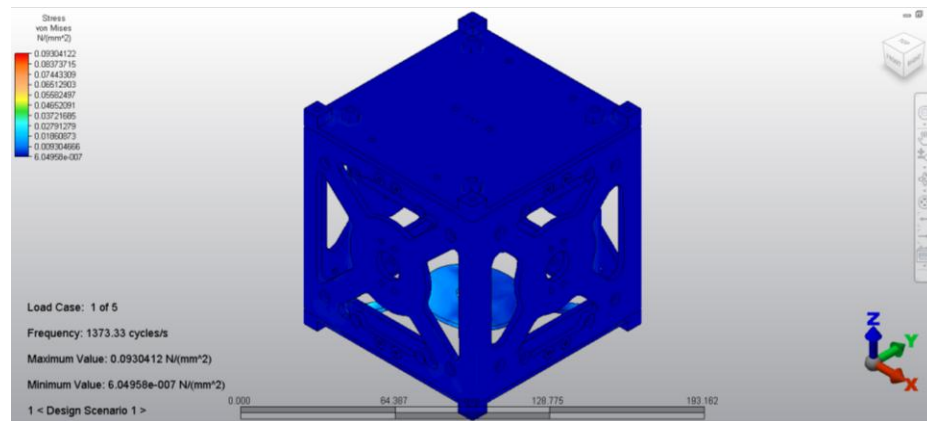


Figura 132 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

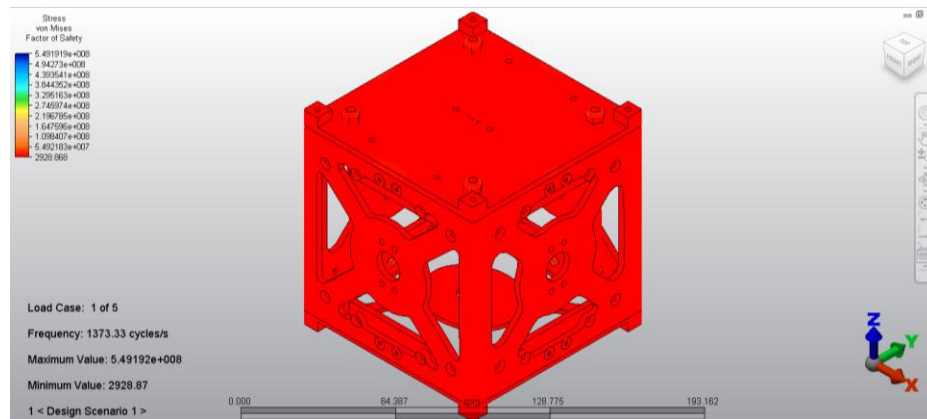


Figura 133 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

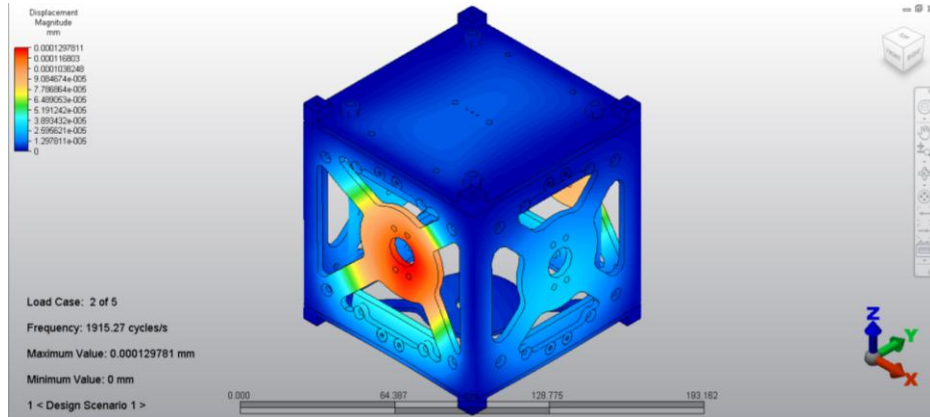


Figura 134 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

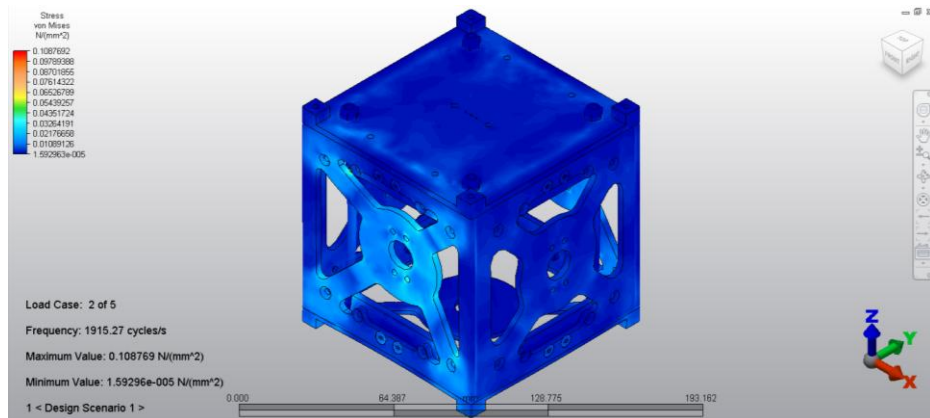


Figura 135 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

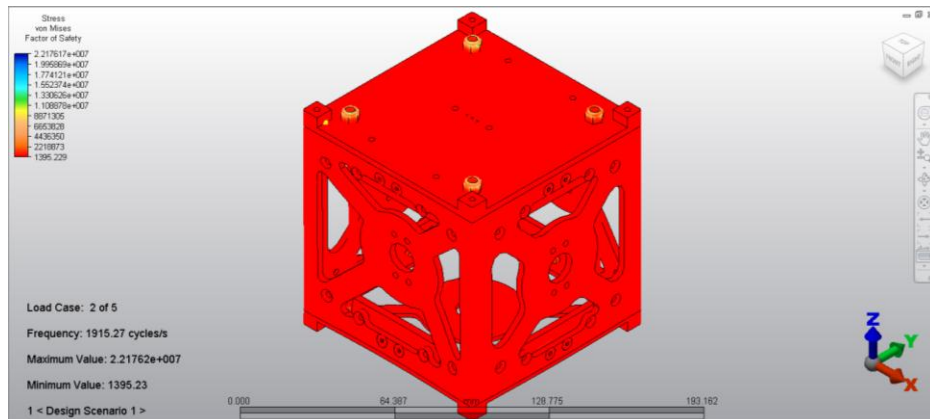


Figura 136 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

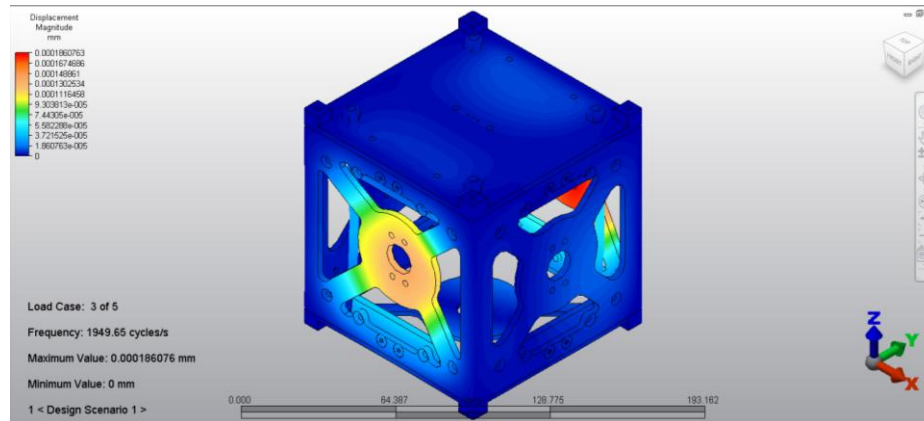


Figura 137 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

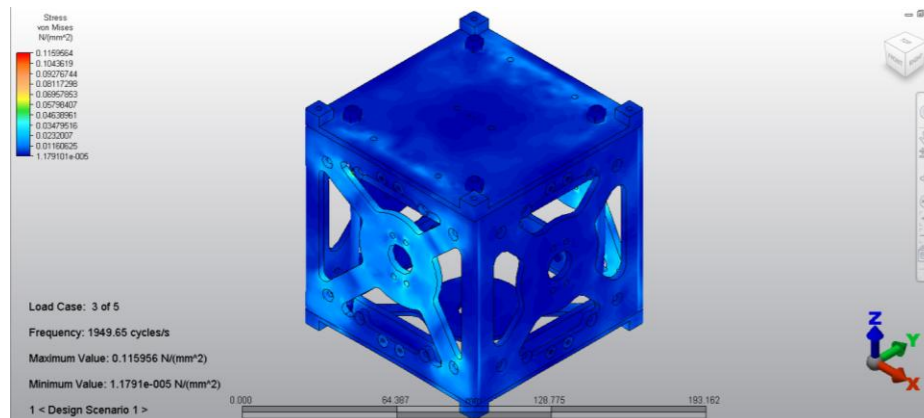


Figura 138 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

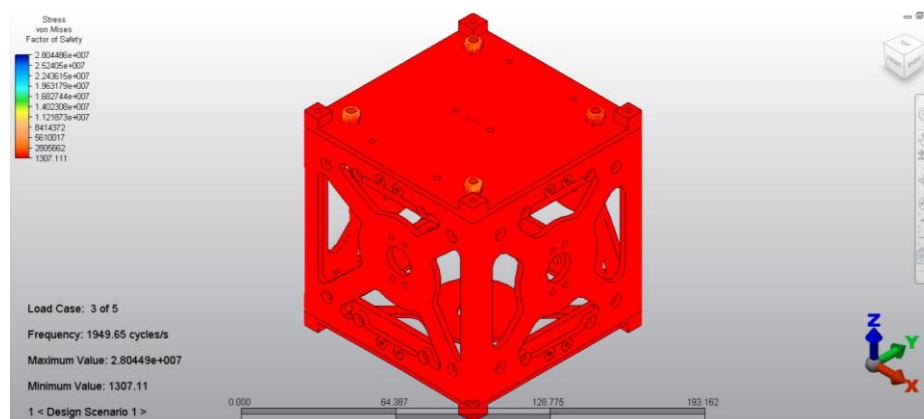


Figura 139 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

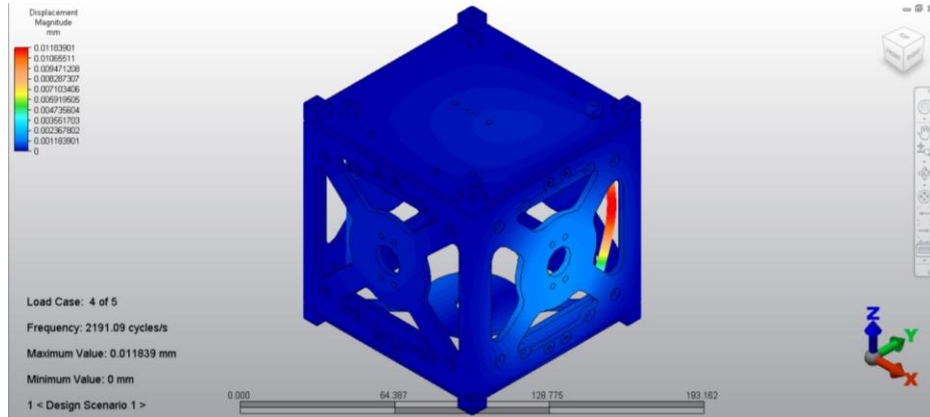


Figura 140 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

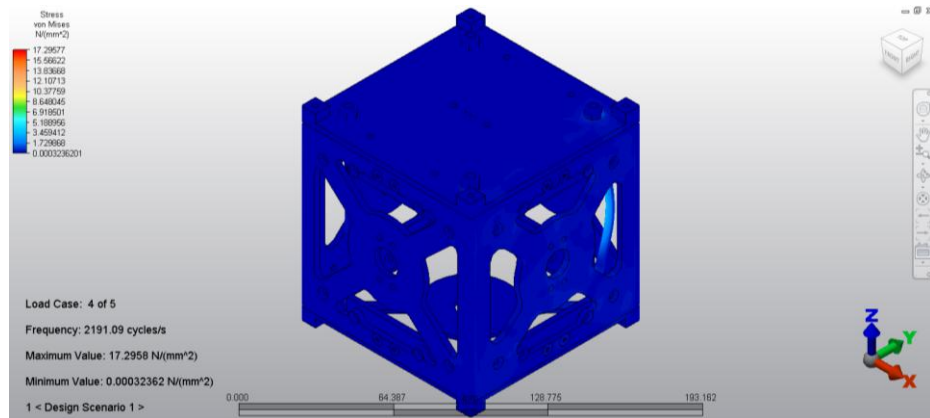


Figura 141 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

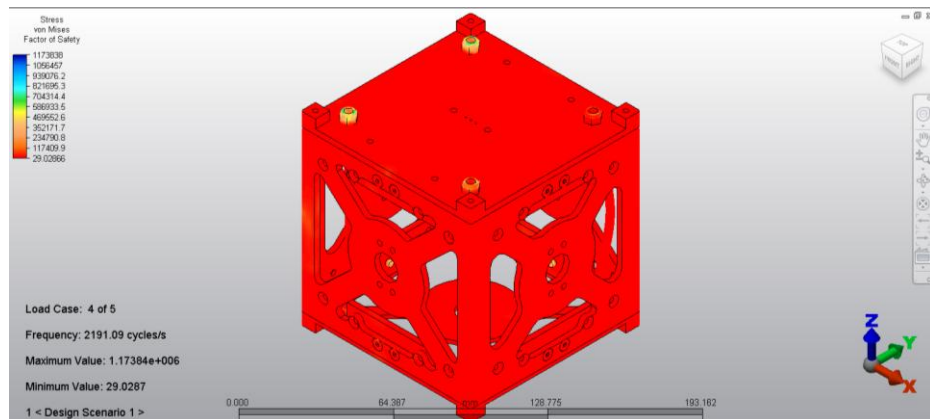


Figura 142 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

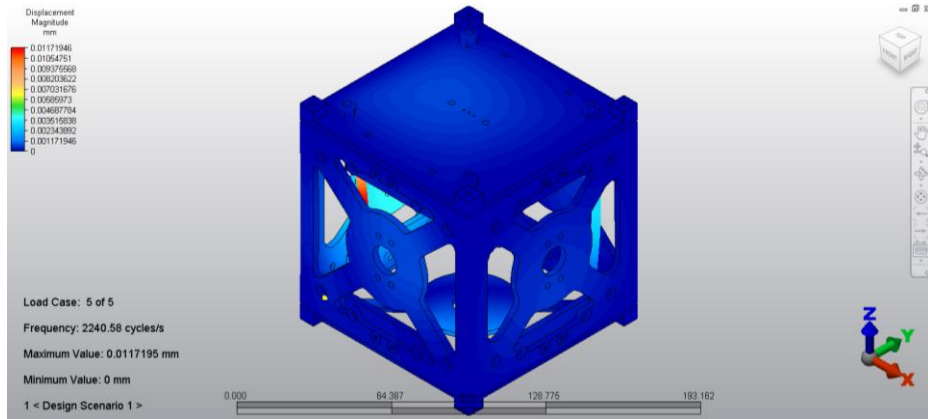


Figura 143 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

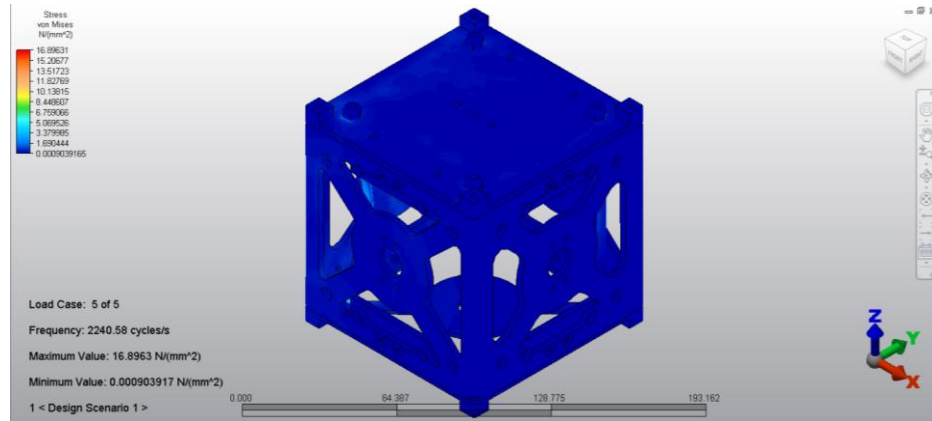


Figura 144 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

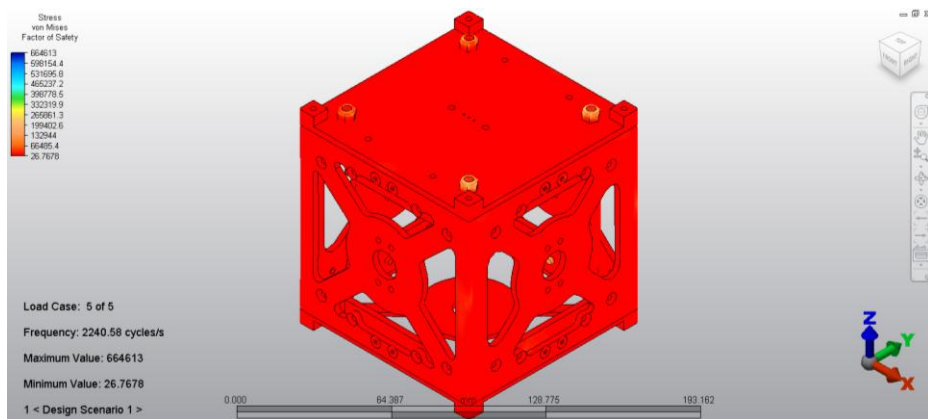


Figura 145 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

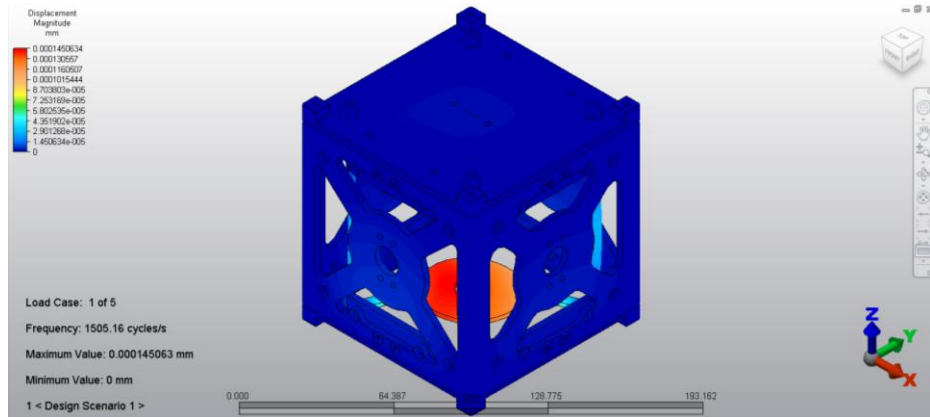


Figura 146 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

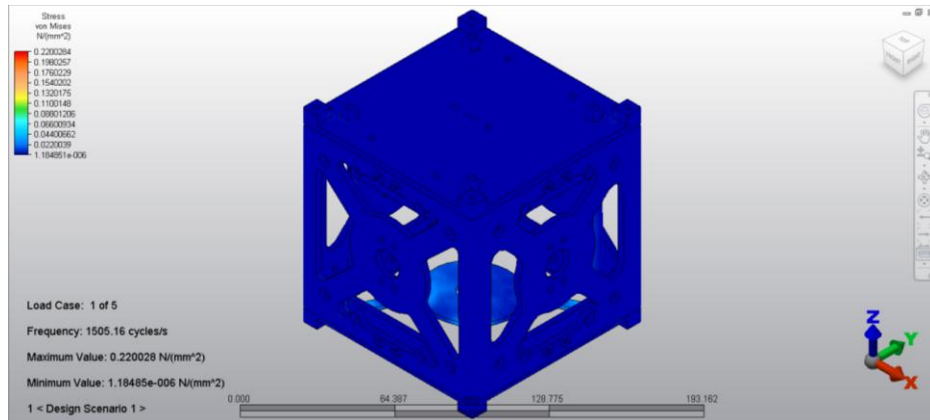


Figura 147 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

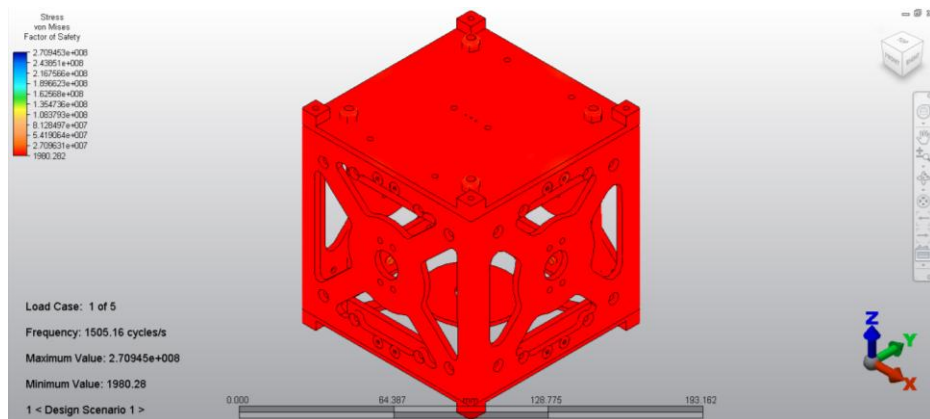


Figura 148 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

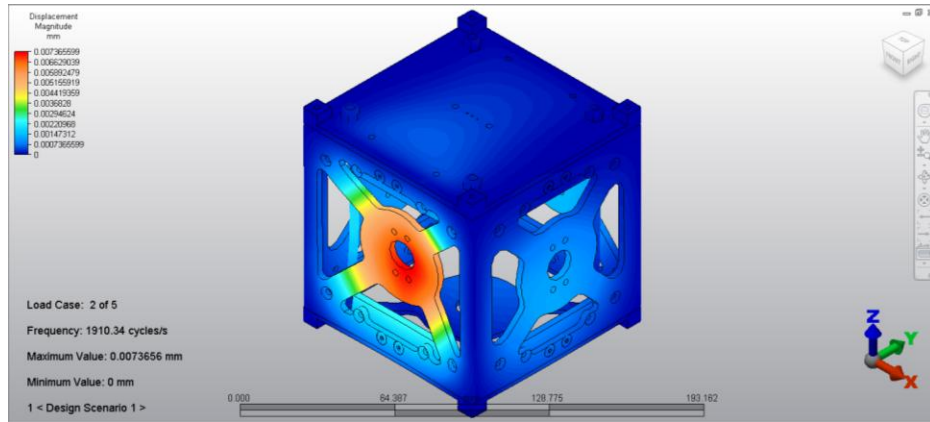


Figura 149 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

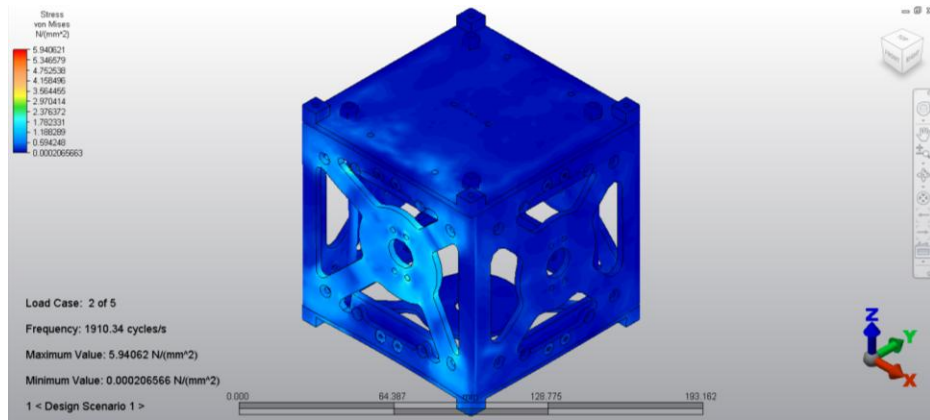


Figura 150 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

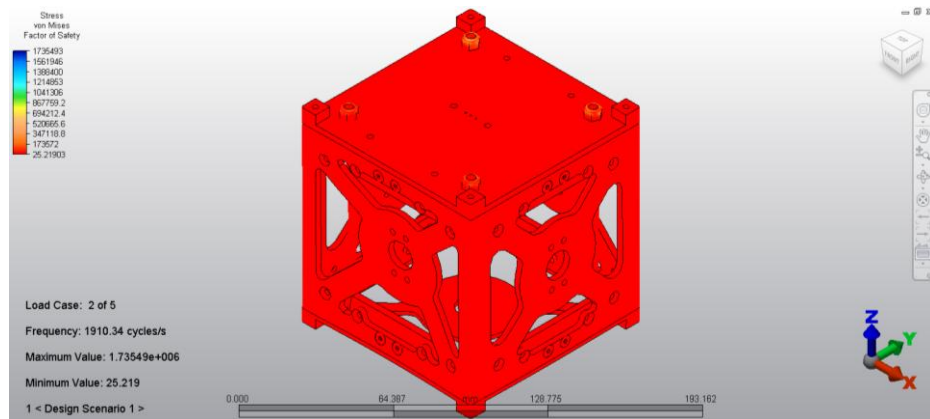


Figura 151 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

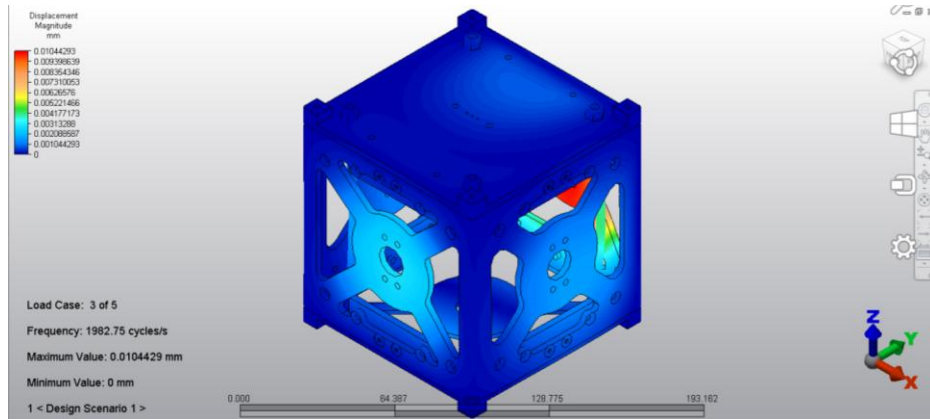


Figura 152 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

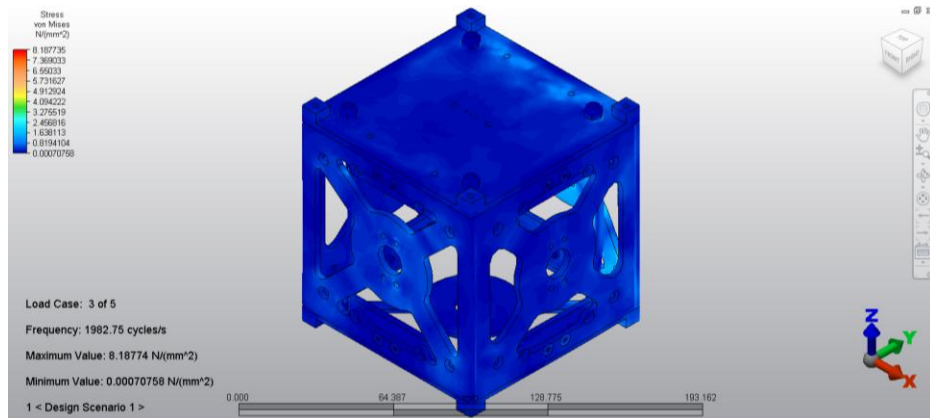


Figura 153 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

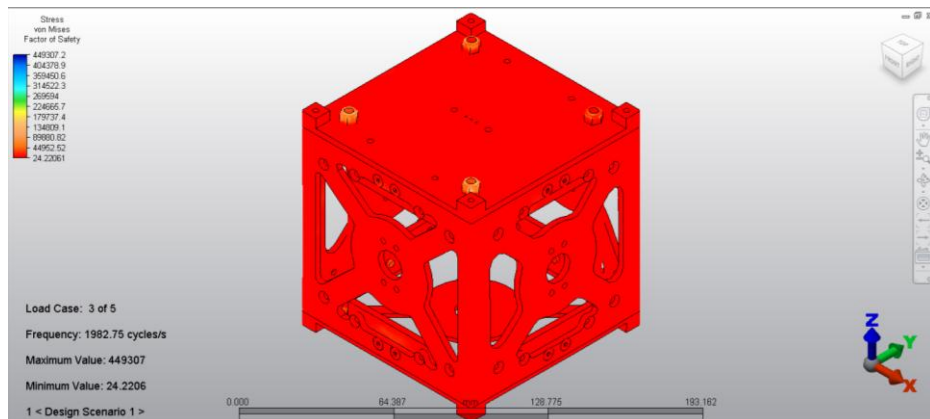


Figura 154 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

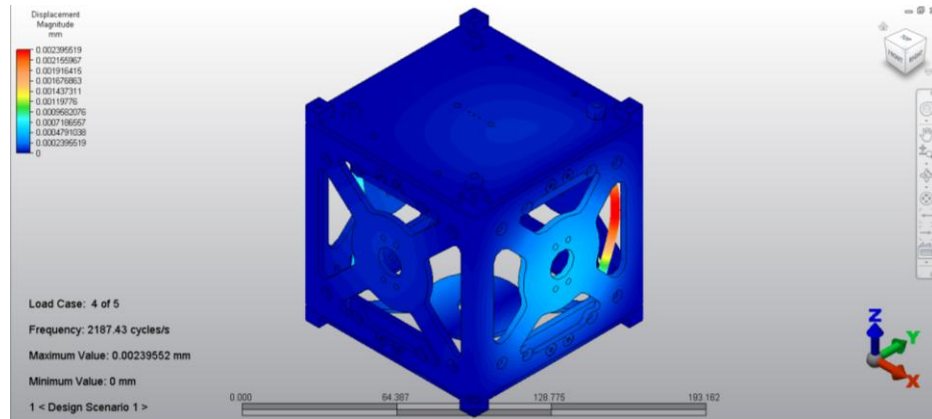


Figura 155 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

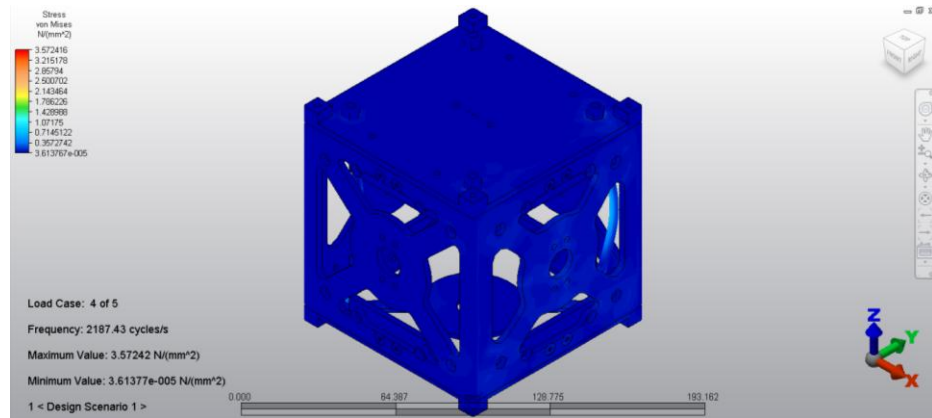


Figura 156 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

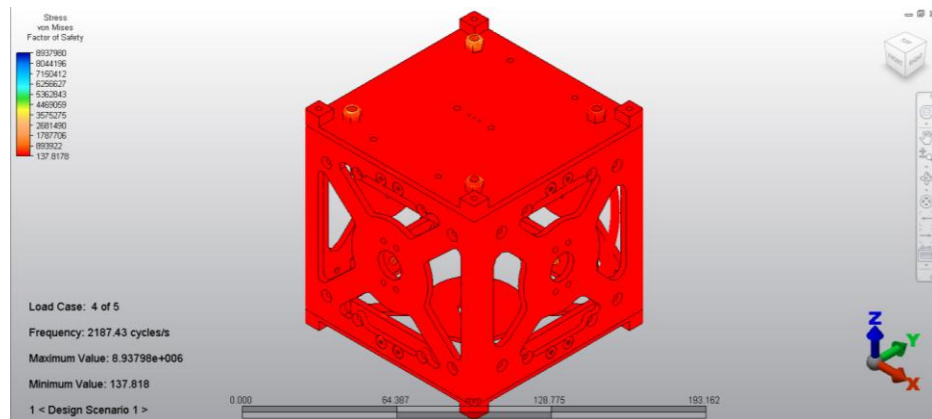


Figura 157 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

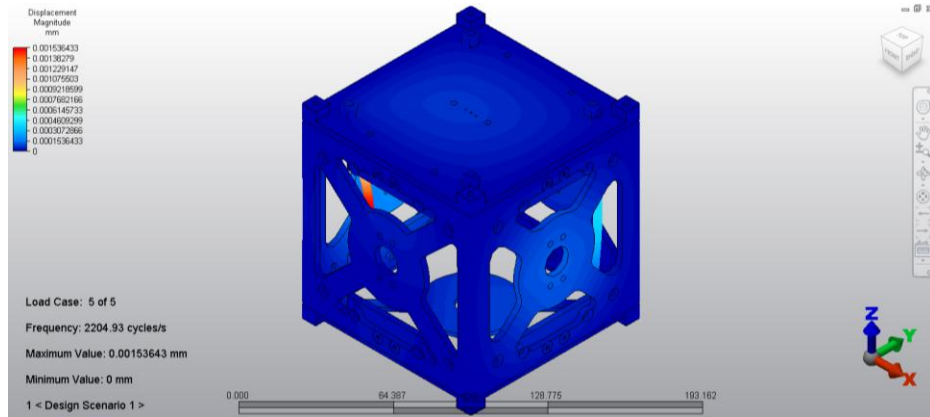


Figura 158 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

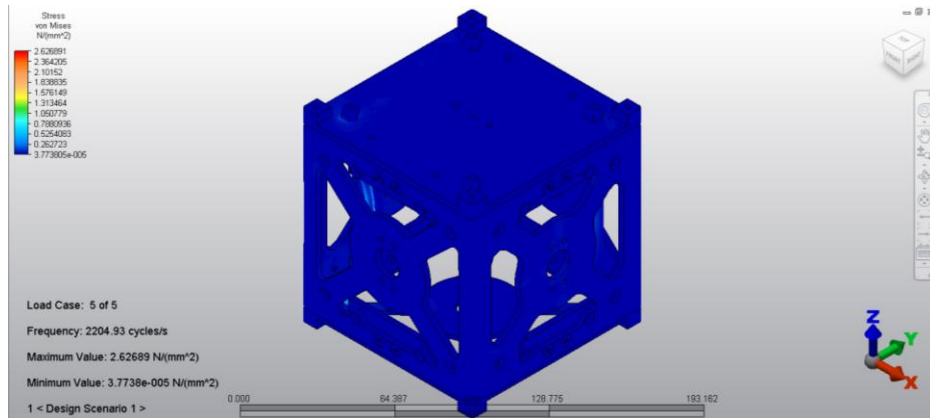


Figura 159 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

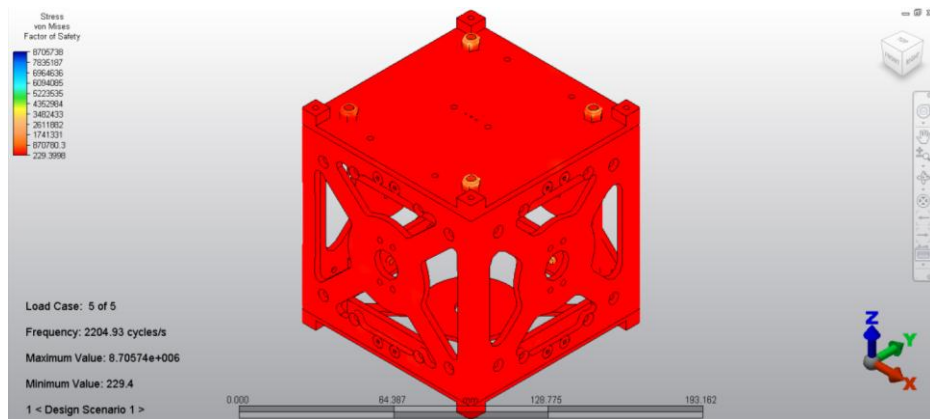


Figura 160 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

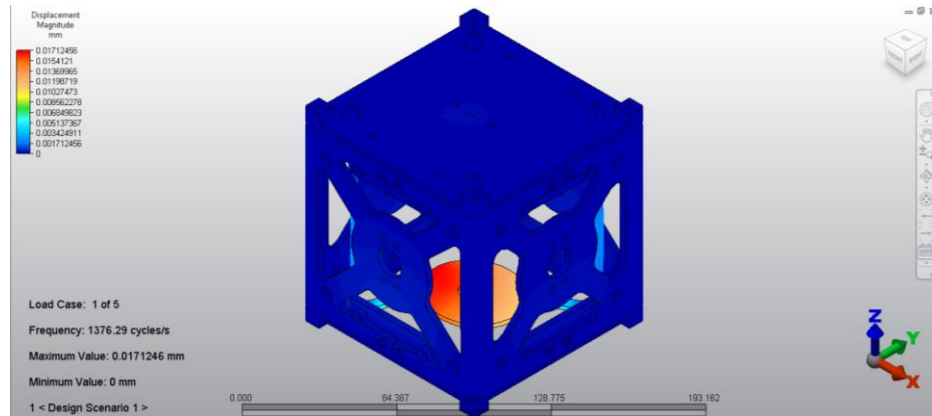


Figura 161 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

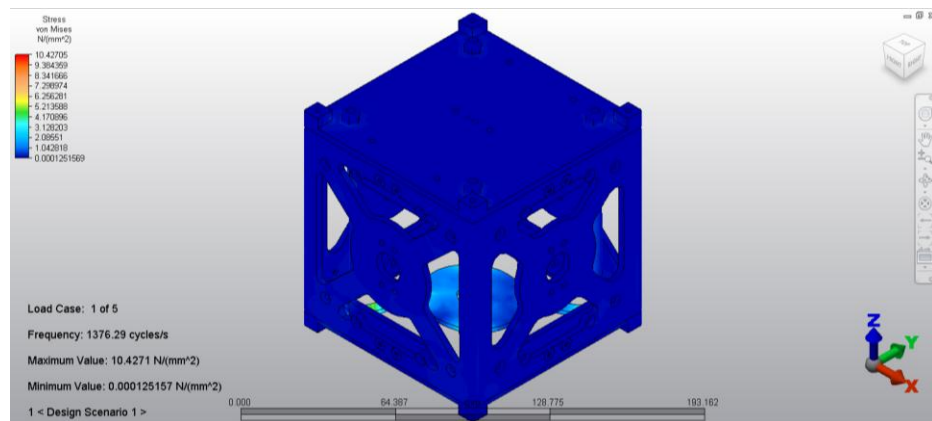


Figura 162 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

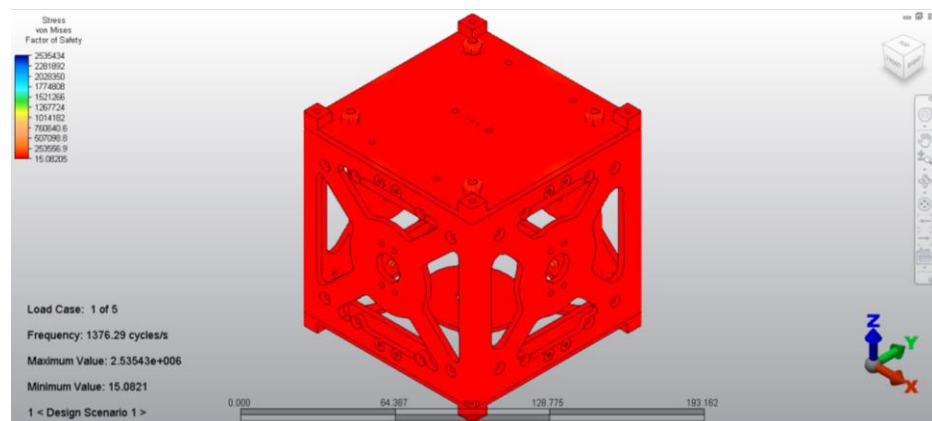


Figura 163 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

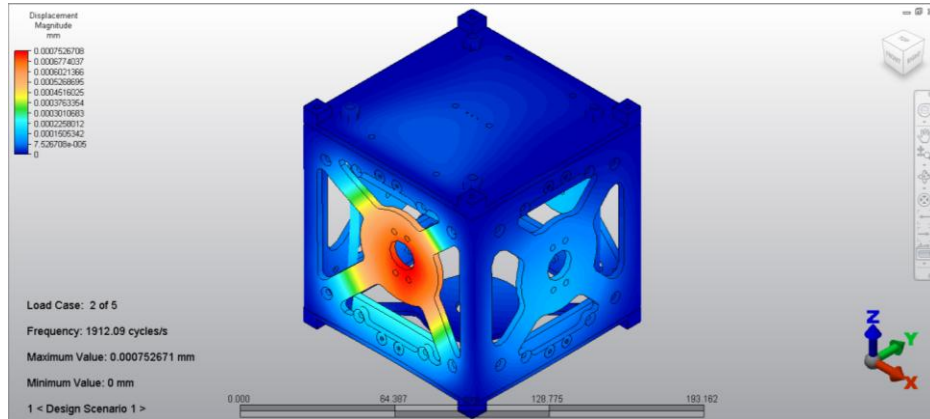


Figura 164 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

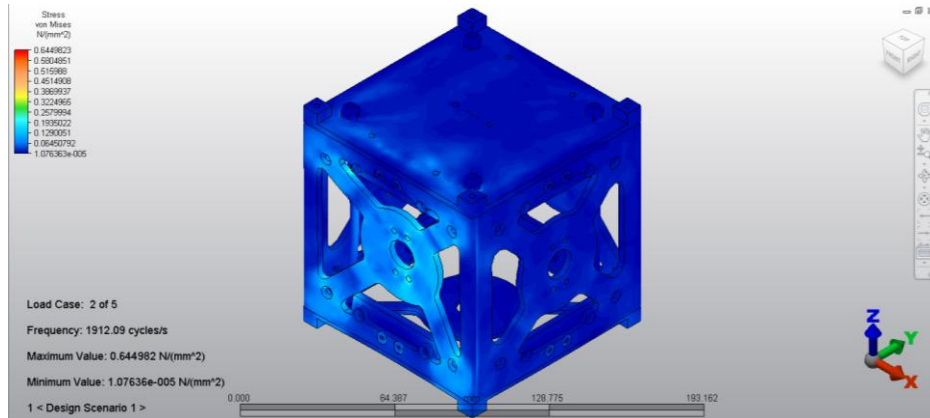


Figura 165 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

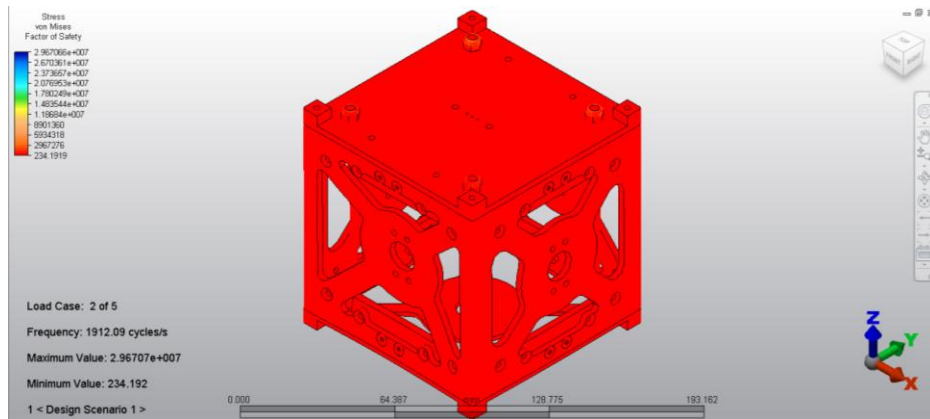


Figura 166 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

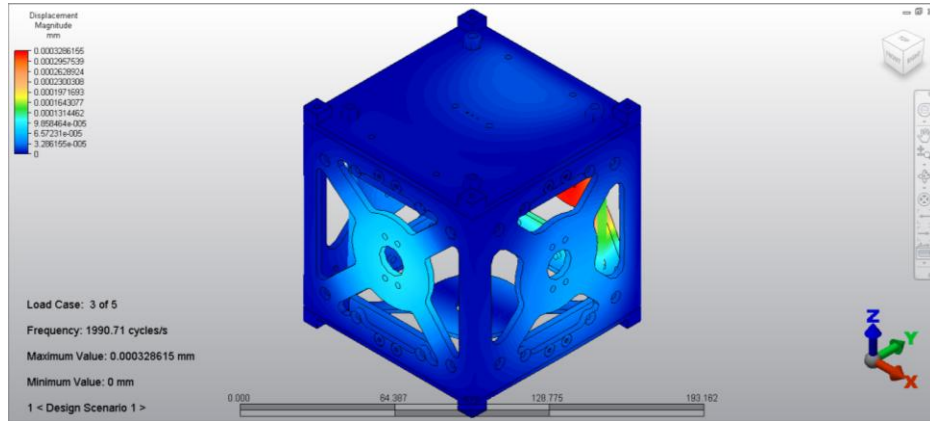


Figura 167 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

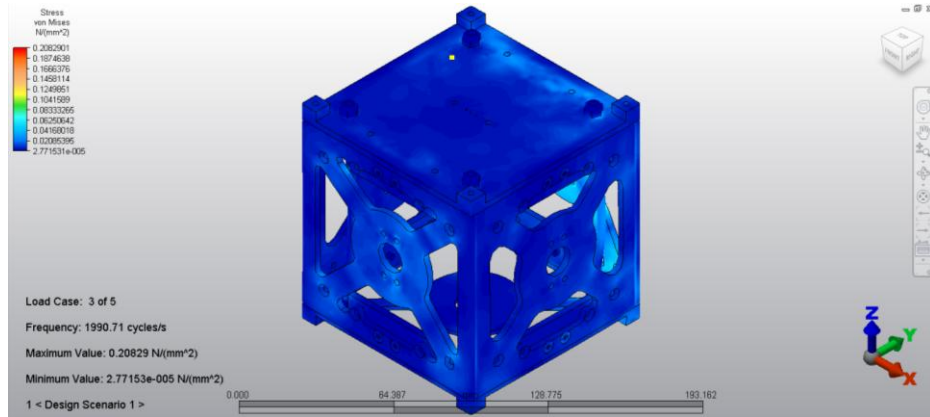


Figura 168 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

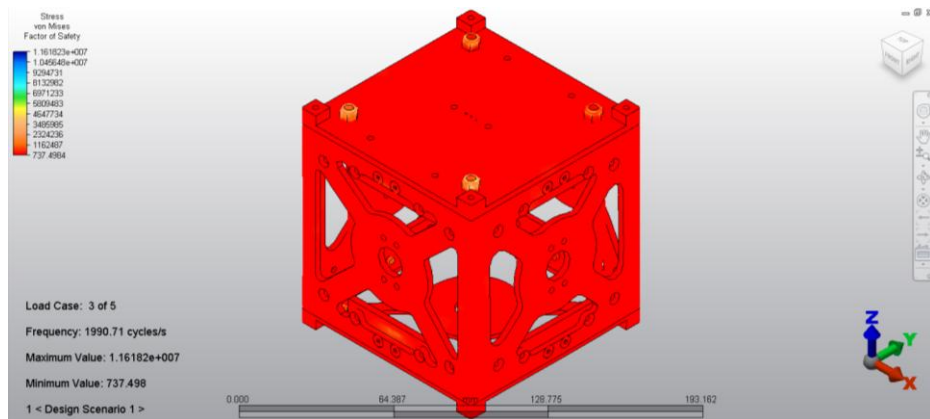


Figura 169 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

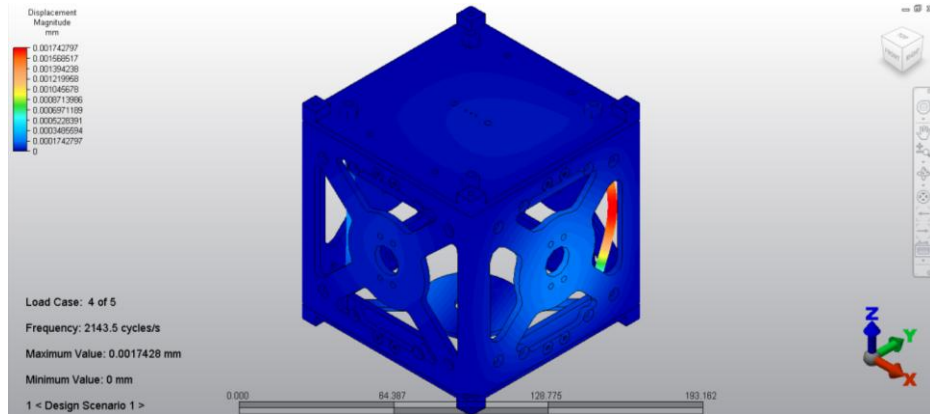


Figura 170 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

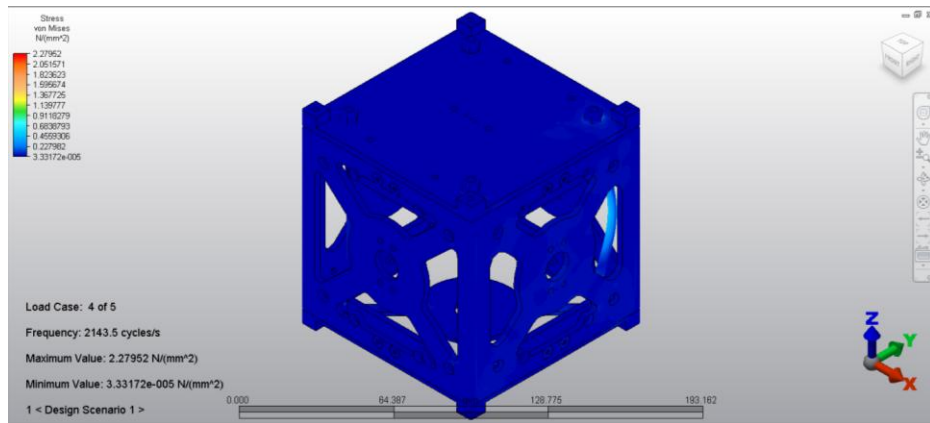


Figura 171 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

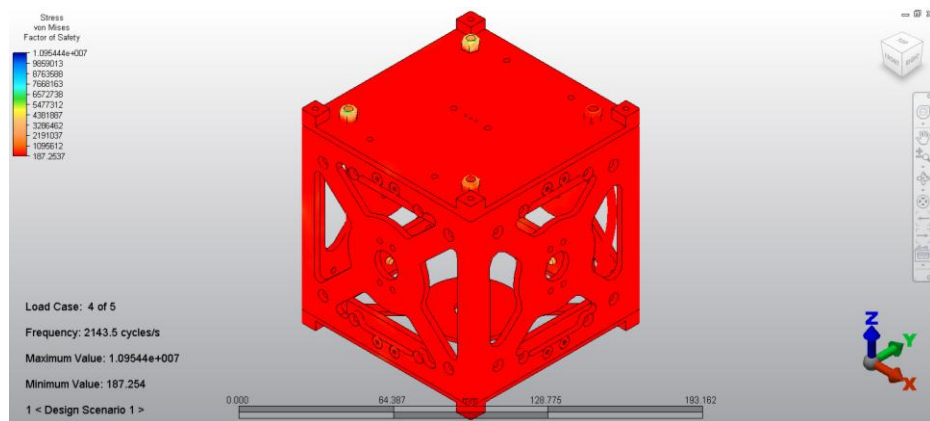


Figura 172 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

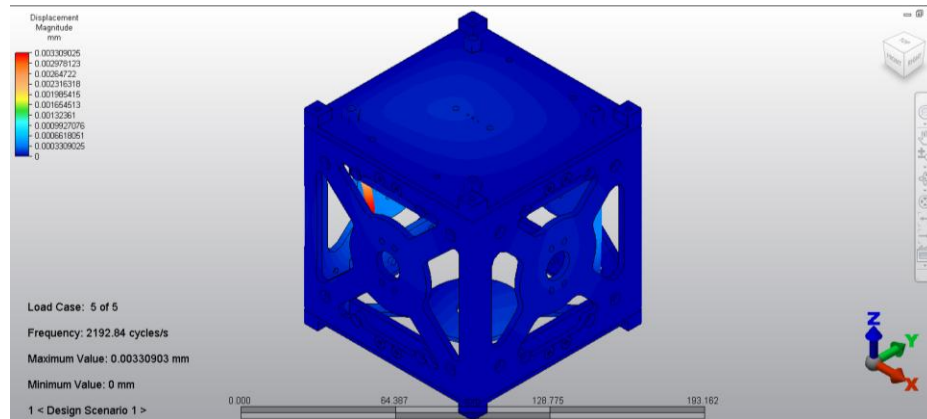


Figura 173 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

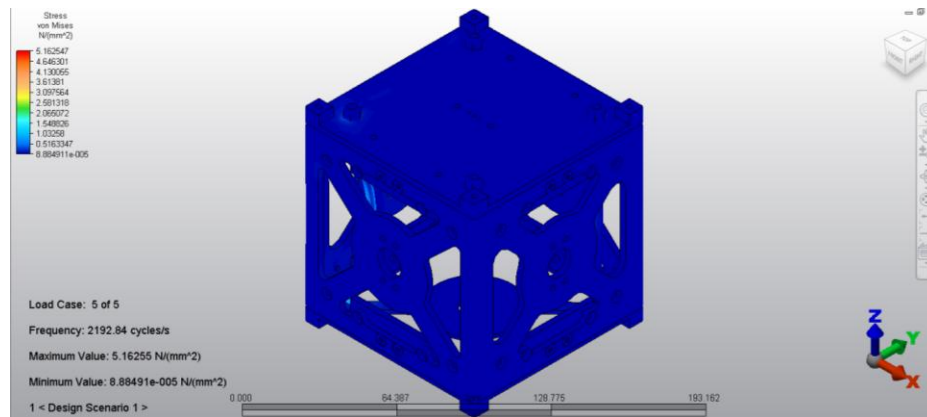
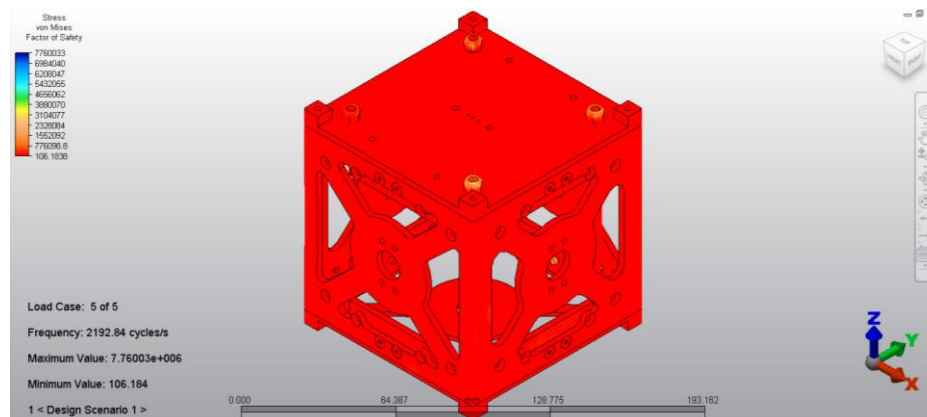


Figura 174 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.



2) ATV

Figura 175 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su primera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

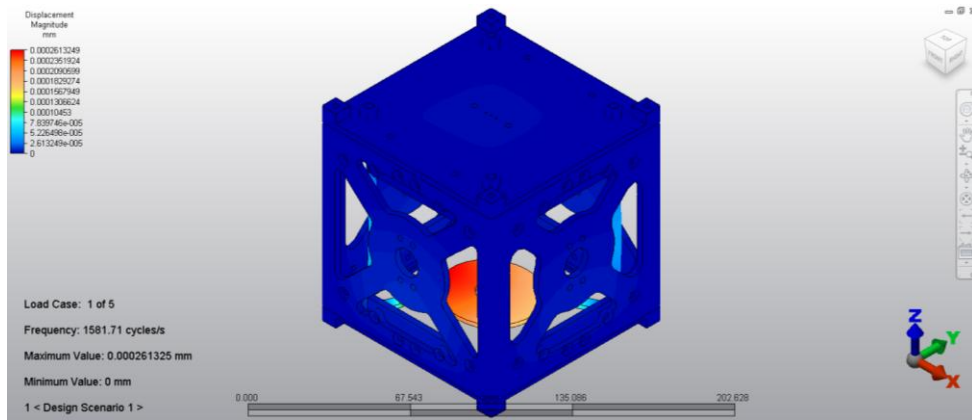


Figura 176 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su primera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

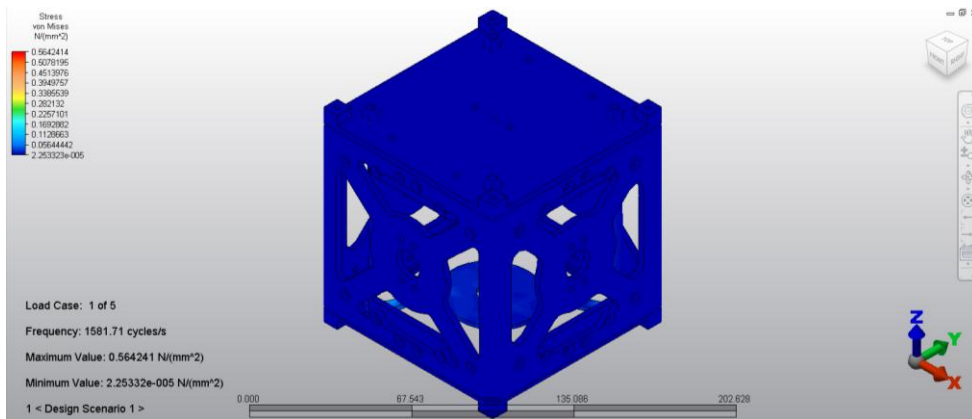


Figura 177 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su primera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

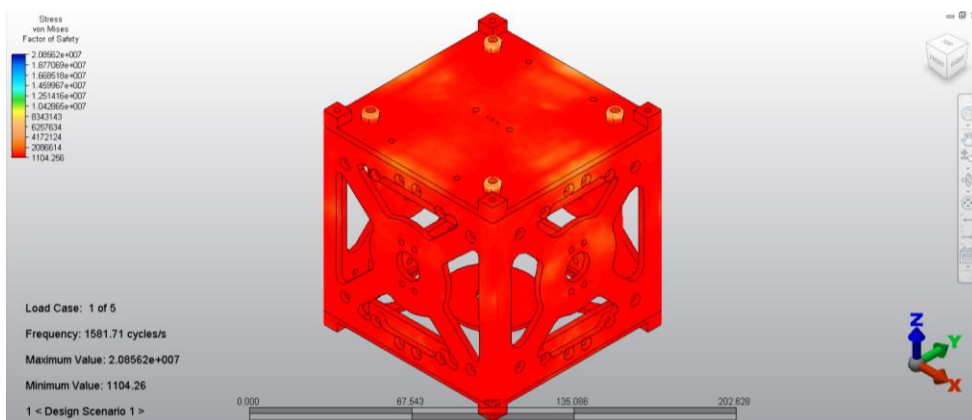


Figura 178 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

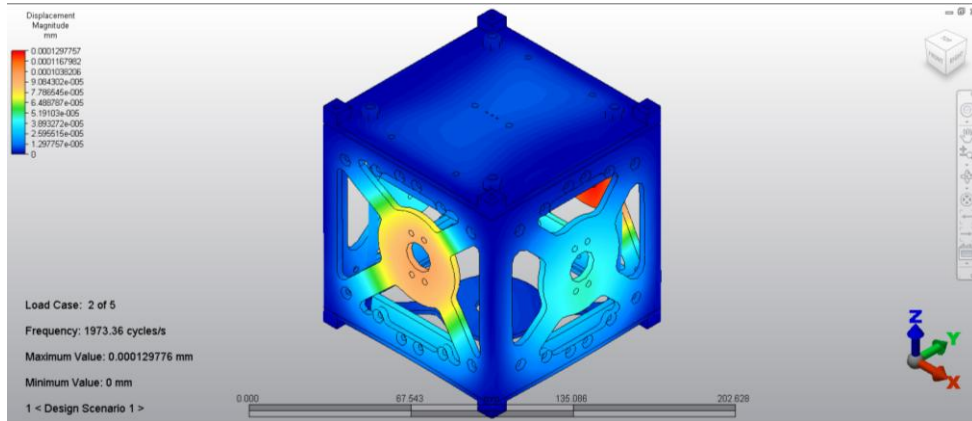


Figura 179 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

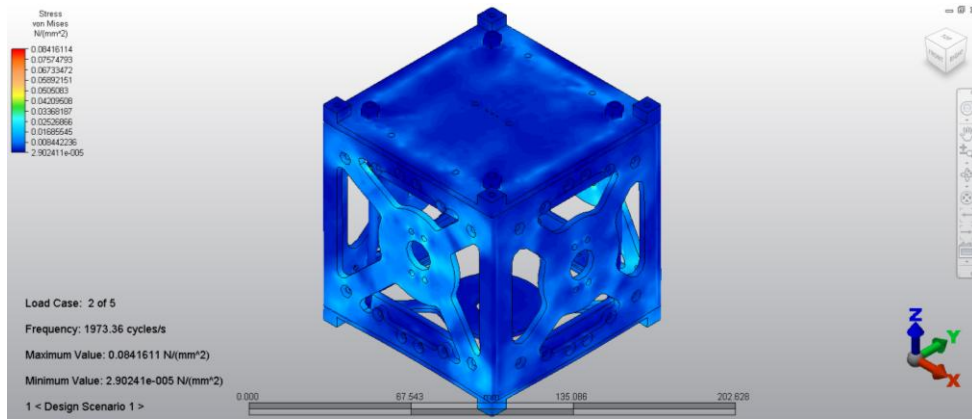


Figura 180 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

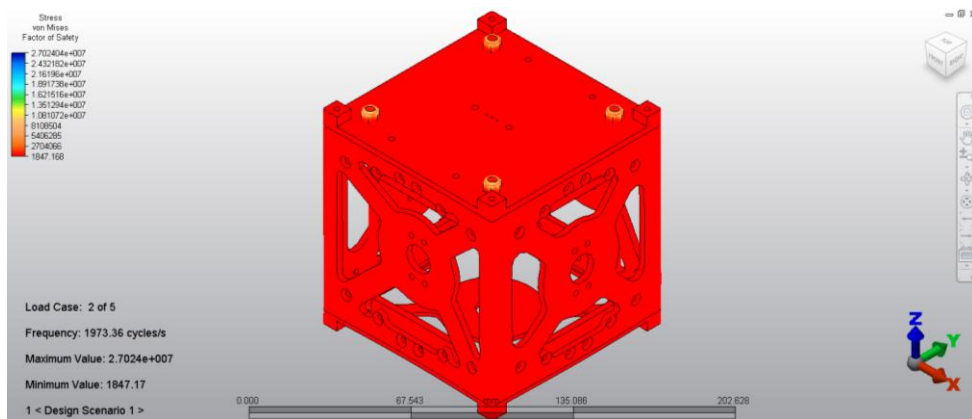


Figura 181 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

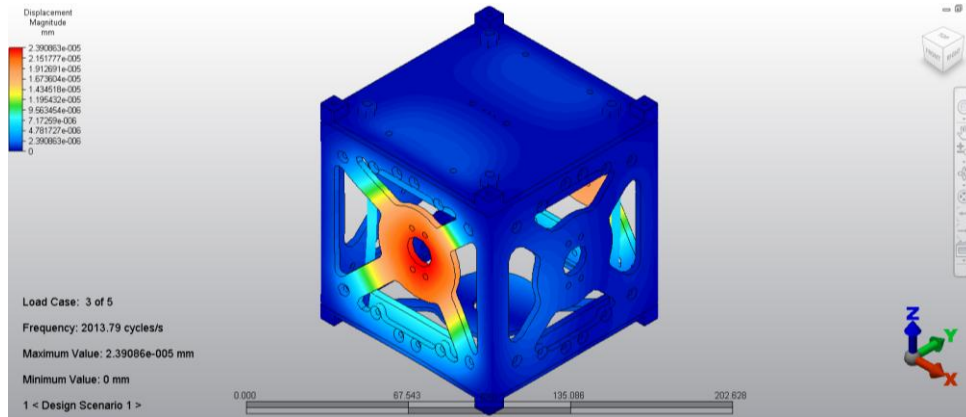


Figura 182 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

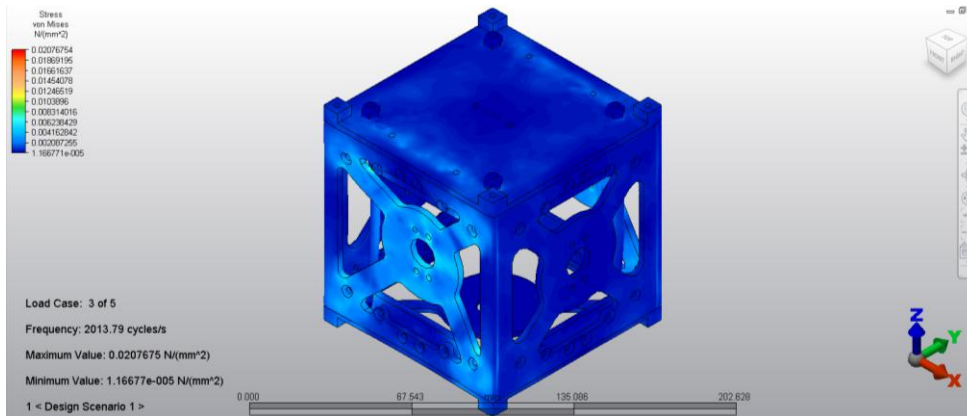


Figura 183 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

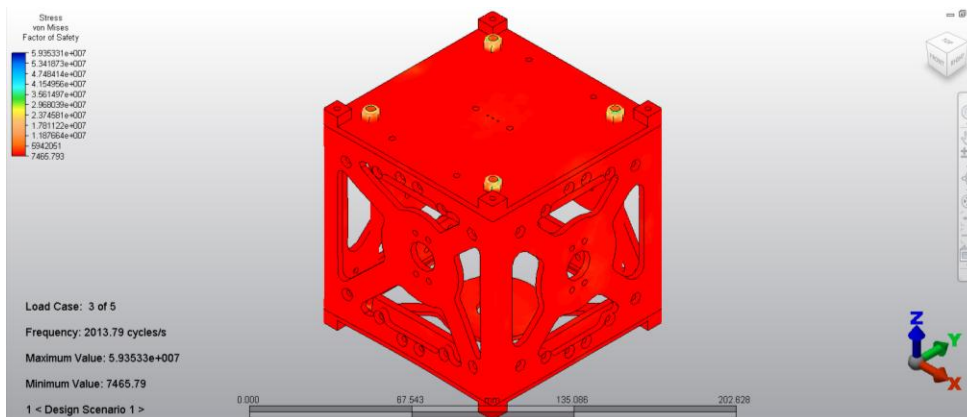


Figura 184 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

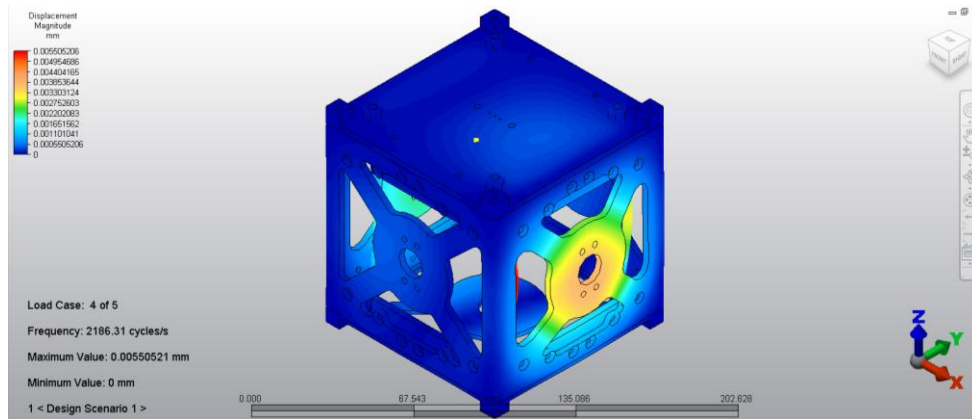


Figura 185 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

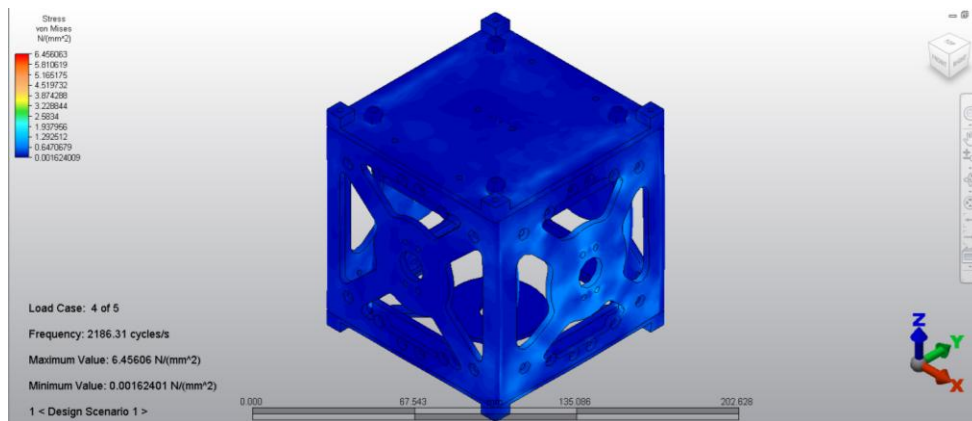


Figura 186 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

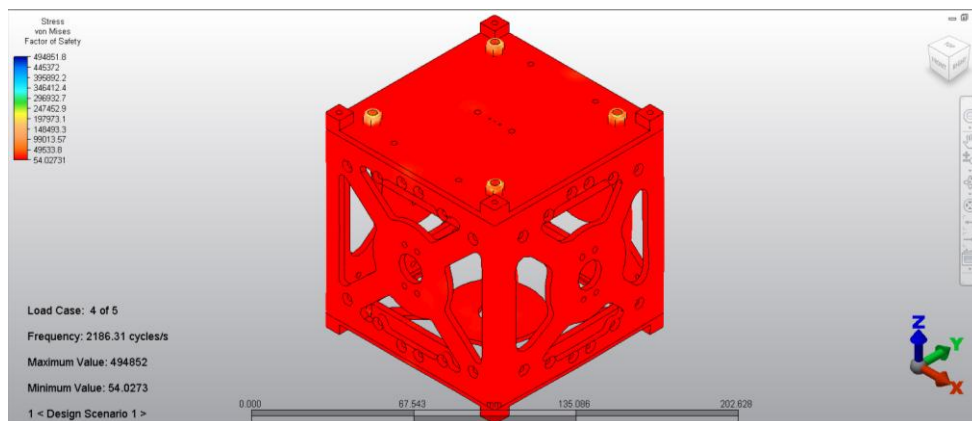


Figura 187 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

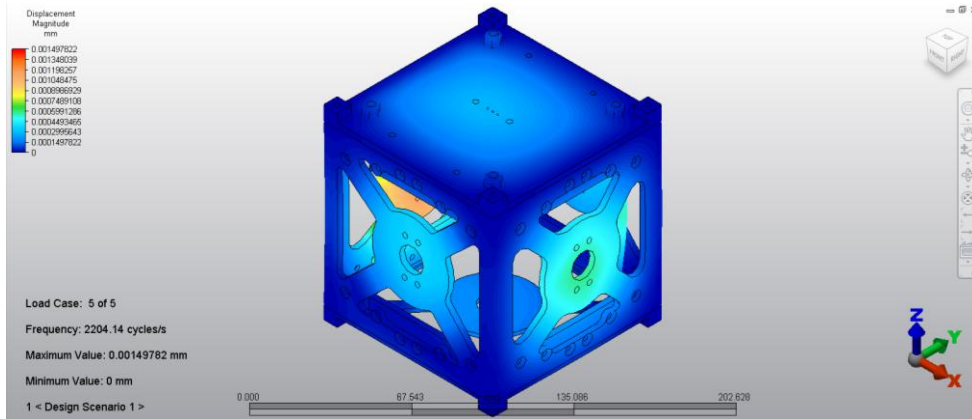


Figura 188 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

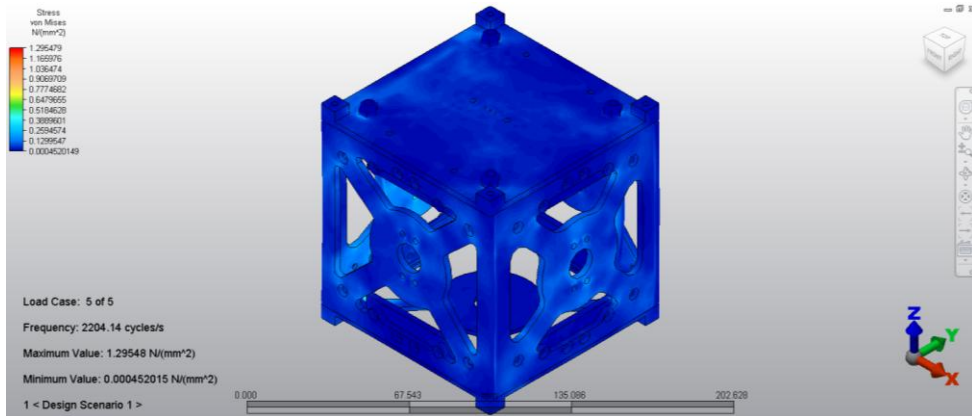


Figura 189 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

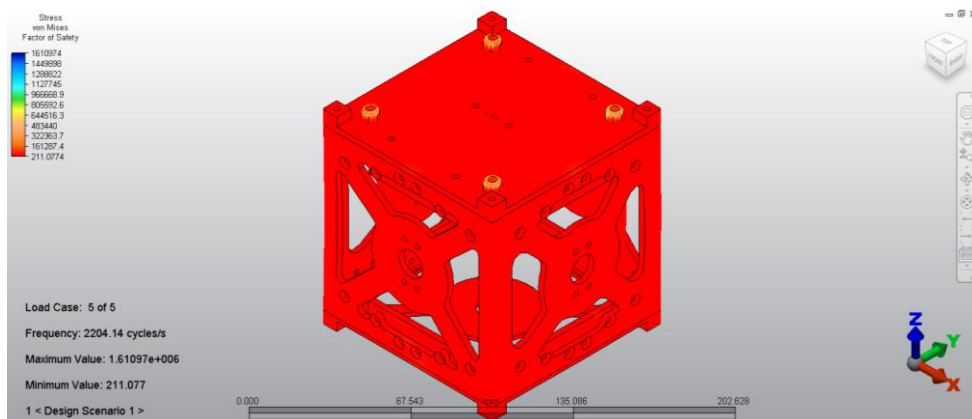


Figura 190 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su primera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

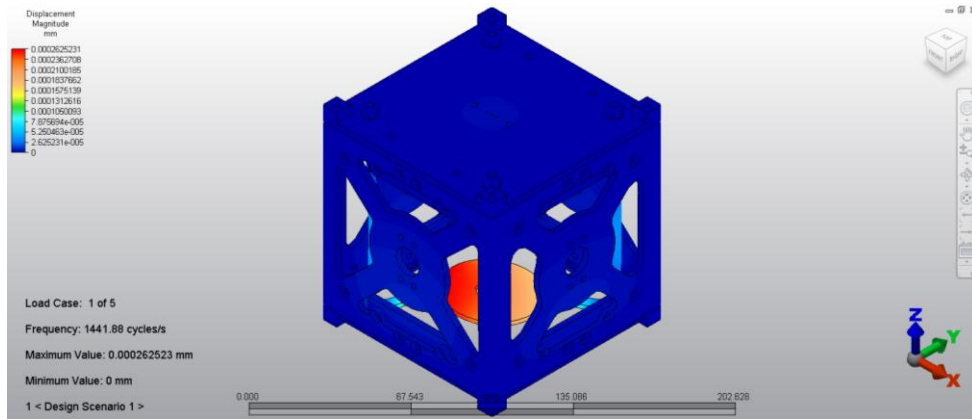


Figura 191 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su primera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

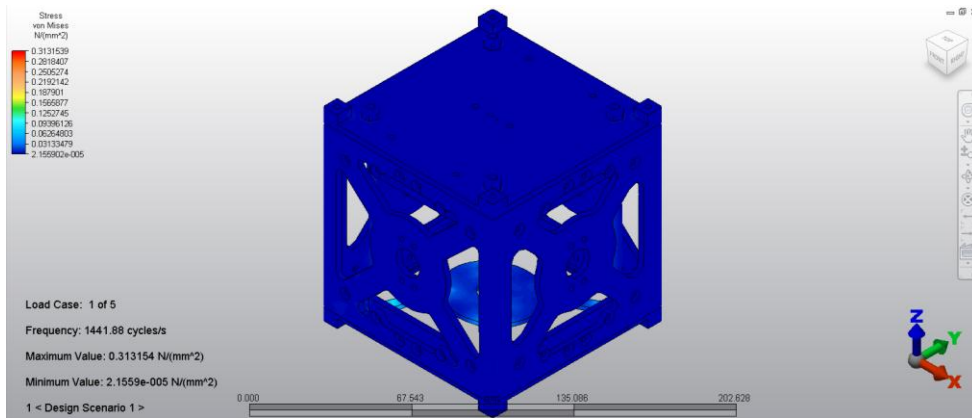


Figura 192 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su primera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

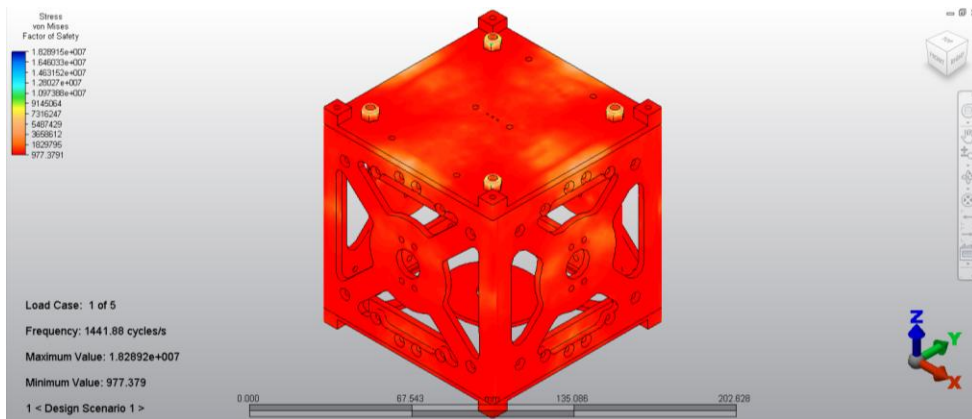


Figura 193 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

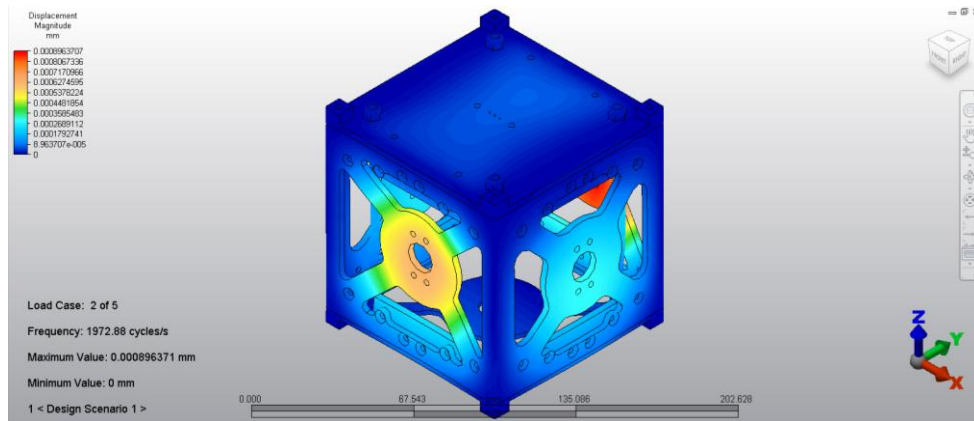


Figura 194 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

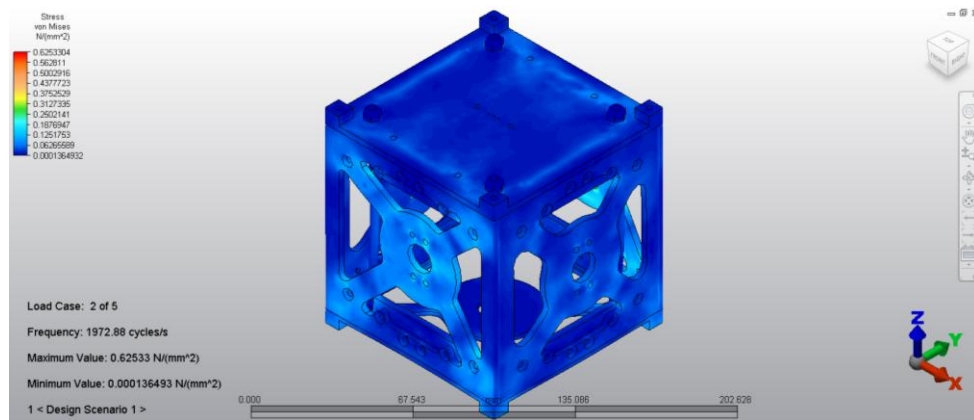


Figura 195 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

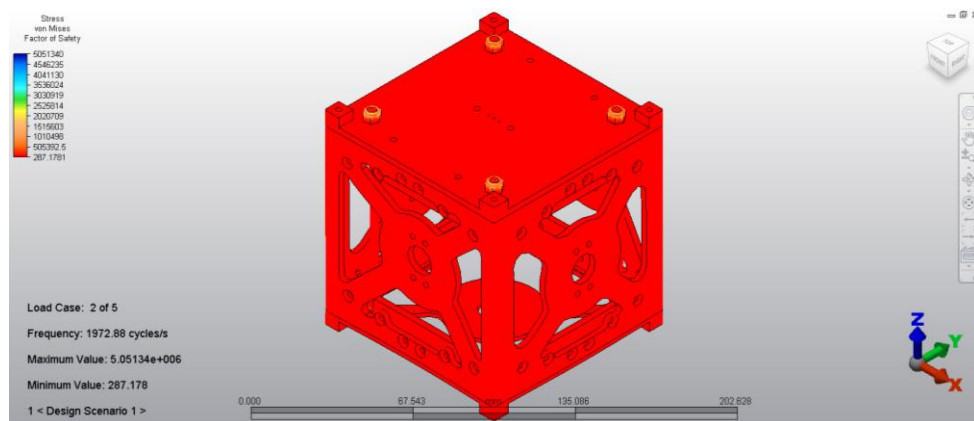


Figura 196 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

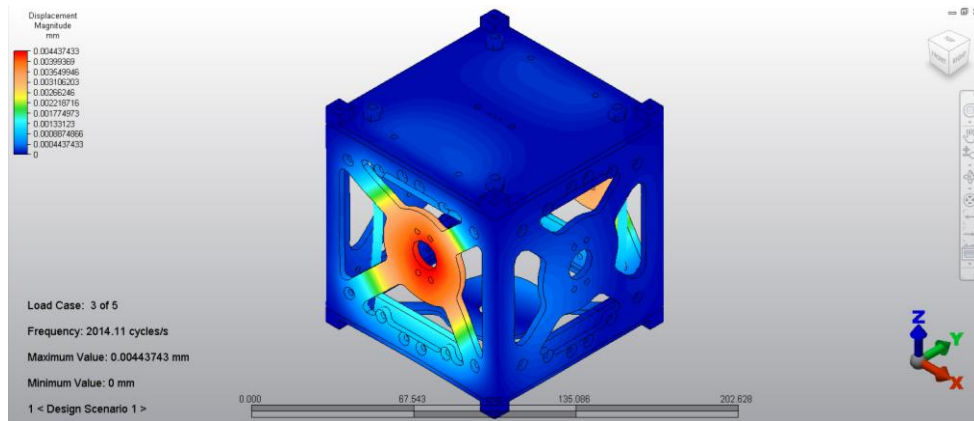


Figura 197 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

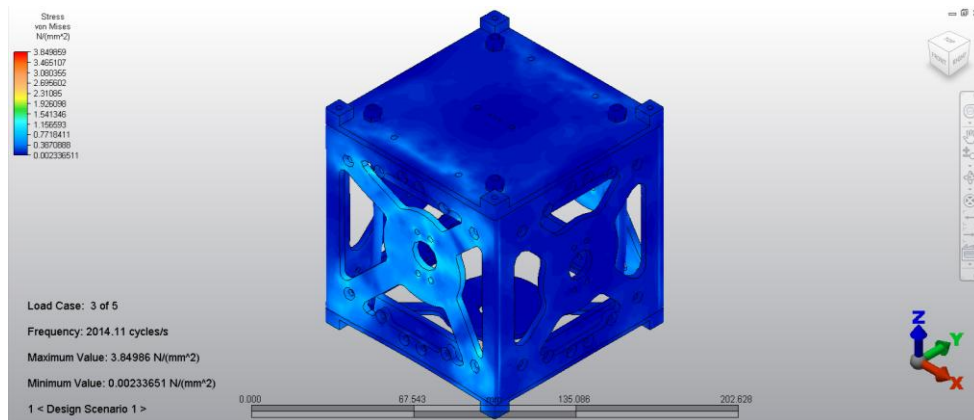


Figura 198 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

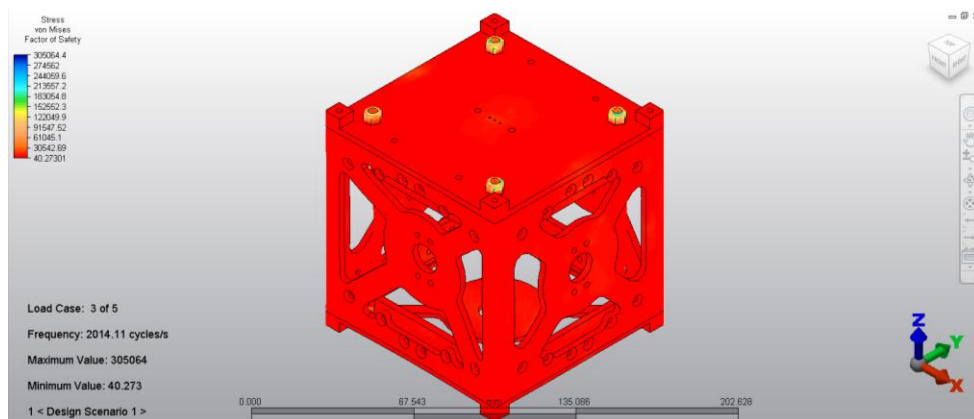


Figura 199 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

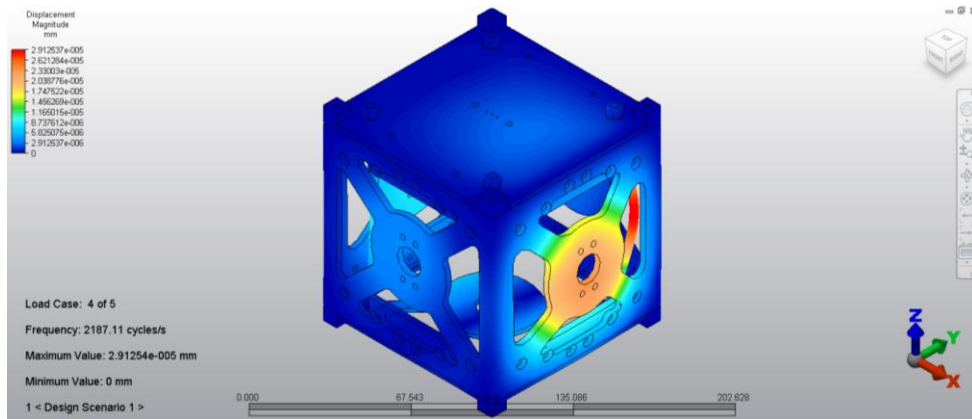


Figura 200 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

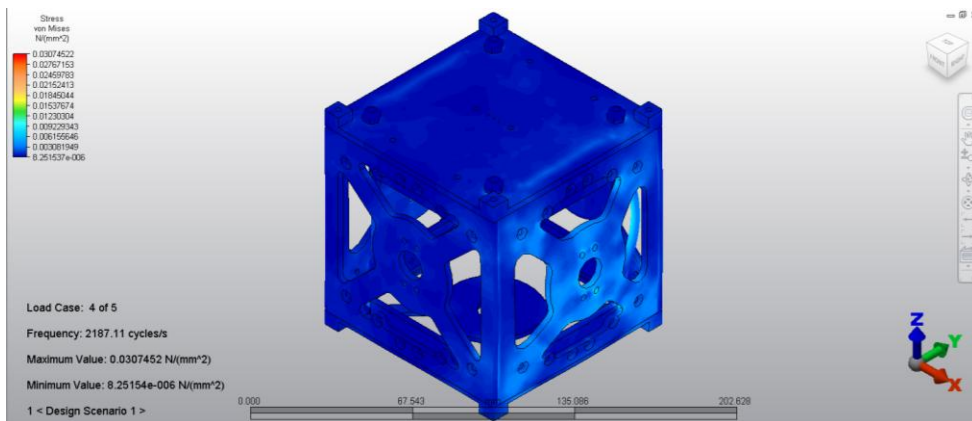


Figura 201 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

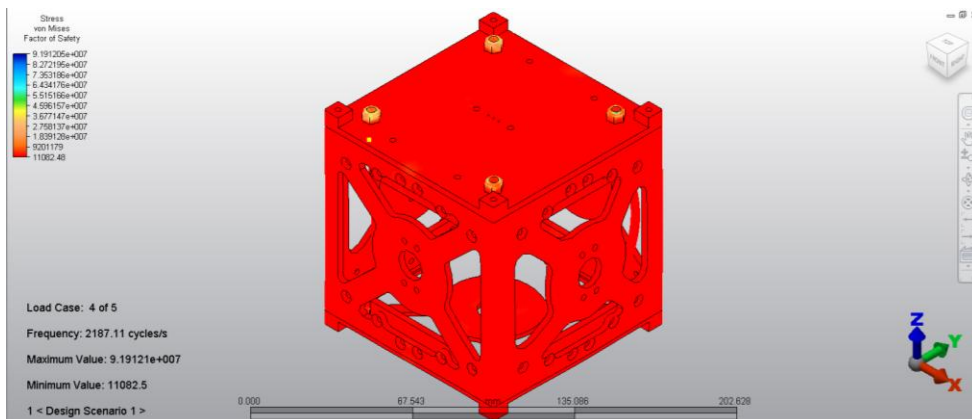


Figura 202 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

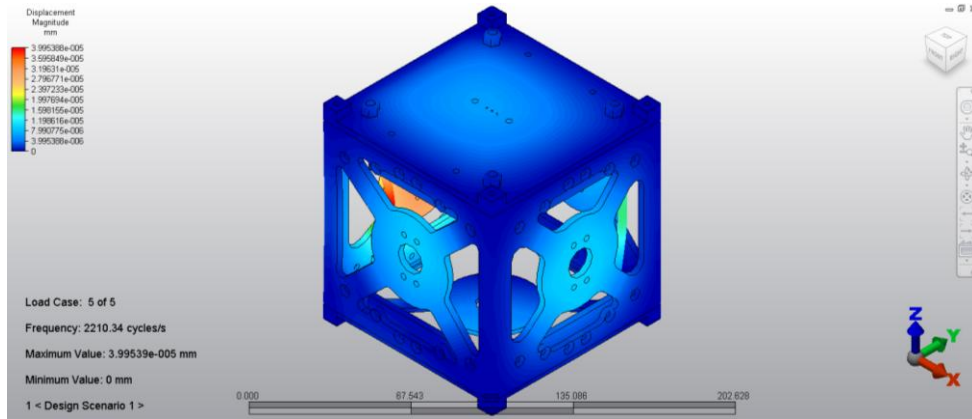


Figura 203 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

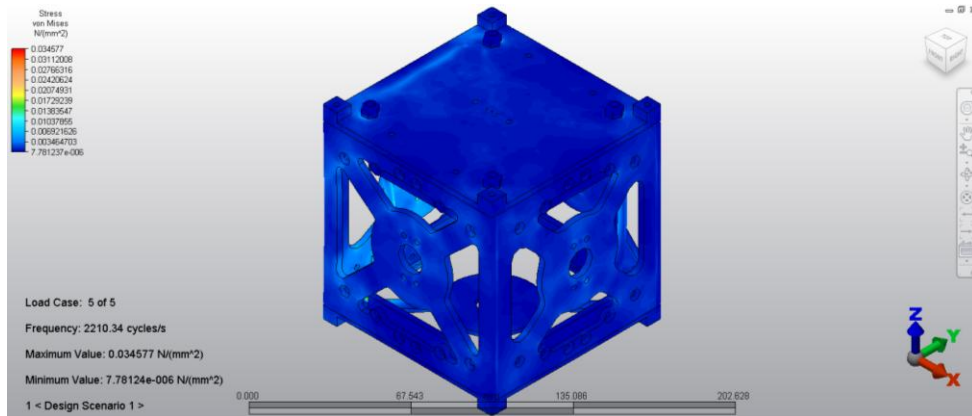


Figura 204 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

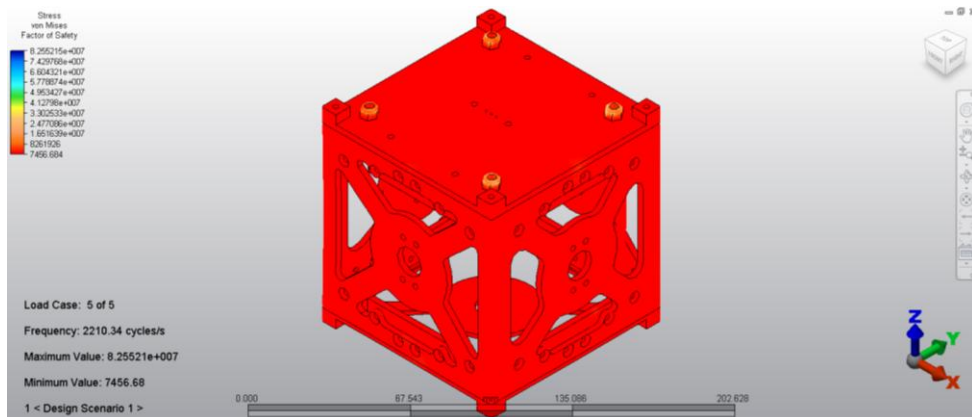


Figura 205 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su primera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

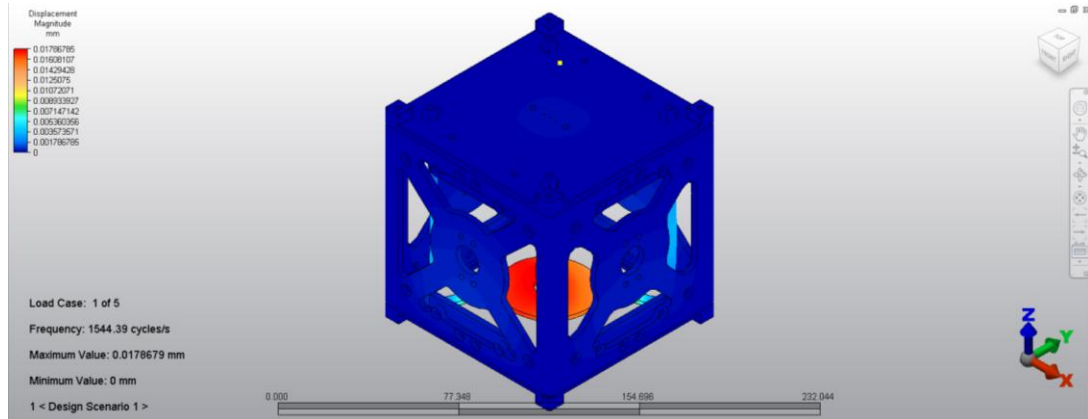


Figura 206 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su primera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

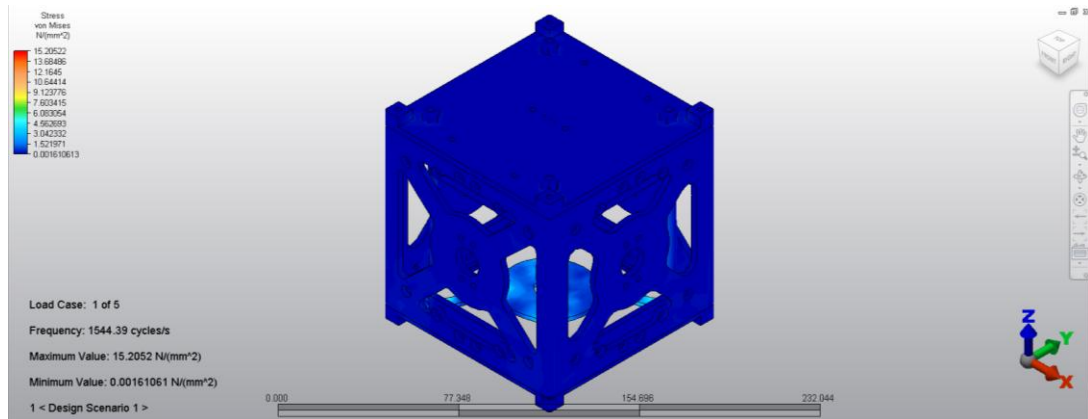


Figura 207 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su primera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

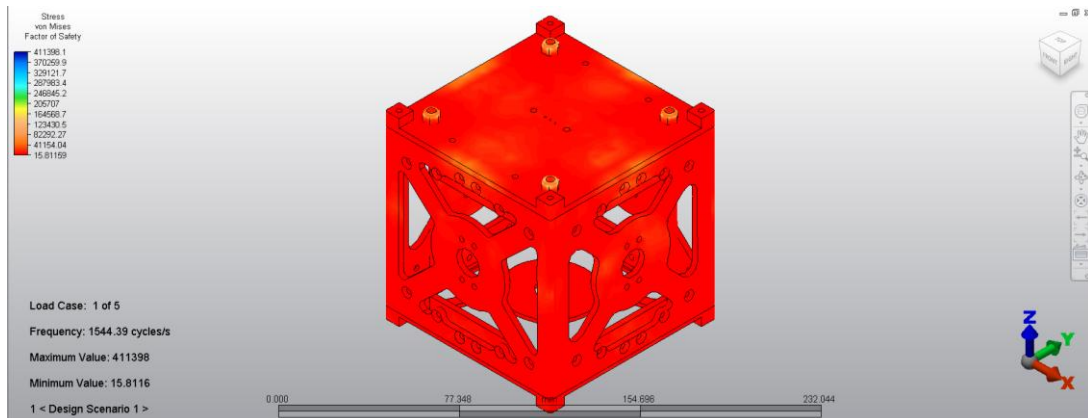


Figura 208 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

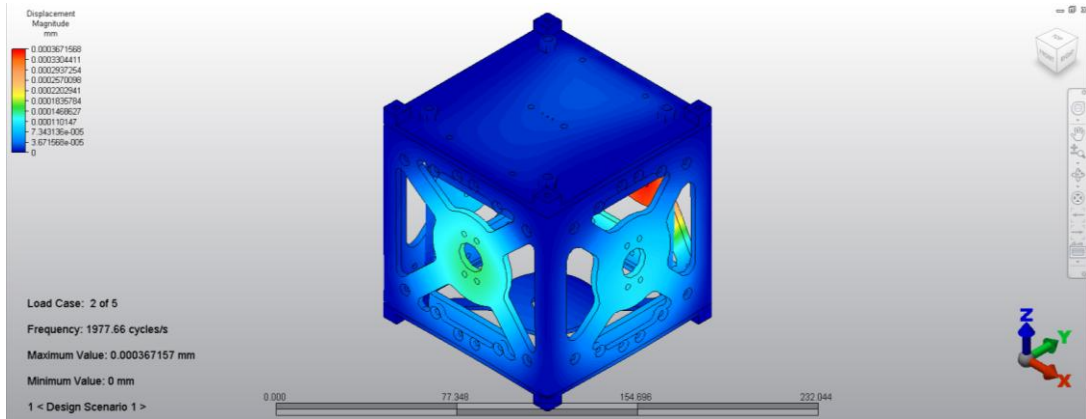


Figura 209 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

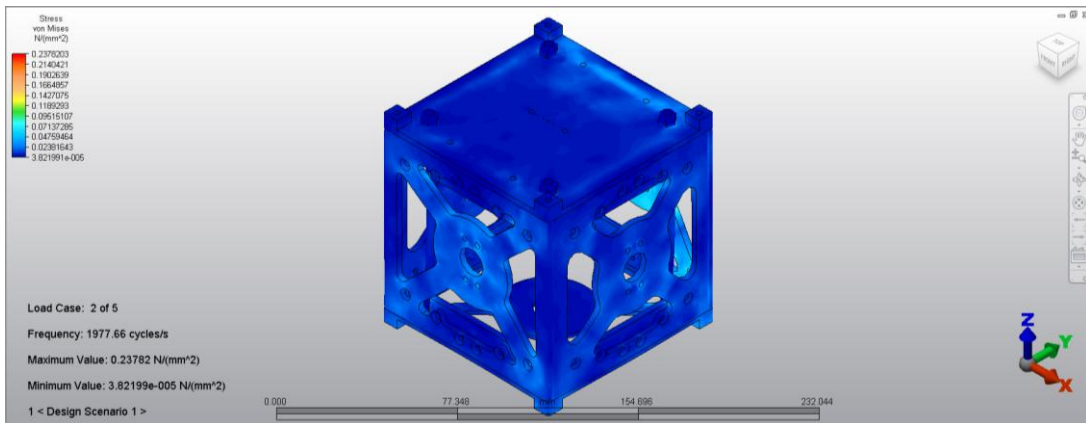


Figura 210 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

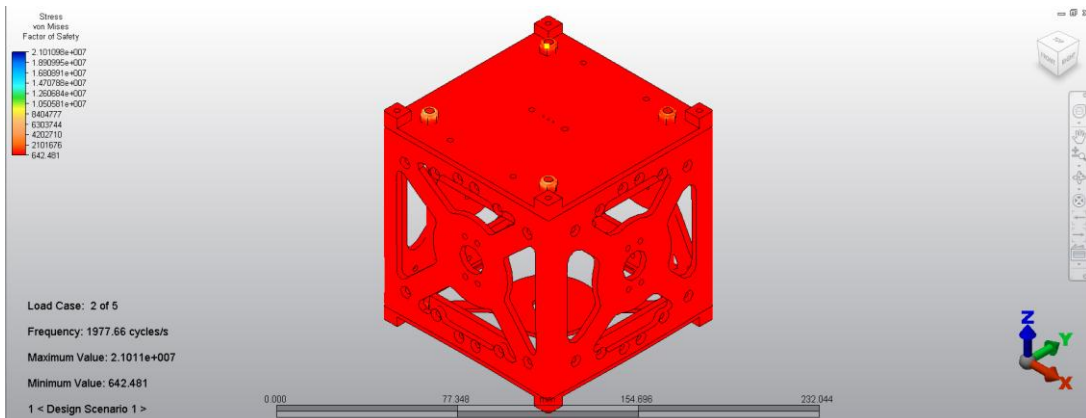


Figura 211 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

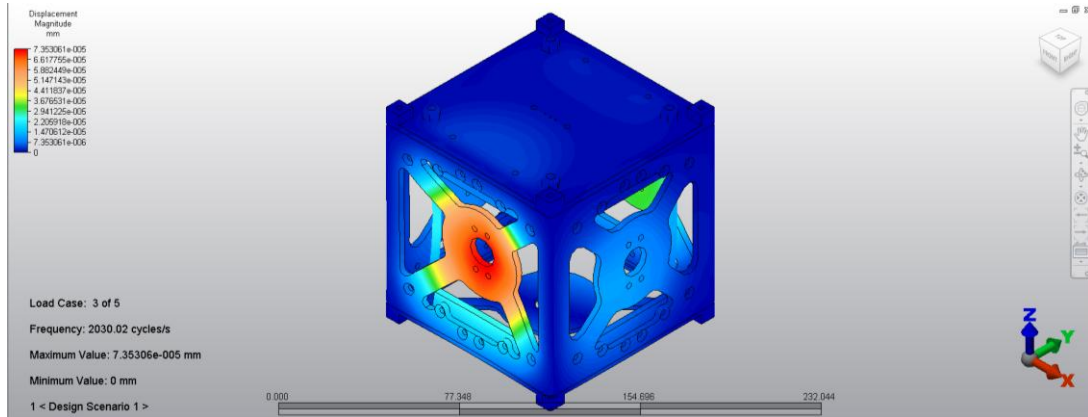


Figura 212 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

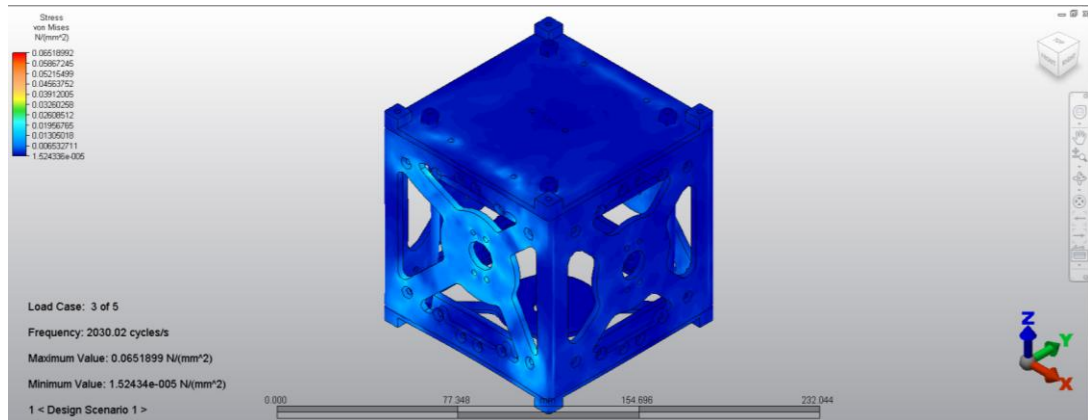


Figura 213 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

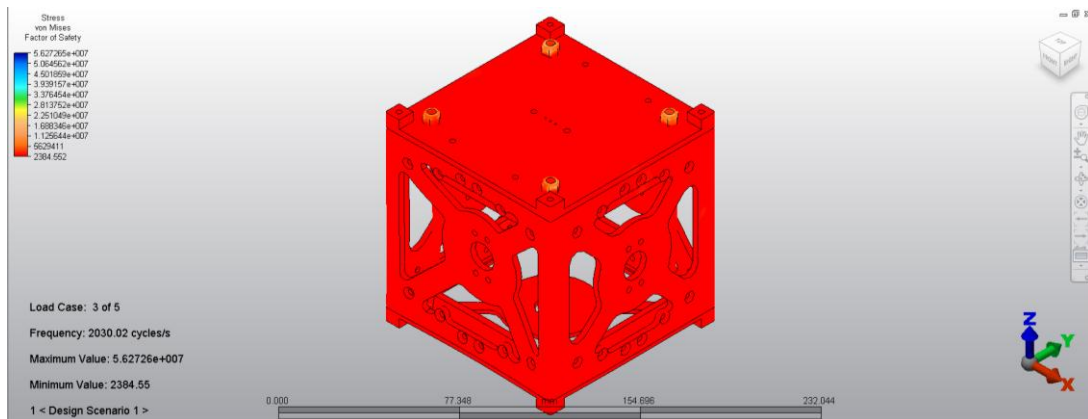


Figura 214 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

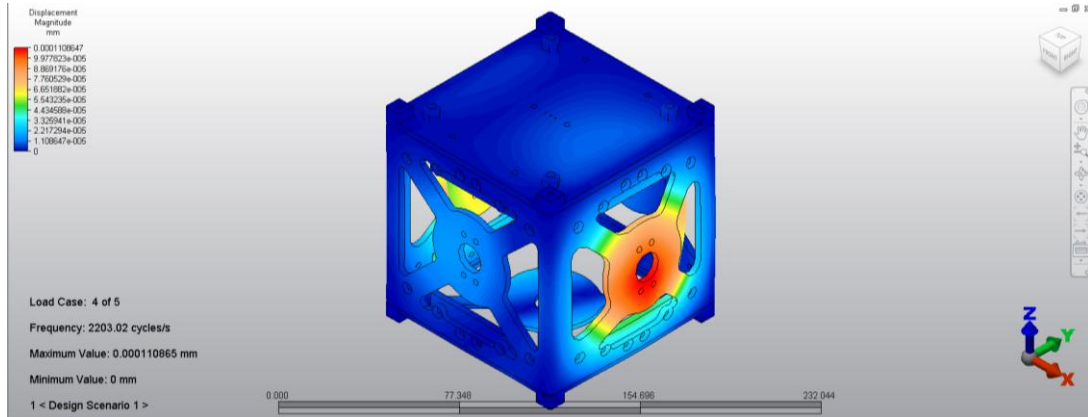


Figura 215 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

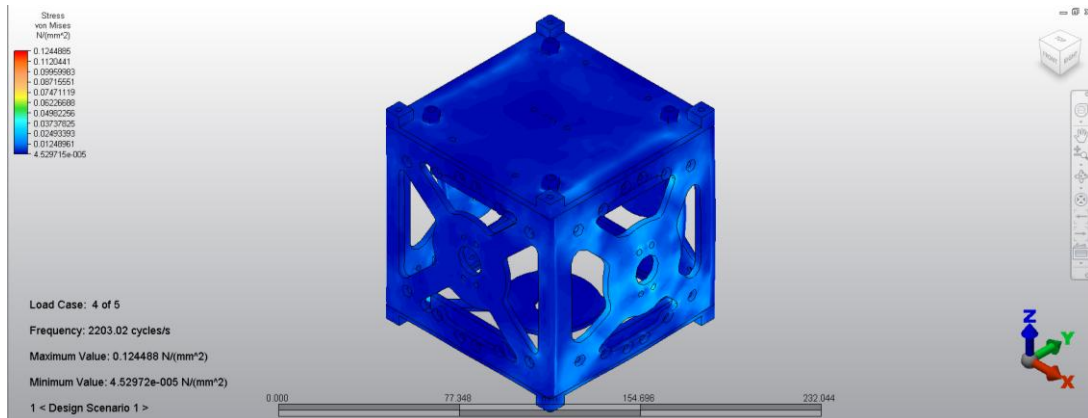


Figura 216 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

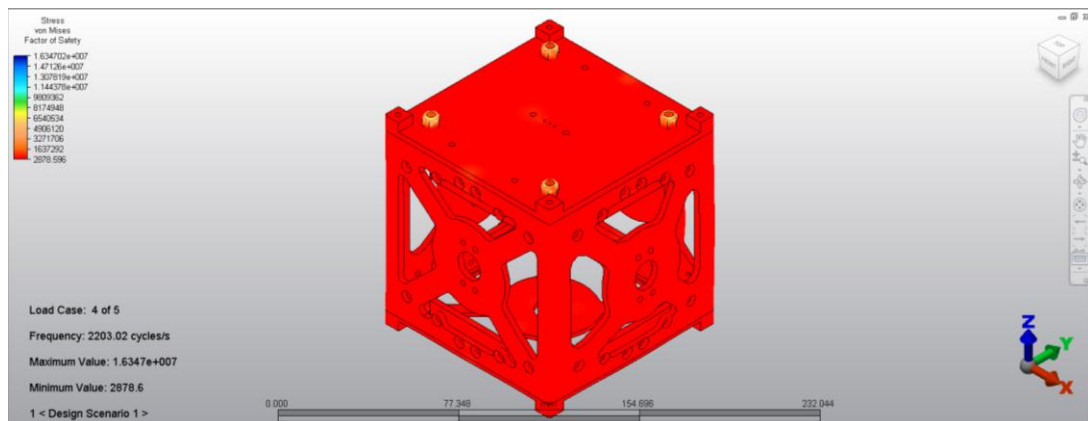


Figura 217 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

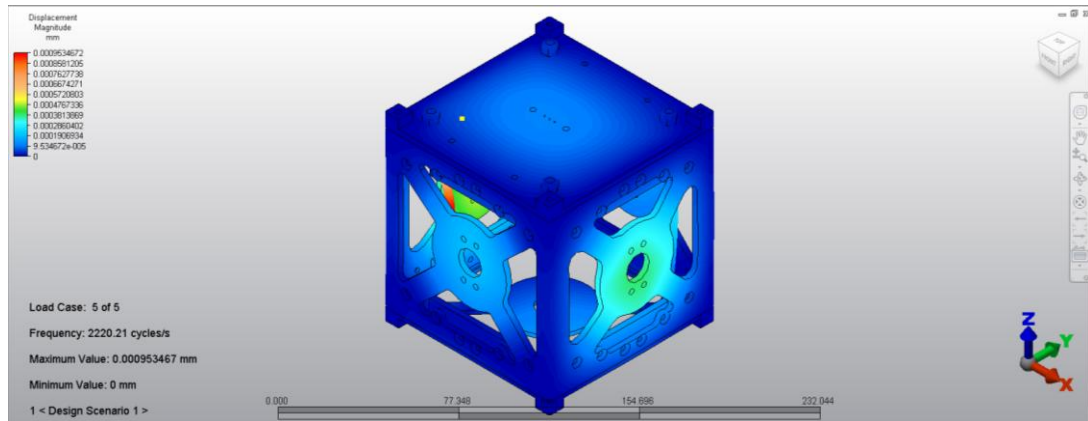


Figura 218 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.

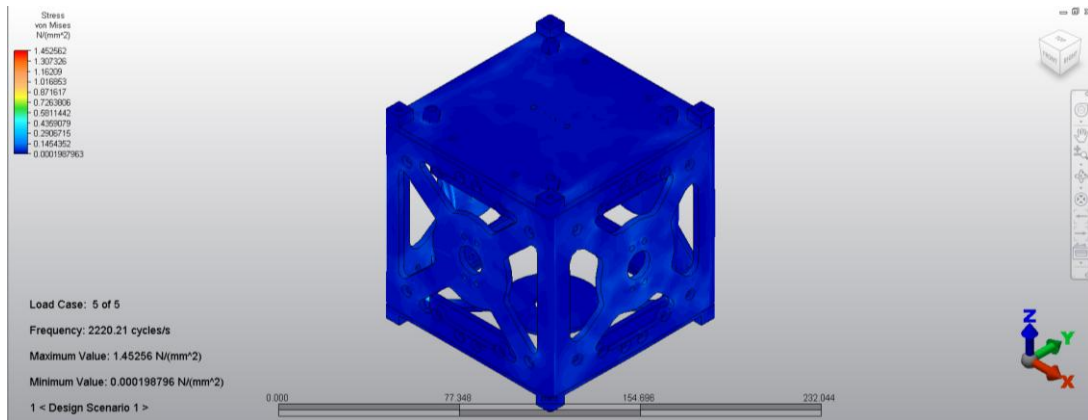
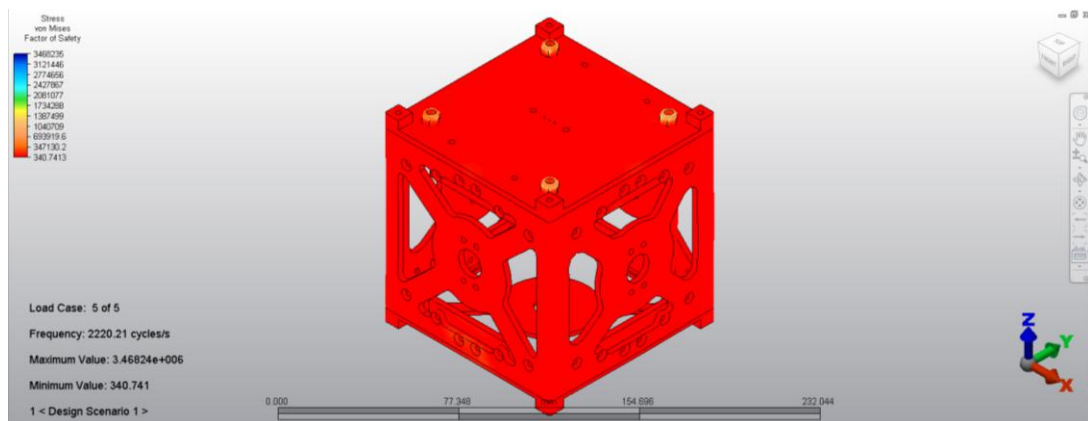


Figura 219 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial ATV.



3. Resultados del espectro de reacción a choque aplicado a la estructura

a. Ariane 5

Figura 220 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

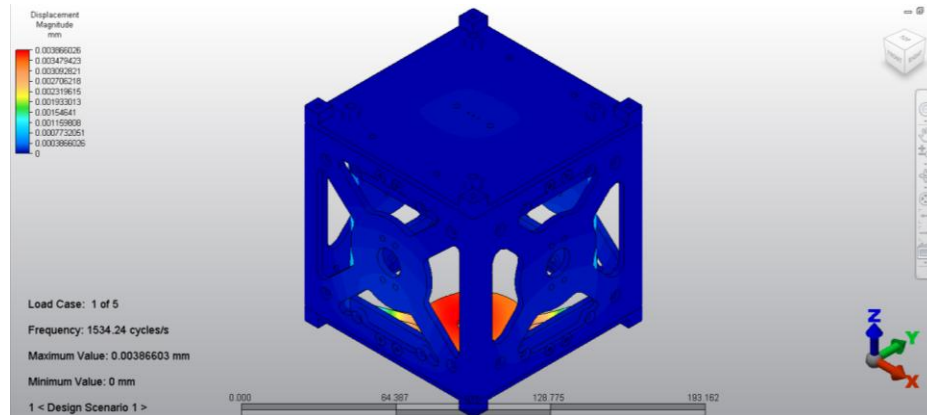


Figura 221 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

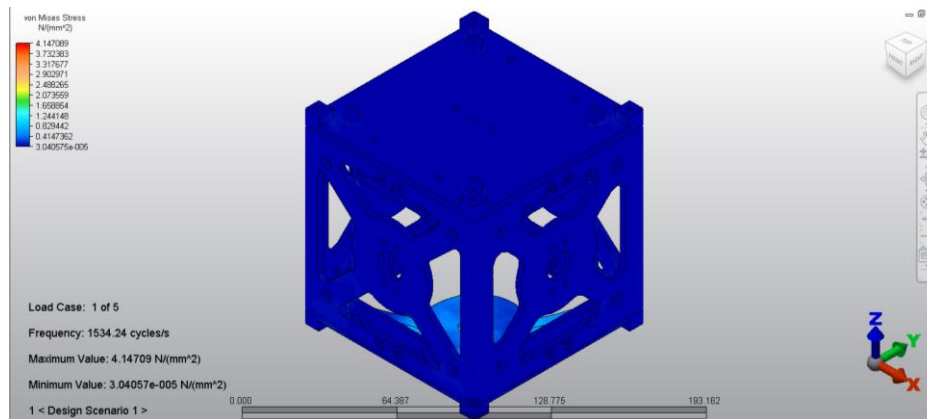


Figura 222 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

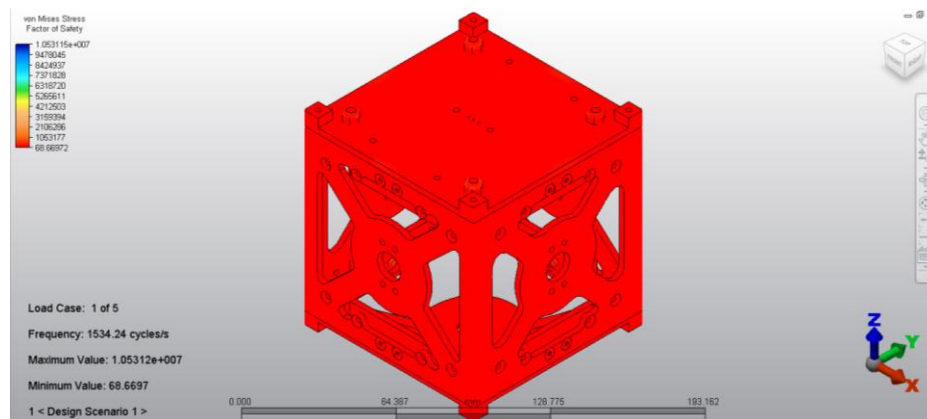


Figura 223 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

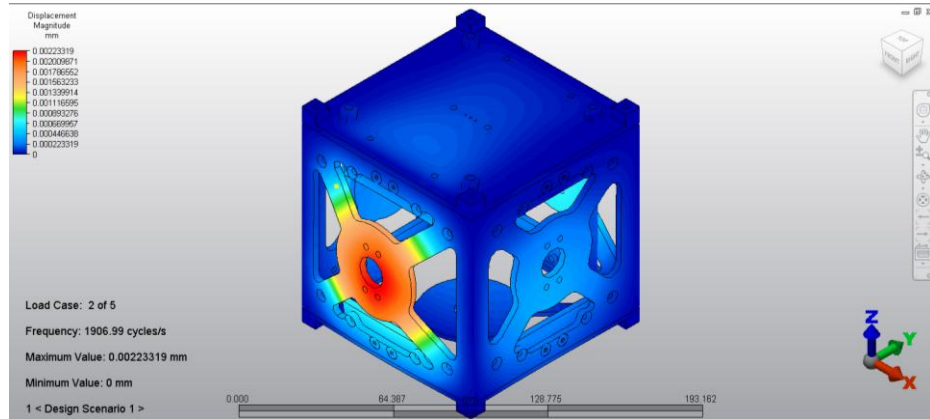


Figura 224 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

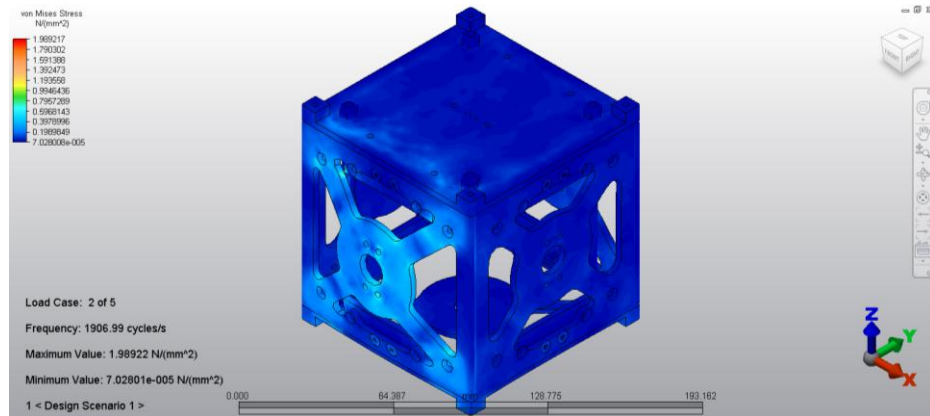


Figura 225 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

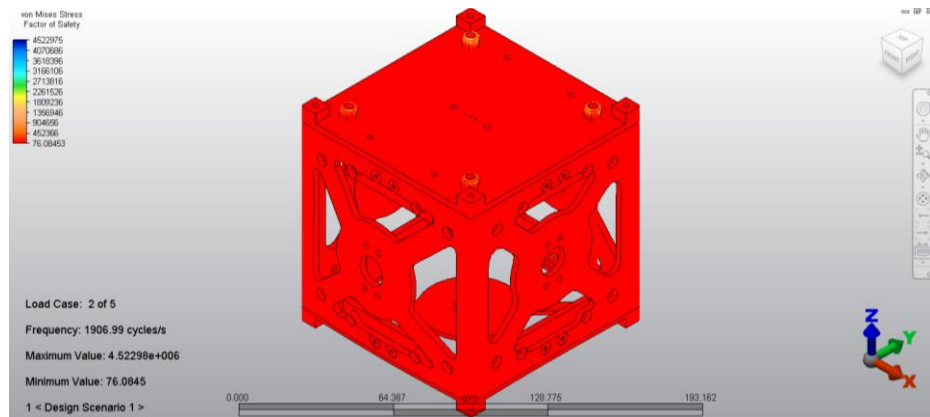


Figura 226 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

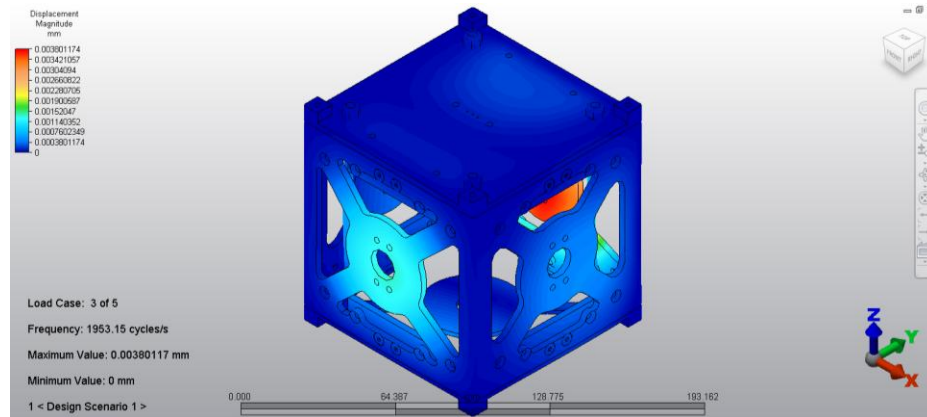


Figura 227 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

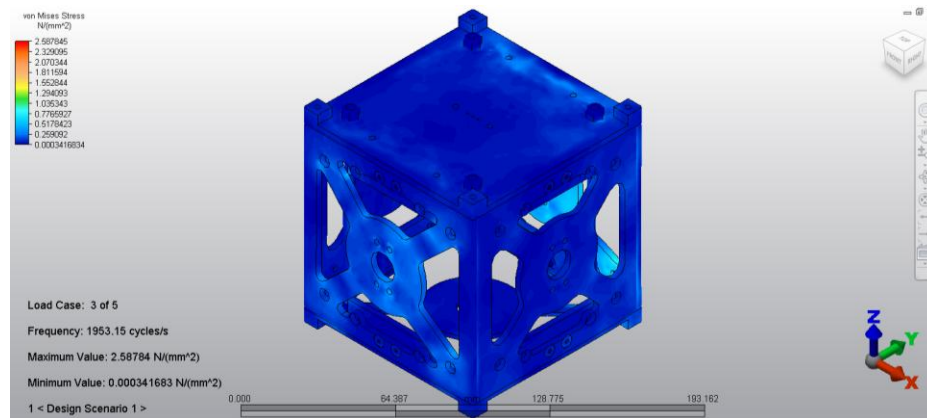


Figura 228 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

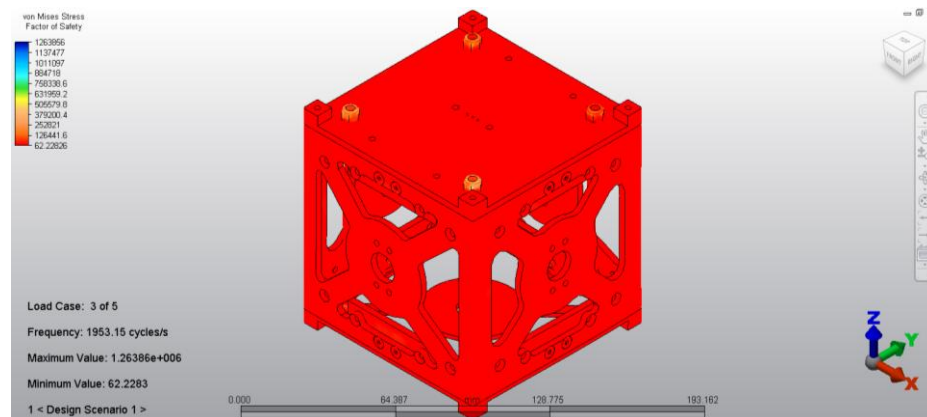


Figura 229 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

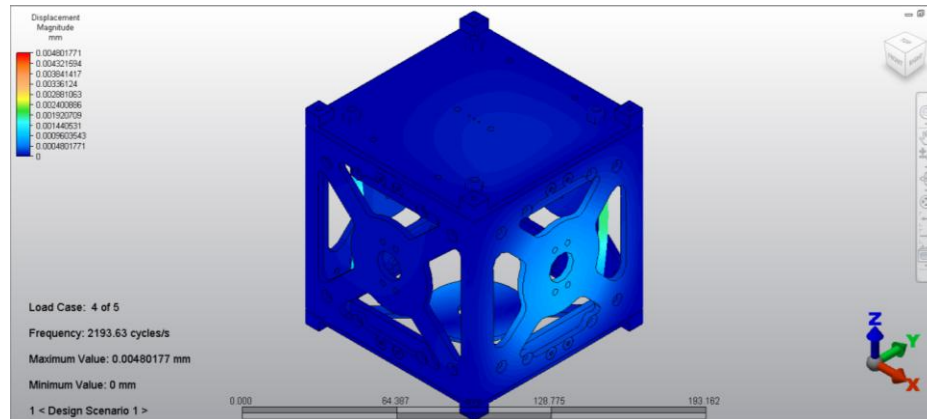


Figura 230 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

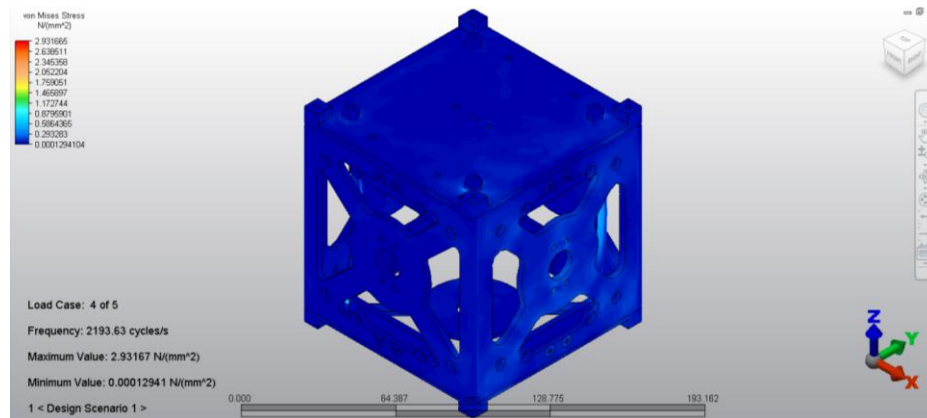


Figura 231 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

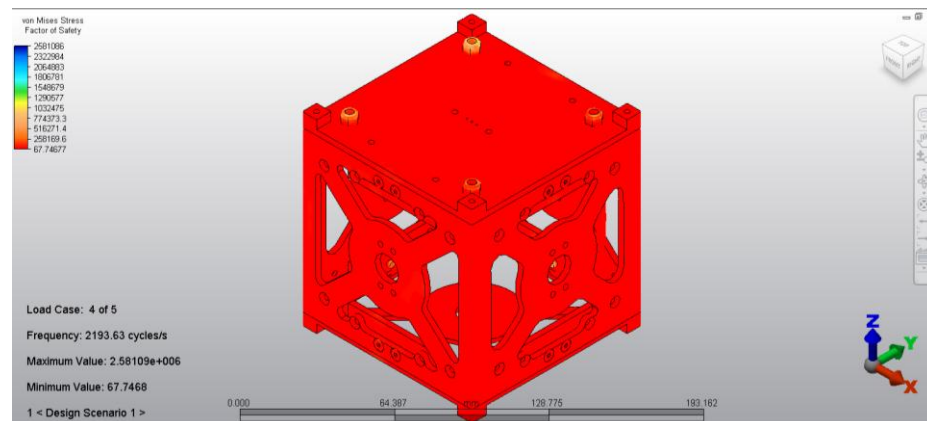


Figura 232 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

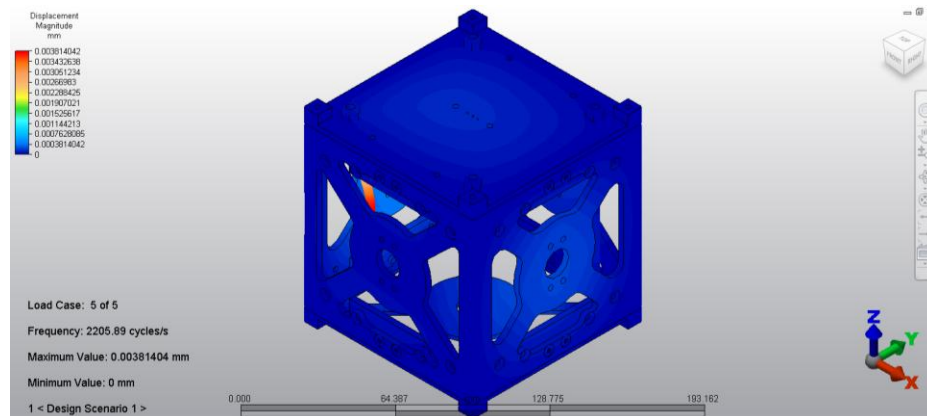


Figura 233 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.

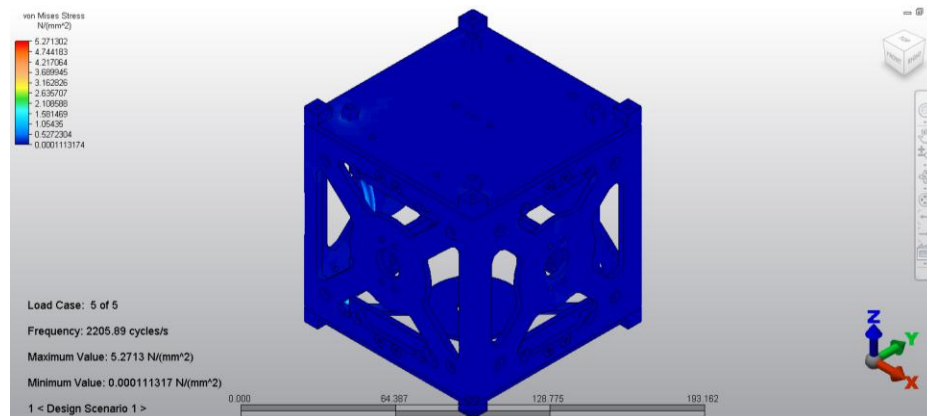
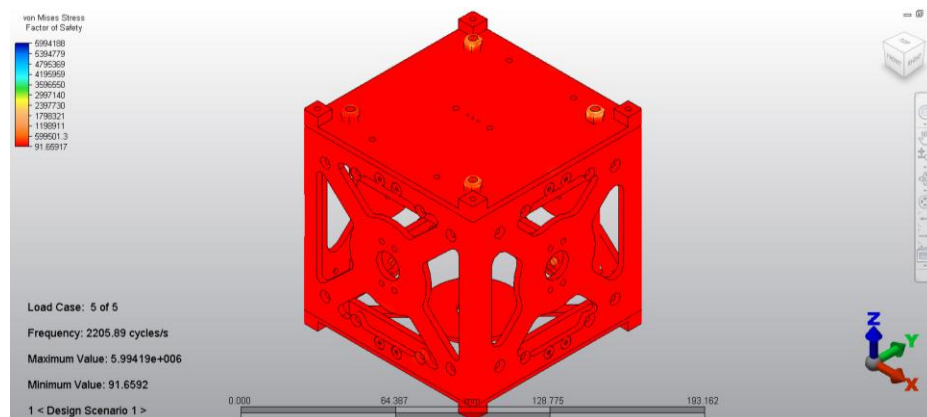


Figura 234 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Ariane 5.



b. Falcon 9

Figura 235 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

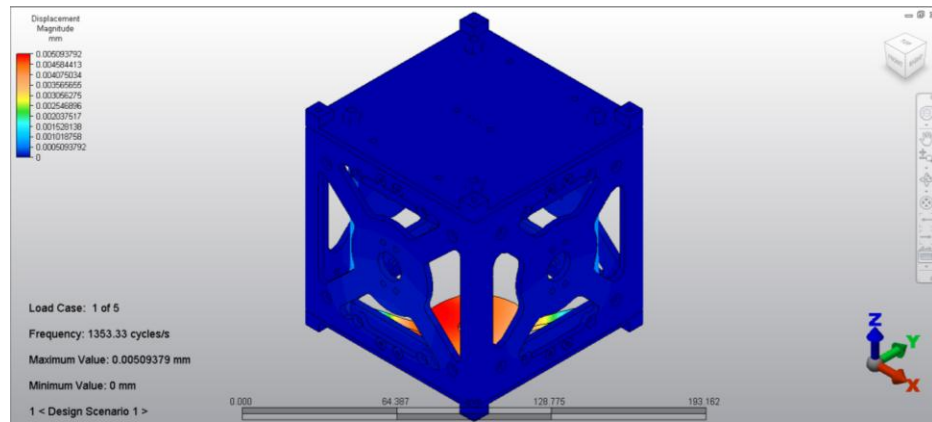


Figura 236 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

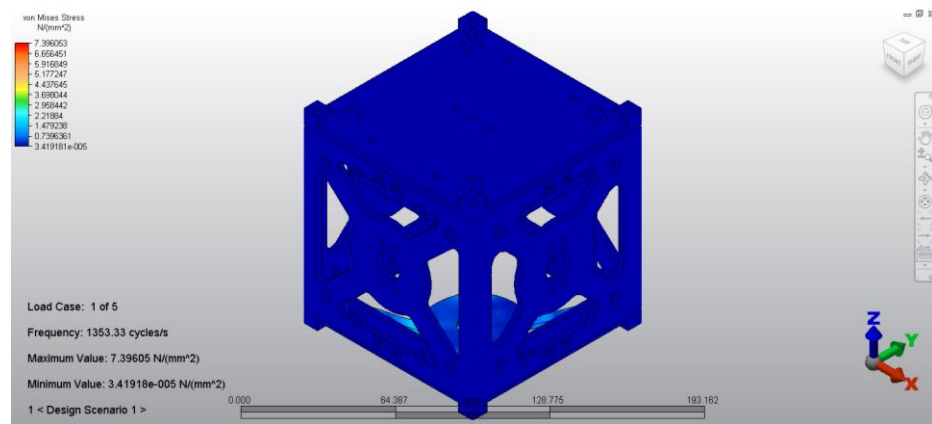


Figura 237 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

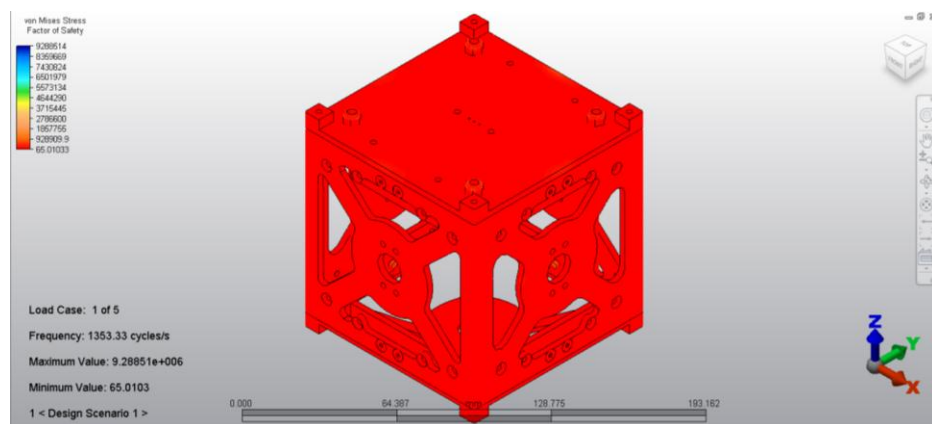


Figura 238 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

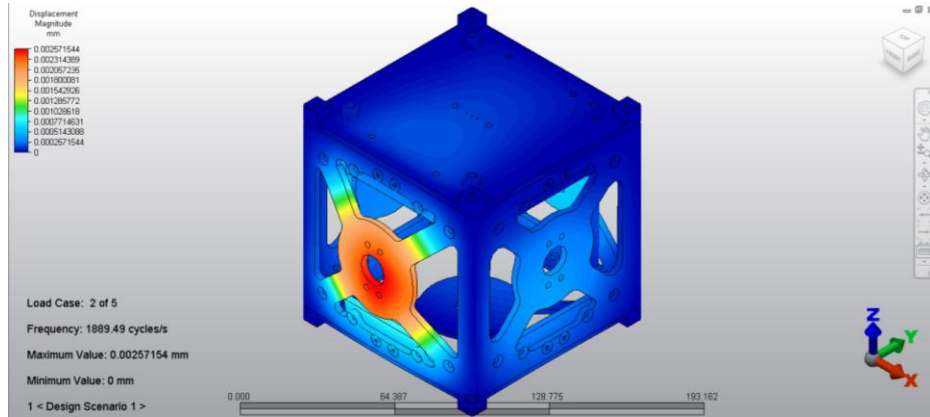


Figura 239 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

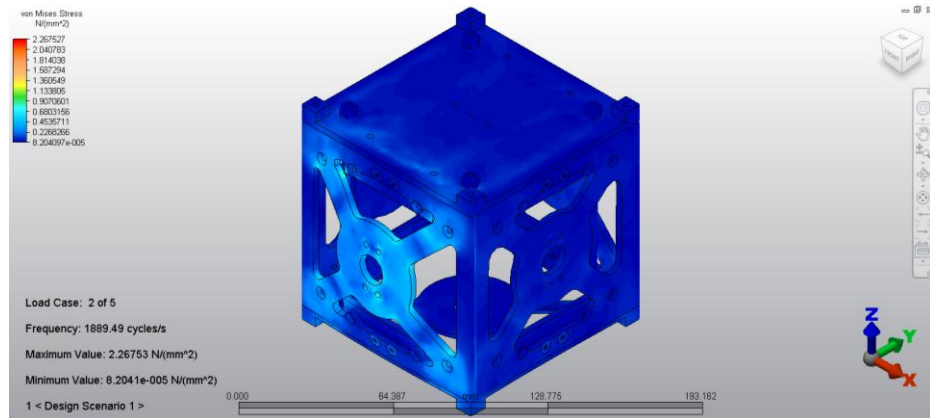


Figura 240 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

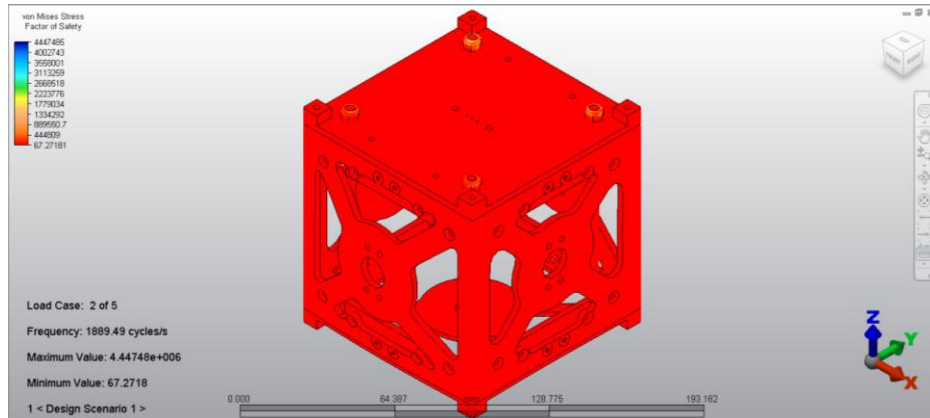


Figura 241 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

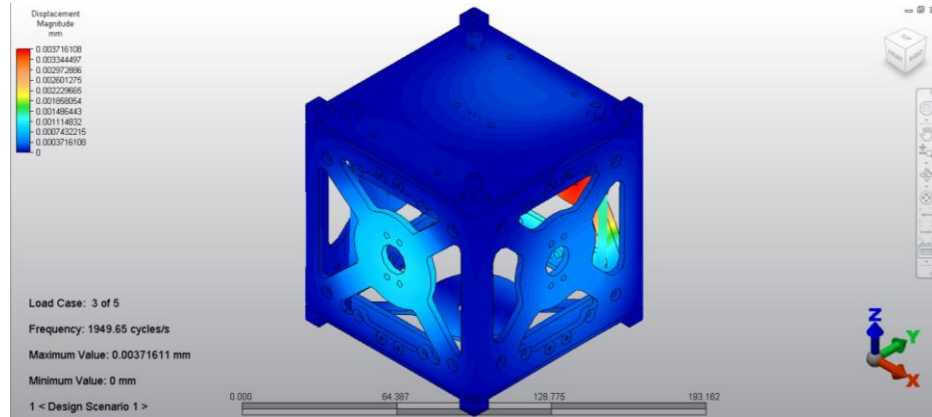


Figura 242 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

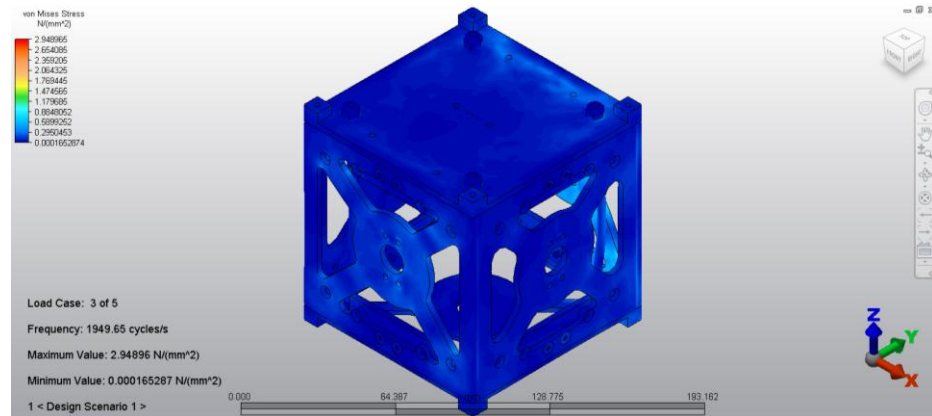


Figura 243 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

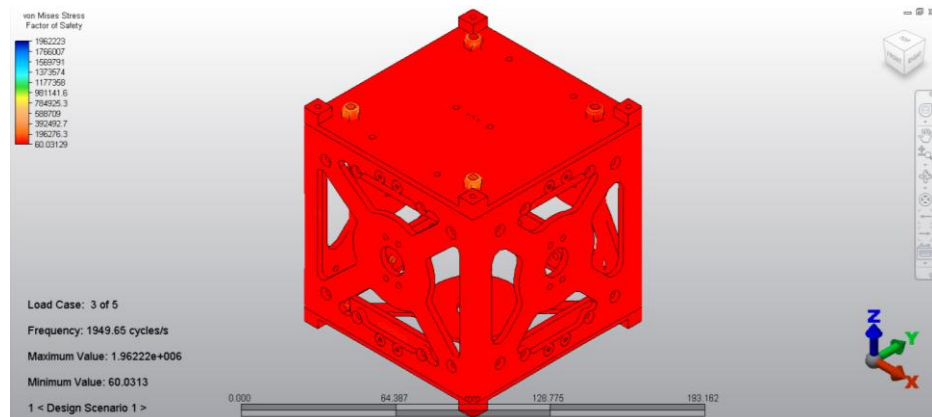


Figura 244 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

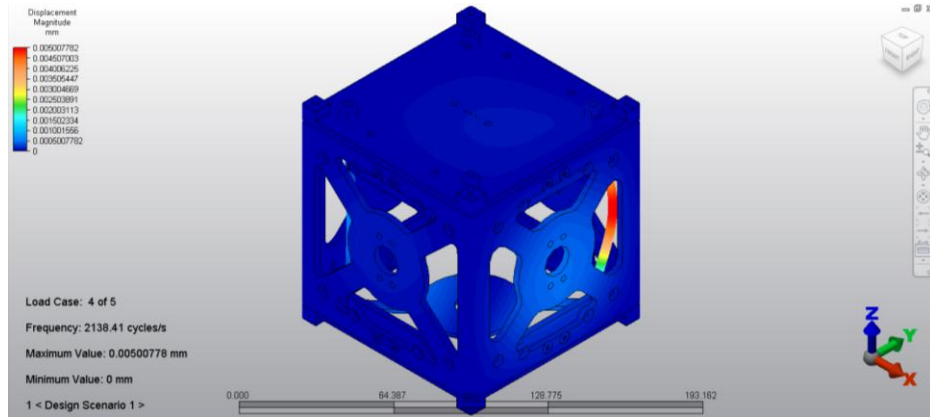


Figura 245 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

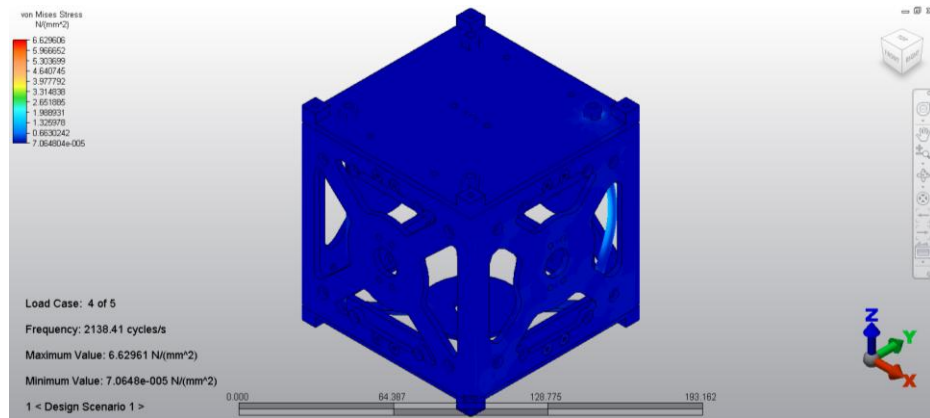


Figura 246 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

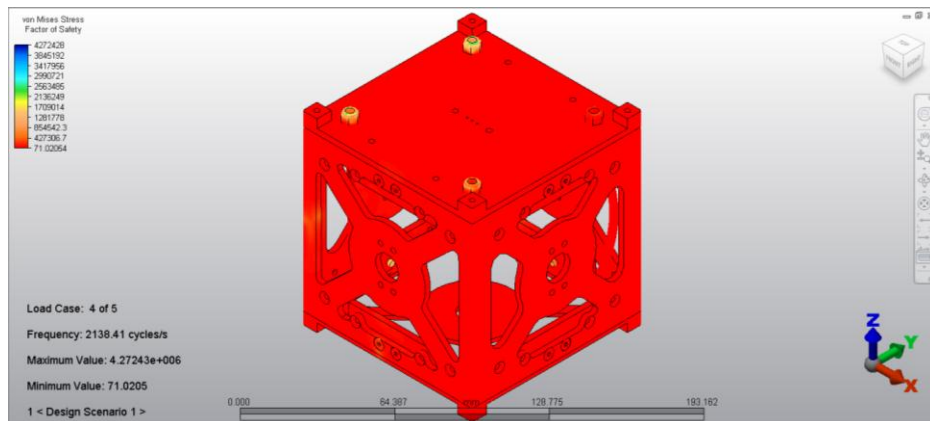


Figura 247 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

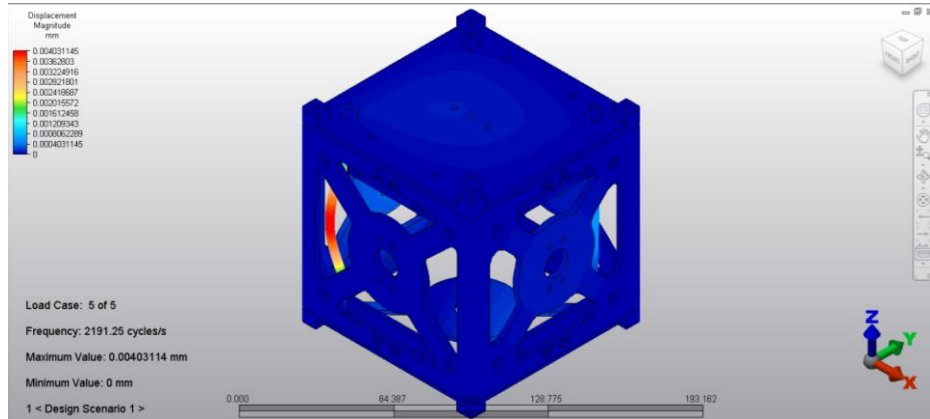


Figura 248 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.

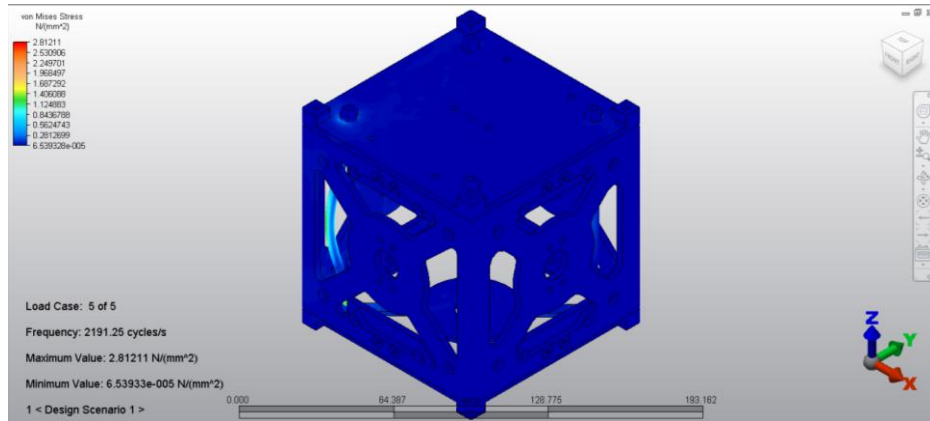
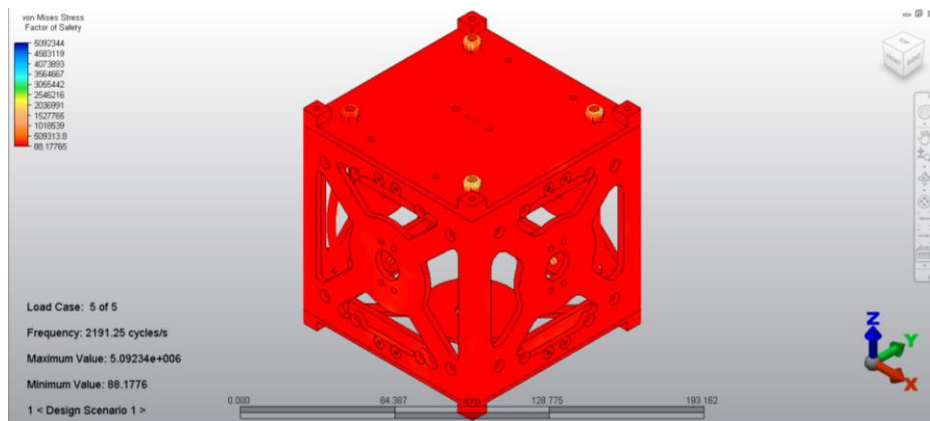


Figura 249 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Falcon 9.



c. Soyuz

Figura 250 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

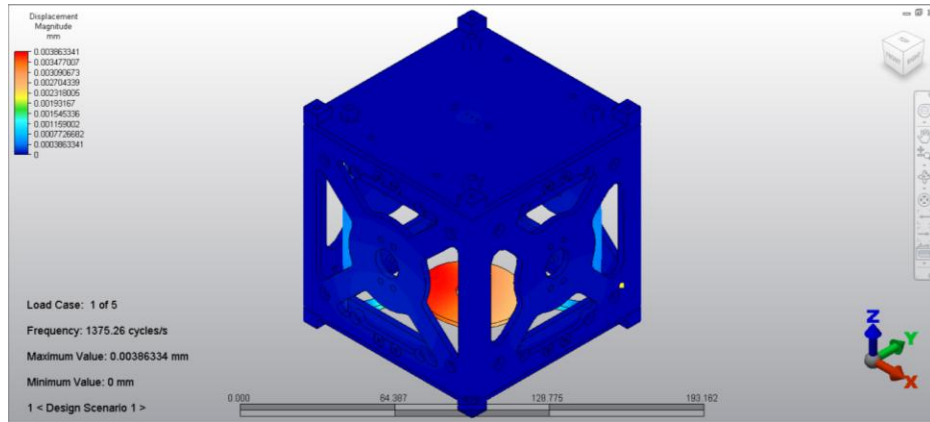


Figura 251 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

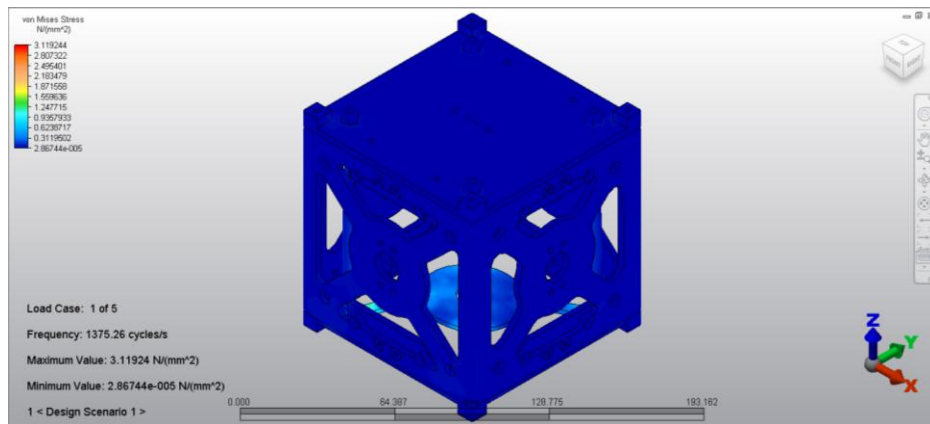


Figura 252 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

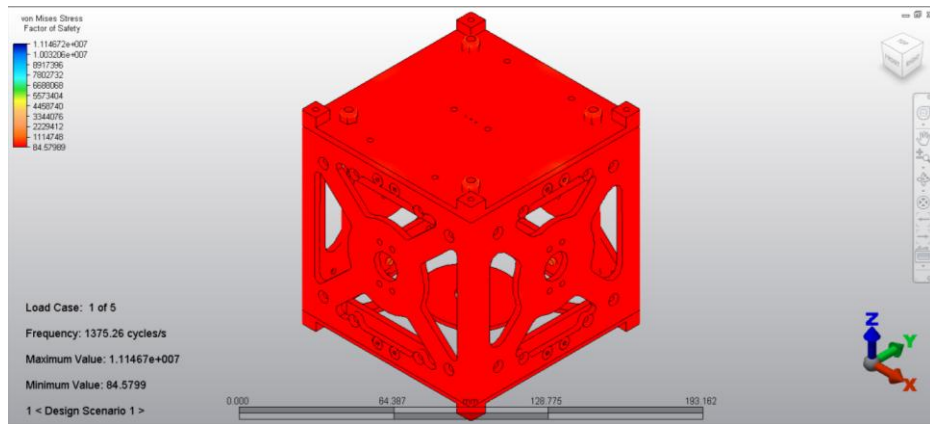


Figura 253 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

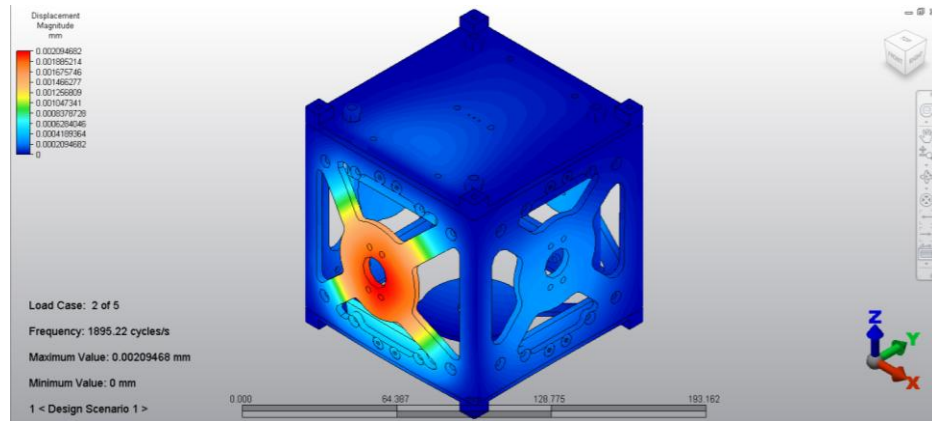


Figura 254 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

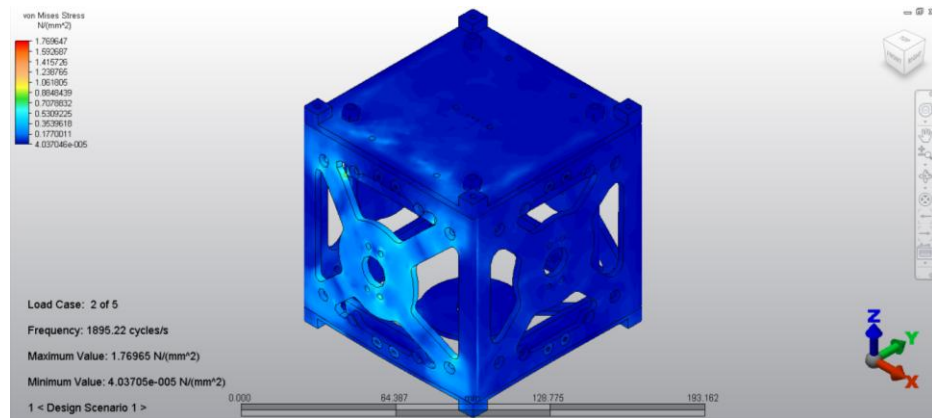


Figura 255 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

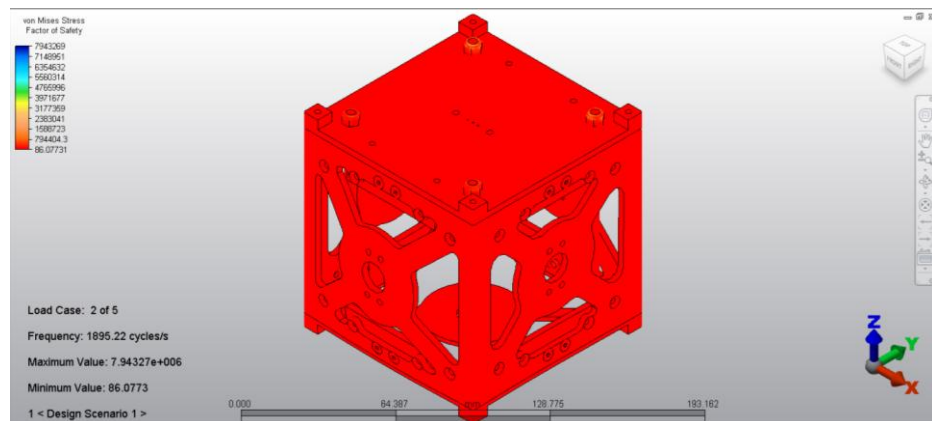


Figura 256 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

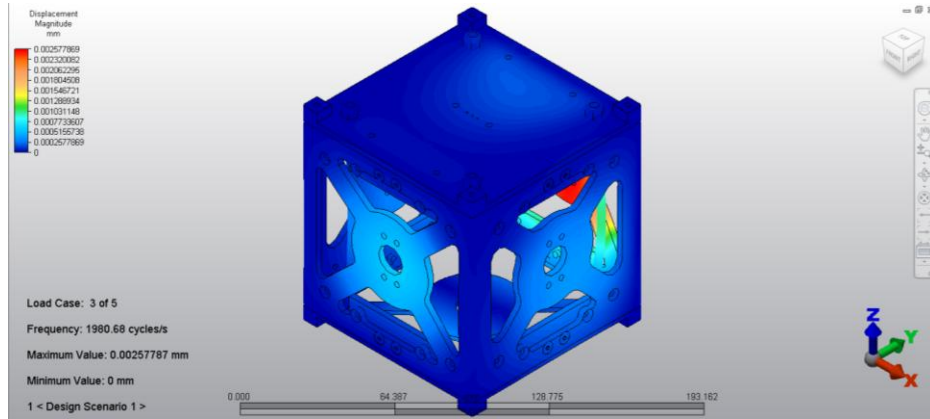


Figura 257 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

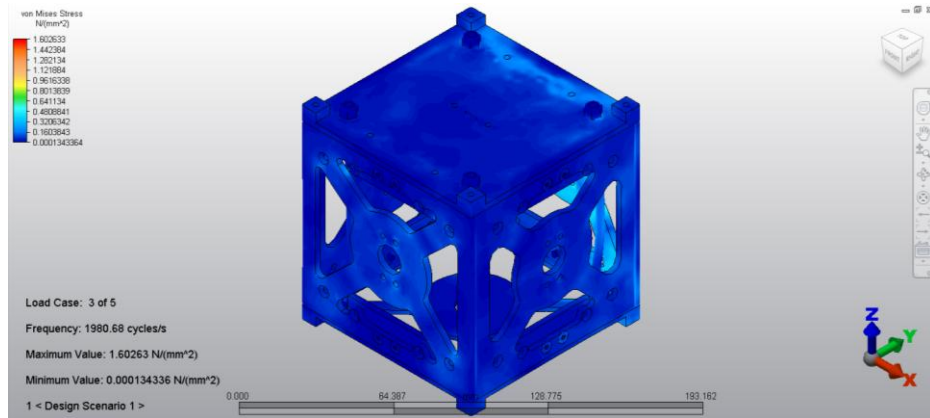


Figura 258 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

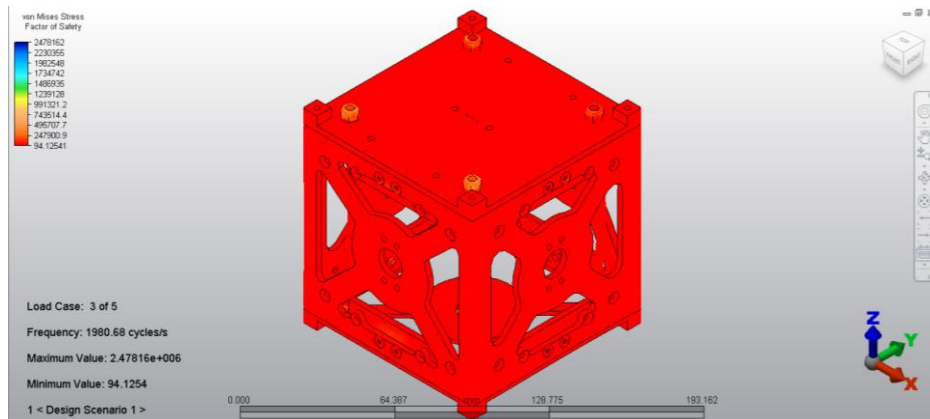


Figura 259 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

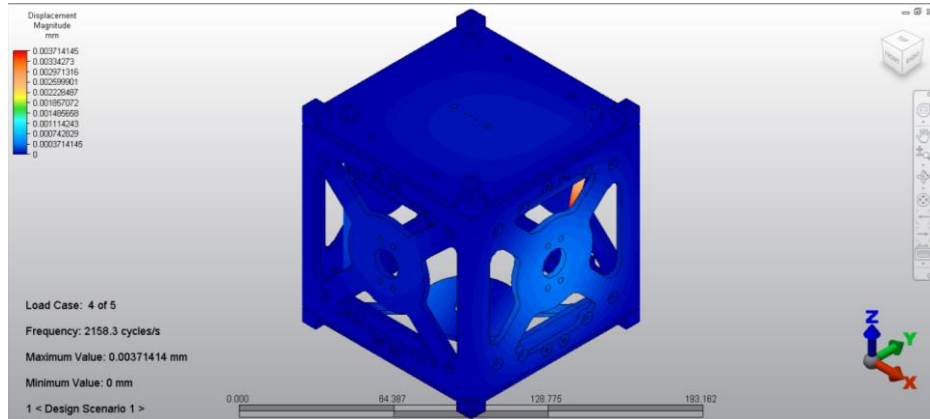


Figura 260 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

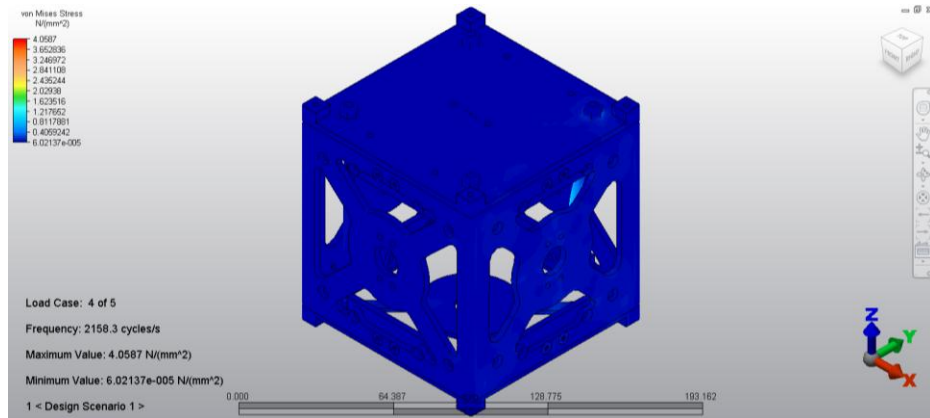


Figura 261 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

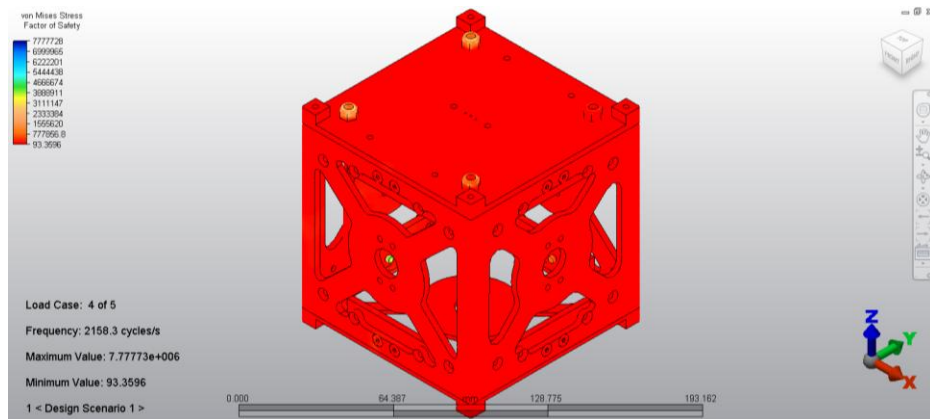


Figura 262 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

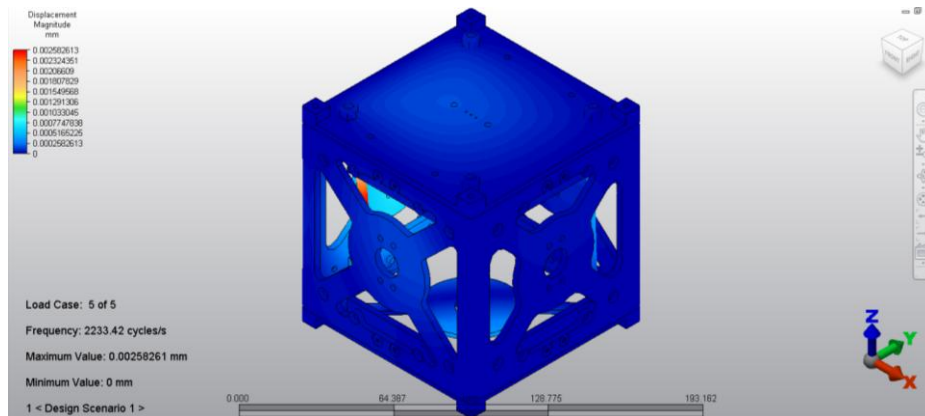


Figura 263 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.

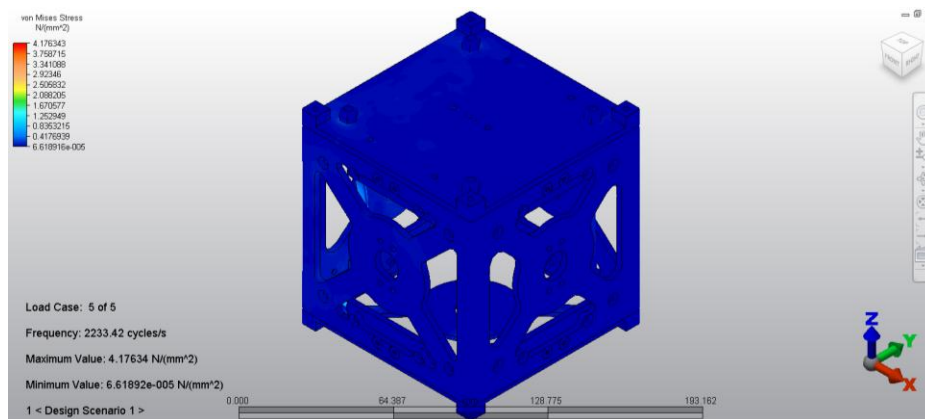
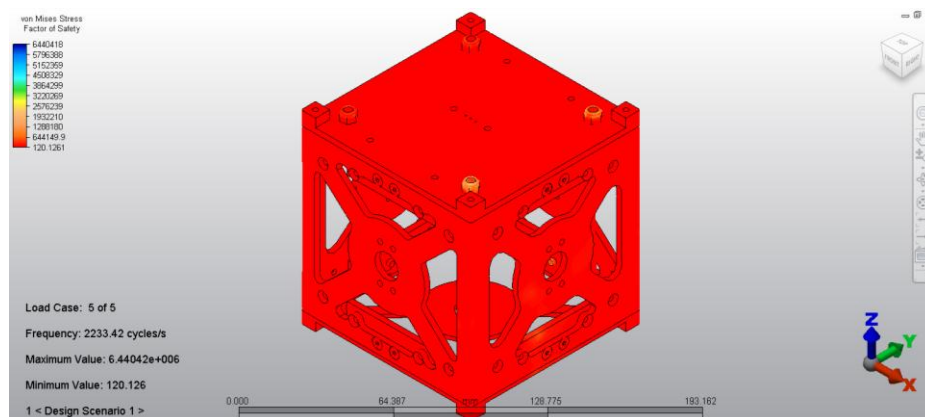


Figura 264 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Soyuz.



d. Sherpa

Figura 265 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

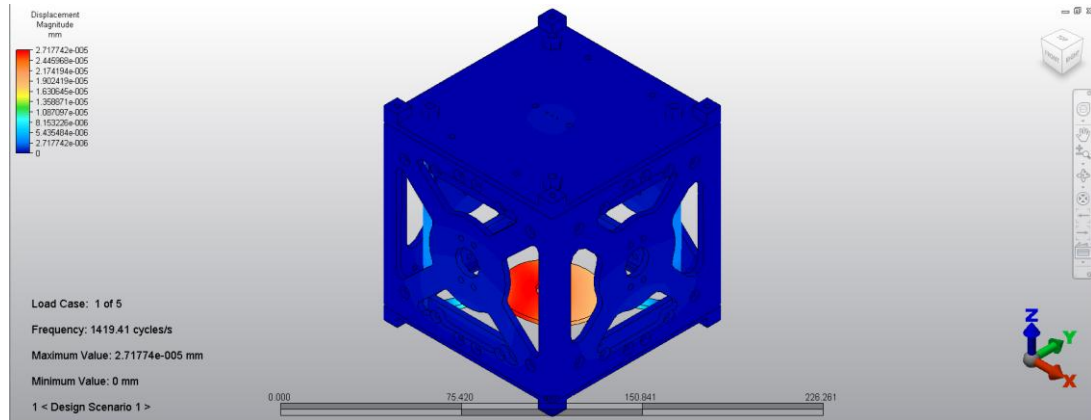


Figura 266 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

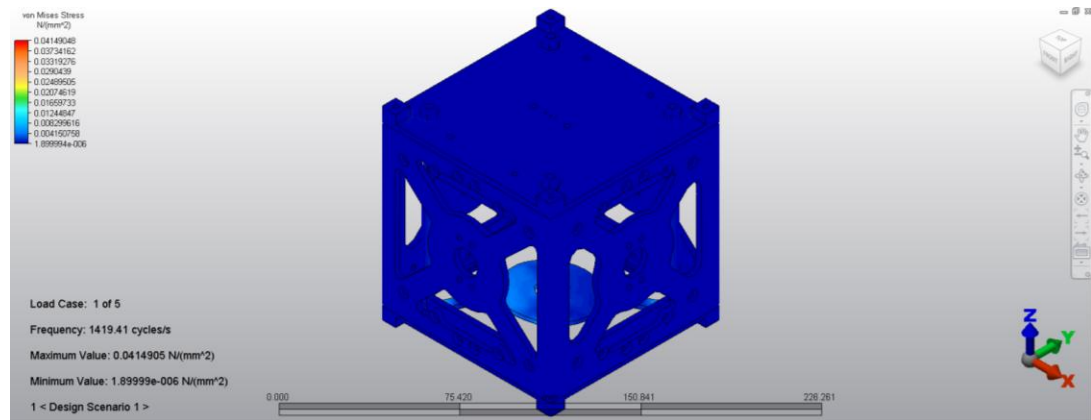


Figura 267 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su primera frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

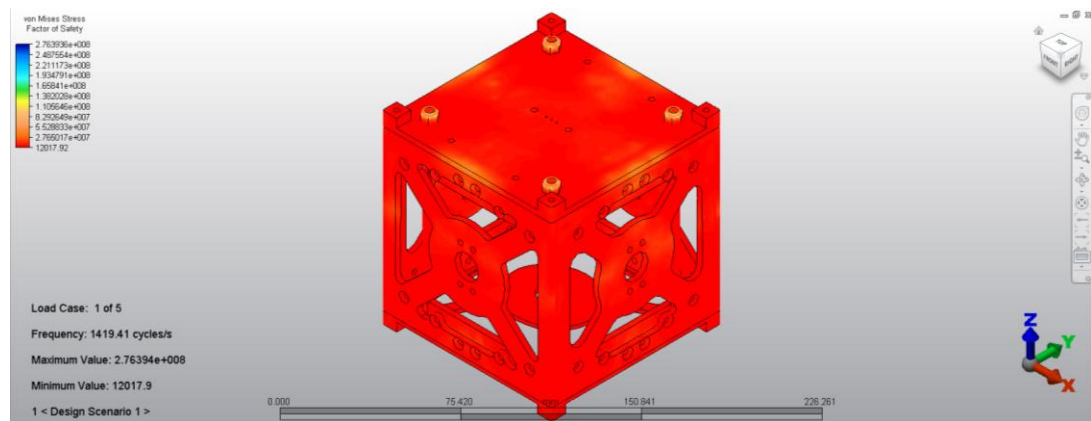


Figura 268 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

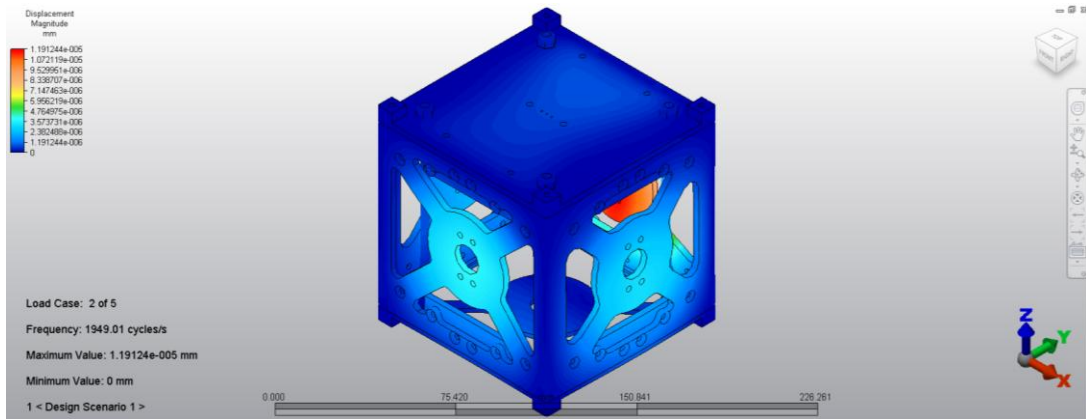


Figura 269 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

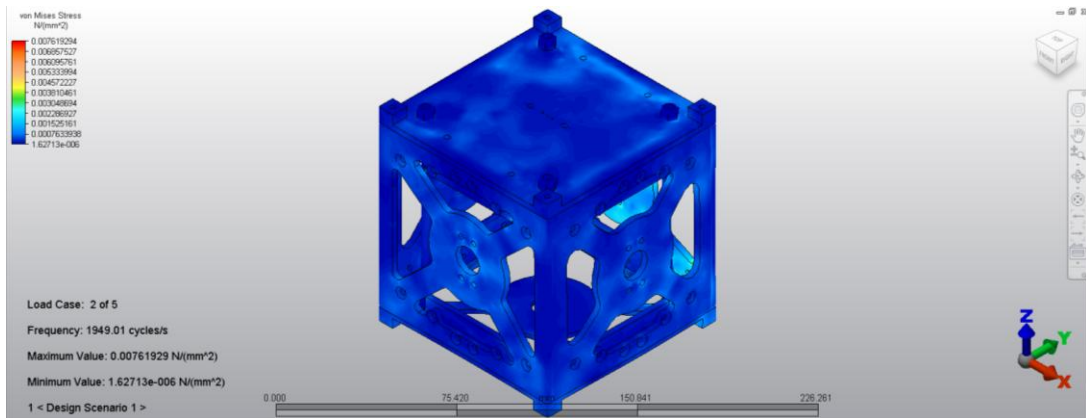


Figura 270 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su segunda frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

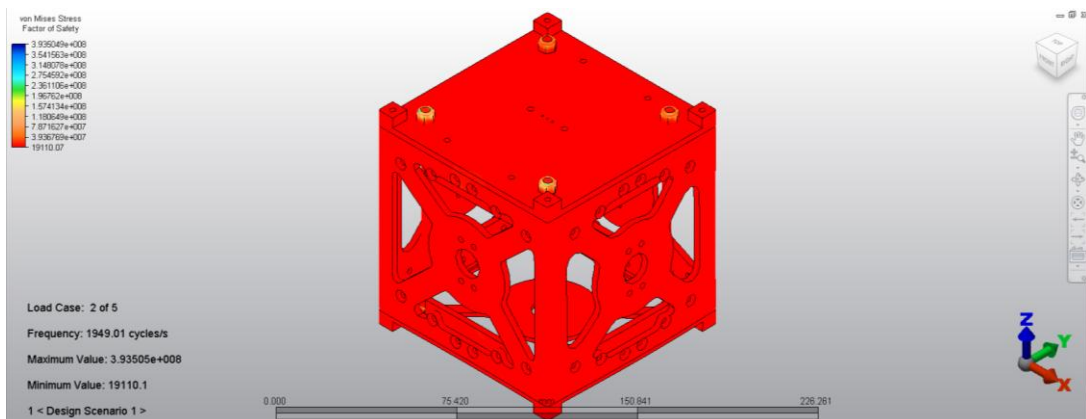


Figura 271 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

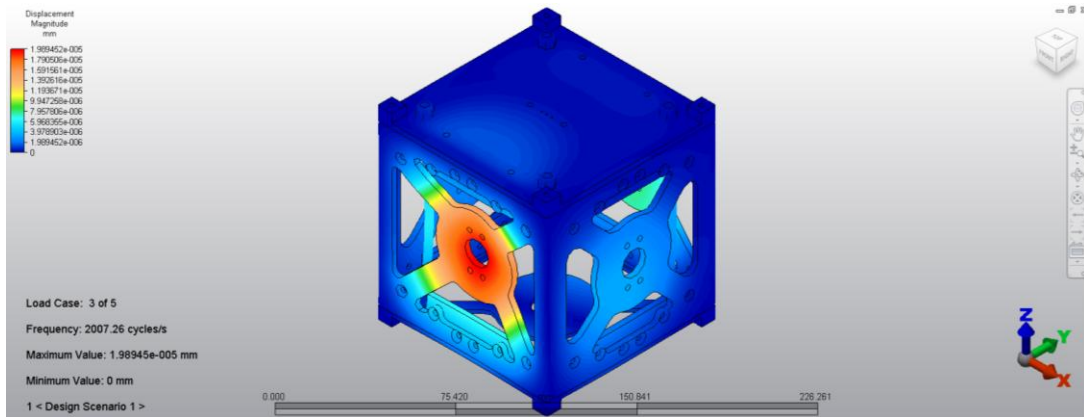


Figura 272 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

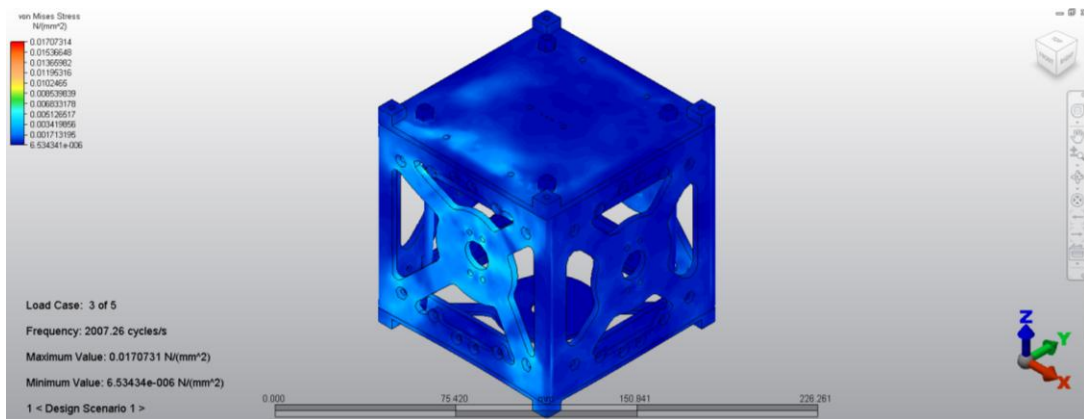


Figura 273 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su tercera frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

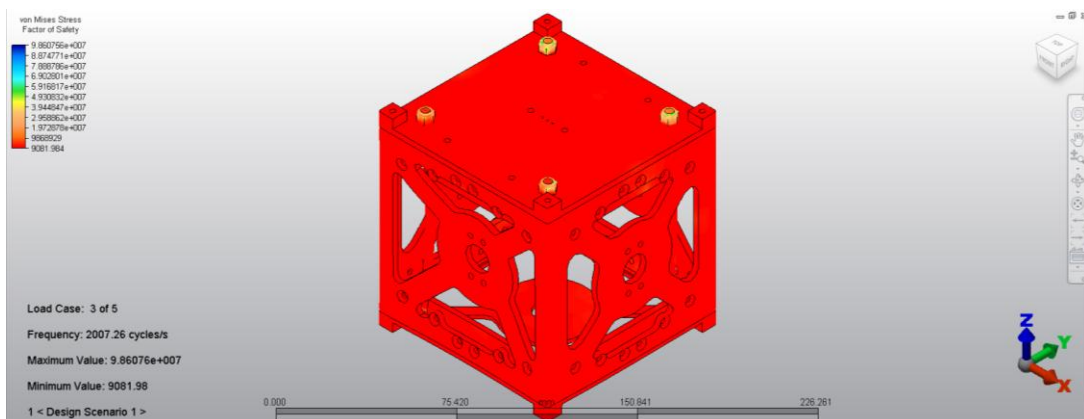


Figura 274 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

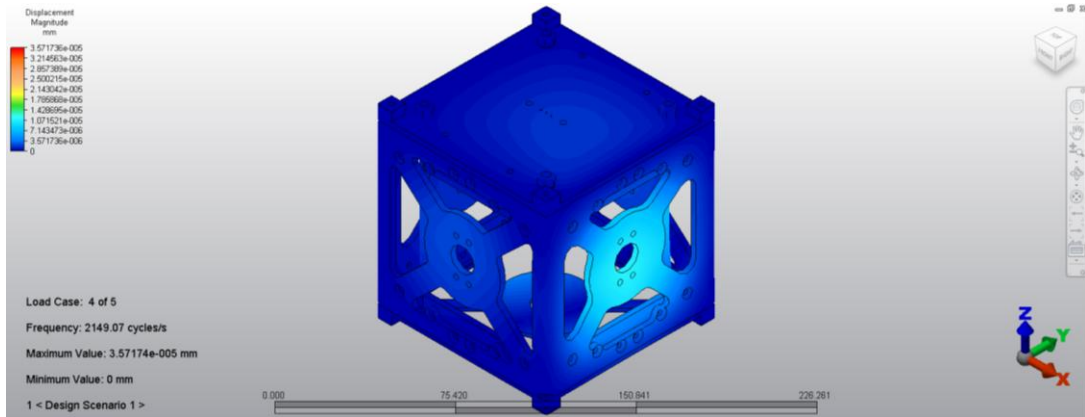


Figura 275 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

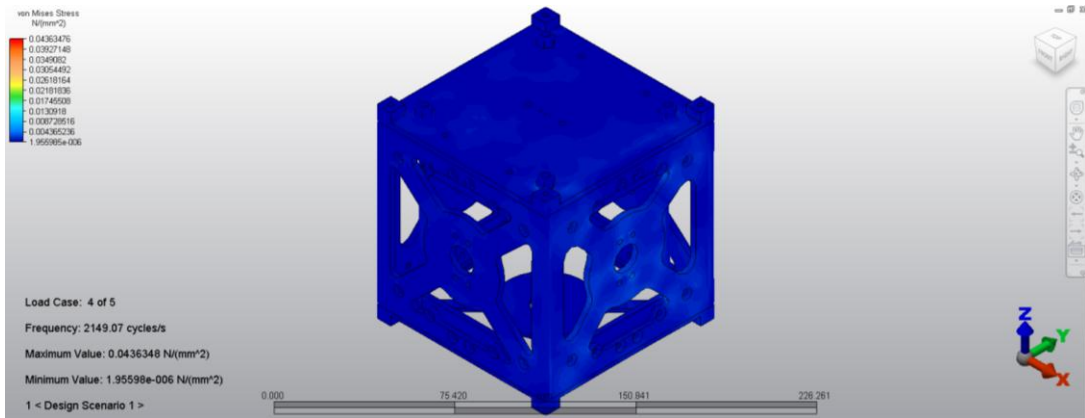


Figura 276 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su cuarta frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

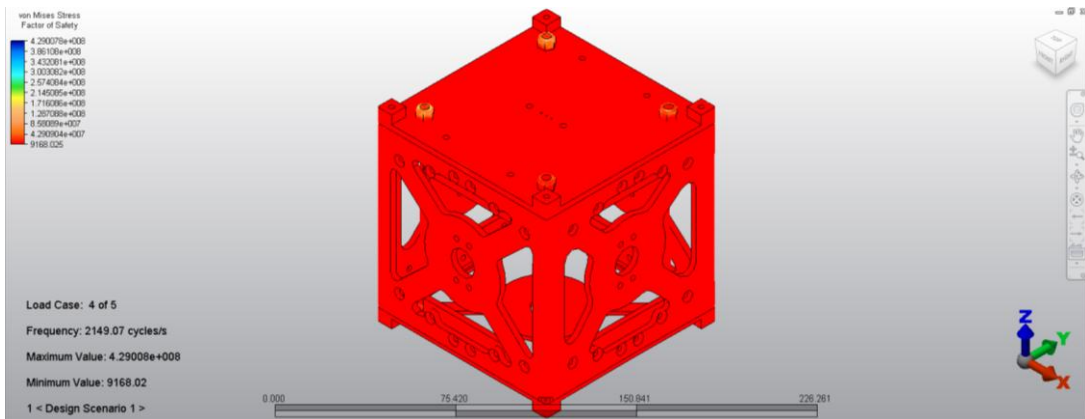


Figura 277 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

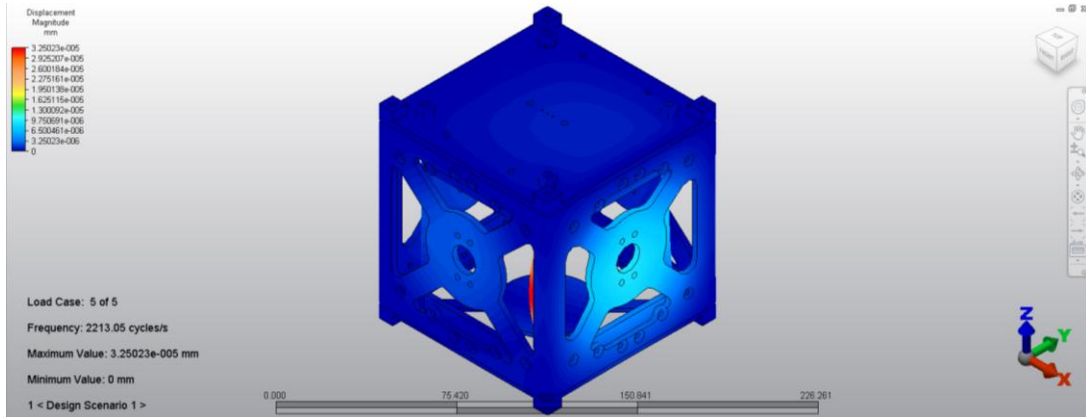


Figura 278 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.

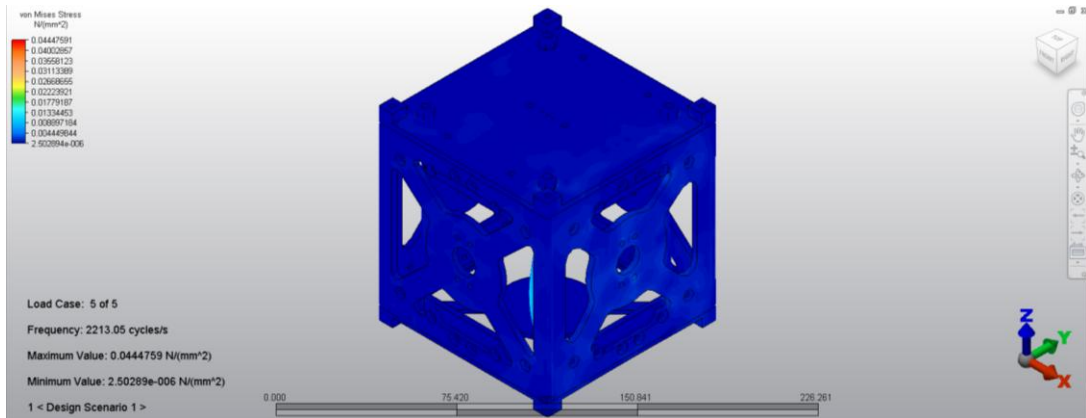
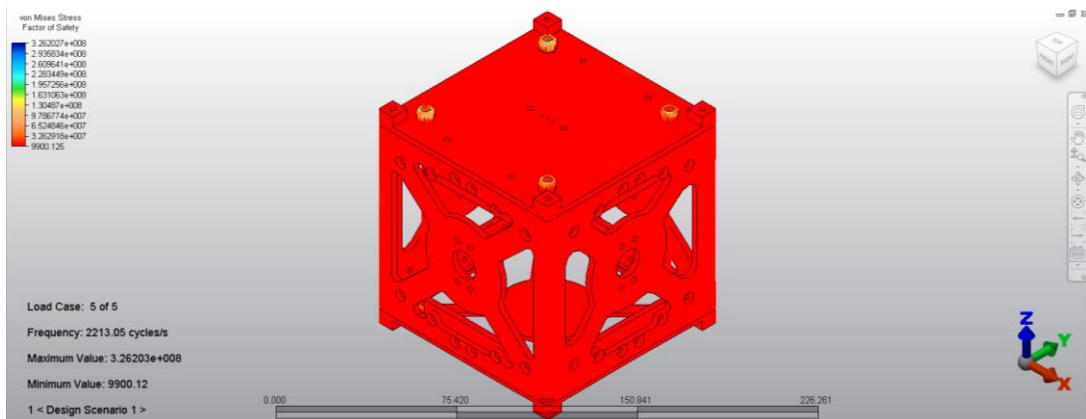


Figura 279 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro de choque en su quinta frecuencia natural del vehículo espacial Sherpa.



4. Resultados de la presión y despresurización aplicada a la estructura

a. ATV

Figura 280 Desplazamientos debidos a las cargas de presión aplicadas a la estructura del vehículo espacial

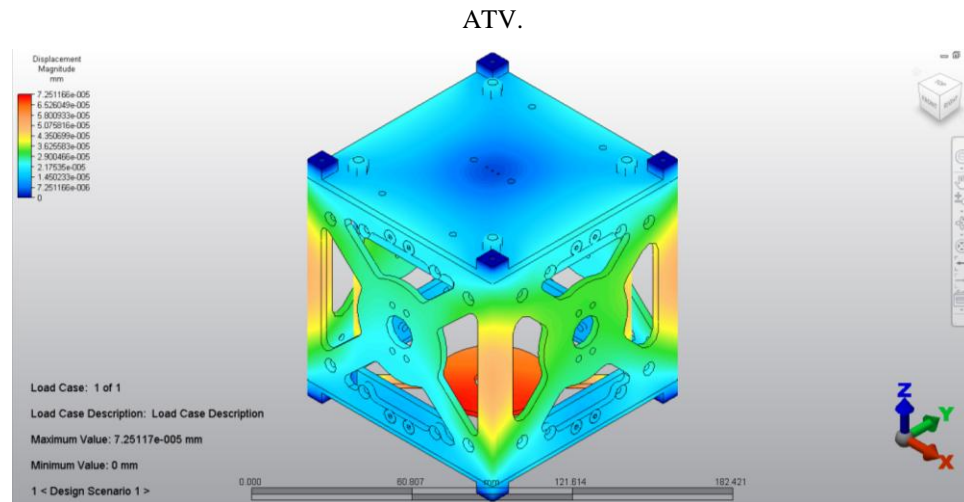


Figura 281 Esfuerzos de von Mises debidos a las cargas de presión aplicadas a la estructura del vehículo espacial ATV.

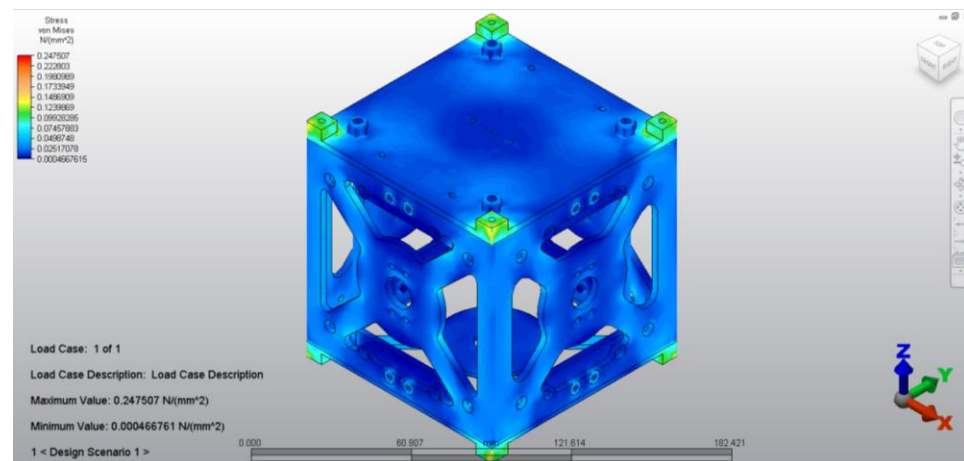


Figura 282 Factores de seguridad obtenidos para las cargas de presión aplicadas a la estructura del vehículo espacial ATV.

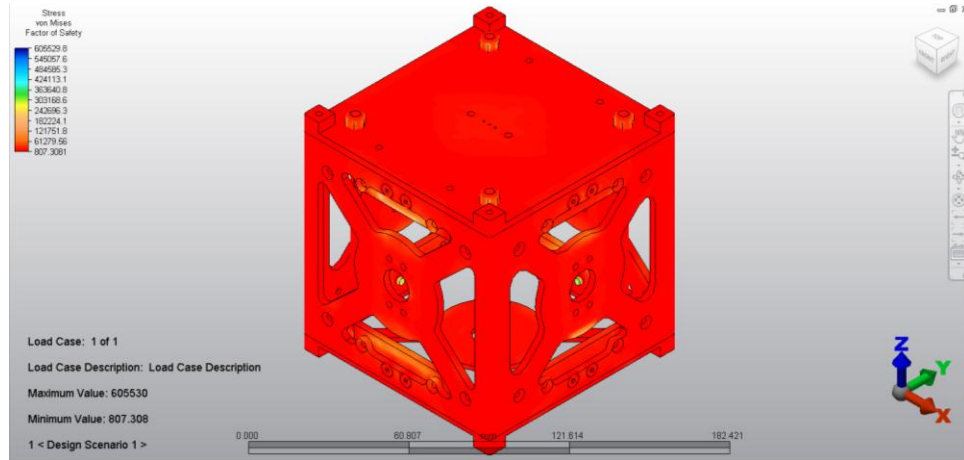


Figura 283 Desplazamientos debidos a las cargas de despresurización aplicadas a la estructura del vehículo espacial ATV.

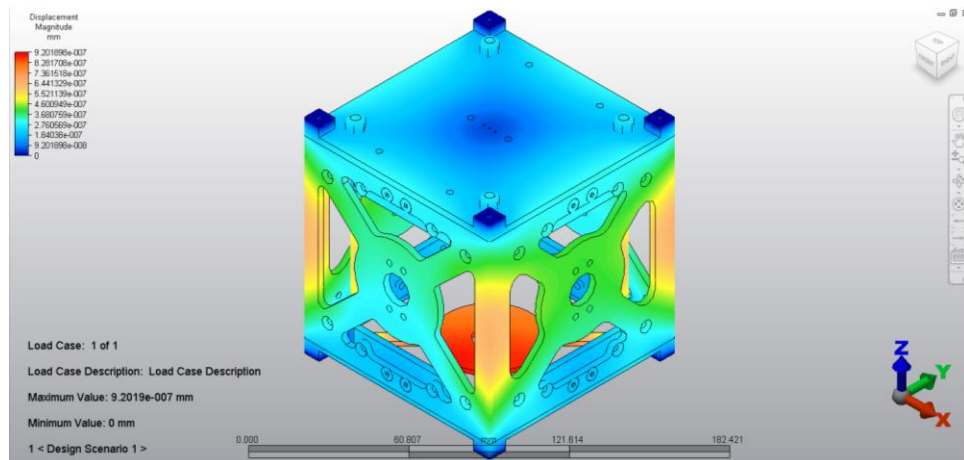


Figura 284 Esfuerzos de von Mises debidos a las cargas de despresurización aplicadas a la estructura del vehículo espacial ATV.

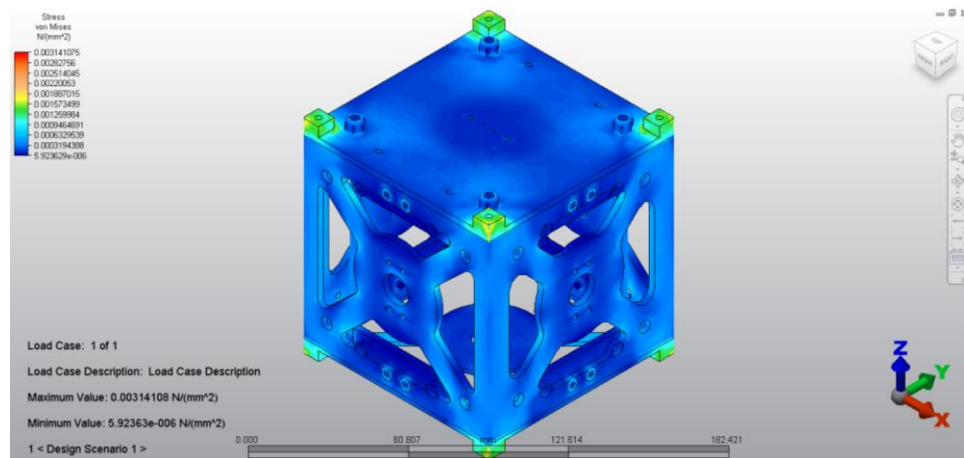
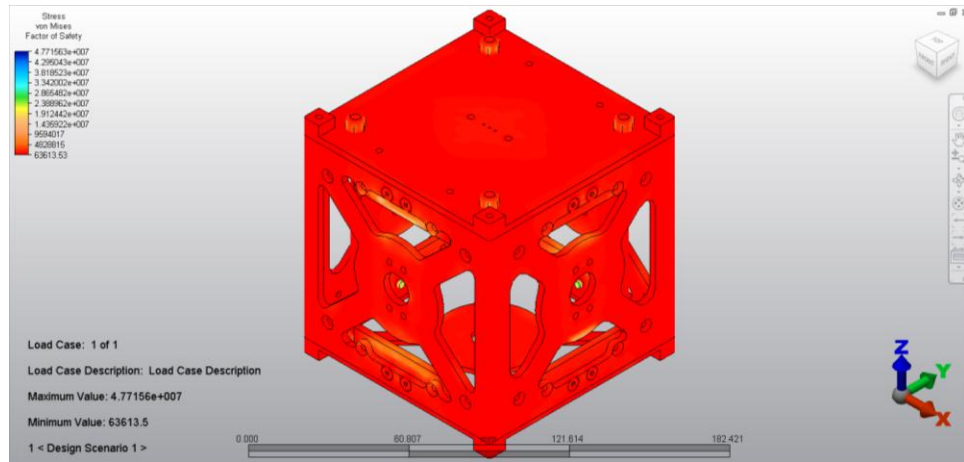


Figura 285 Factores de seguridad obtenidos para las cargas de despresurización aplicadas a la estructura del vehículo espacial ATV.



5. Resultados del ambiente acústico aplicado a la estructura

a. Sherpa

Figura 286 Desplazamientos debidos al ambiente acústico del vehículo espacial Sherpa.

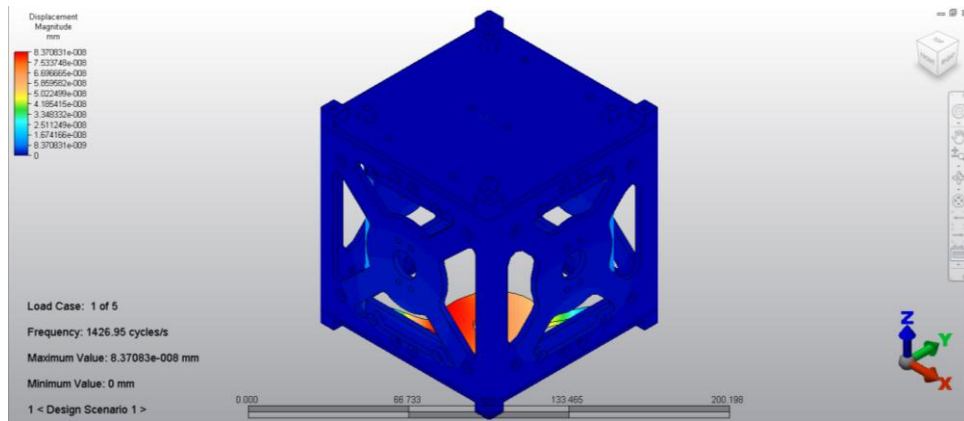


Figura 287 Esfuerzos de von Mises debidos al ambiente acústico del vehículo espacial Sherpa.

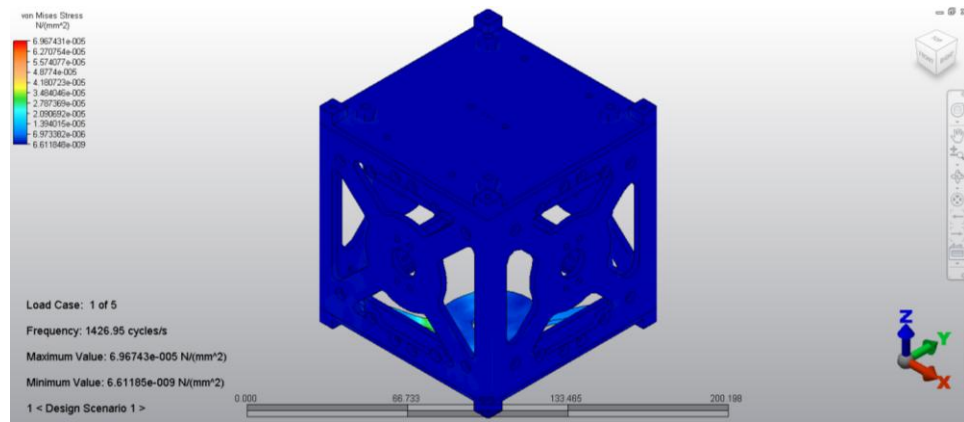
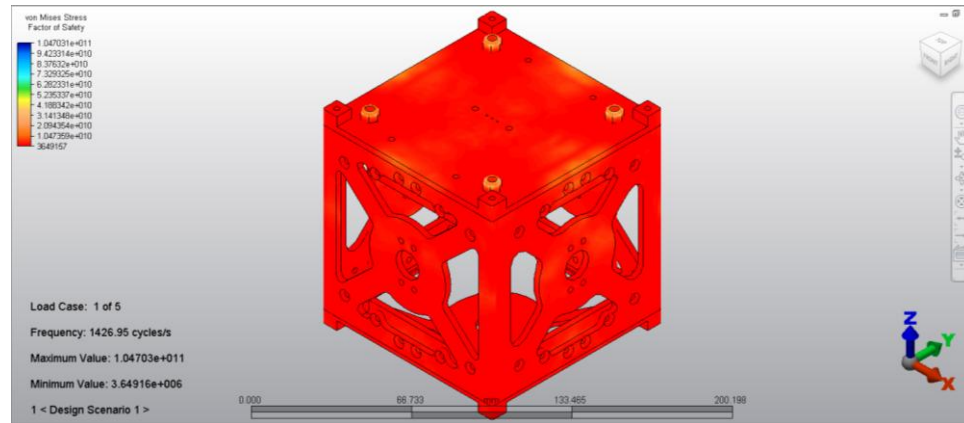


Figura 288 Factores de seguridad obtenidos para el ambiente acústico del vehículo espacial Sherpa.



6. Anexo 3: Resultados de las simulaciones para el mecanismo de despliegue de paneles solares

a. Resultados de las frecuencias naturales del mecanismo de despliegue de paneles solares

Figura 289 Primera frecuencia natural del mecanismo de despliegue de paneles solares.

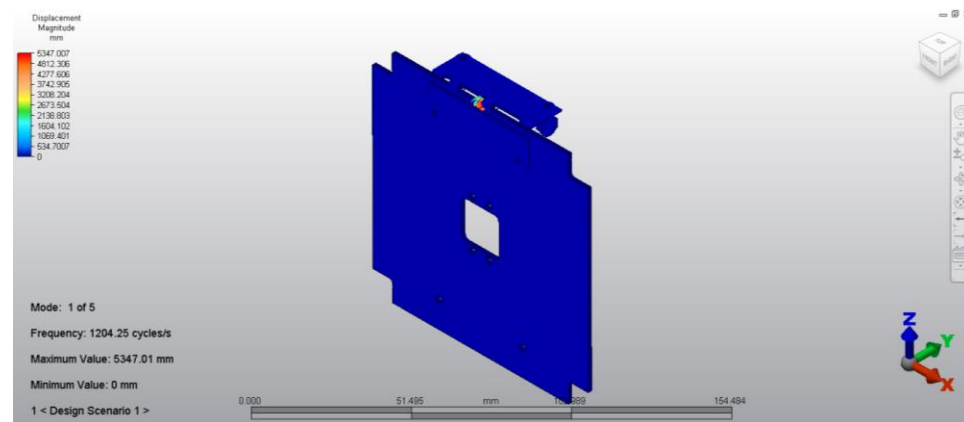


Figura 290 Segunda frecuencia natural del mecanismo de despliegue de paneles solares.

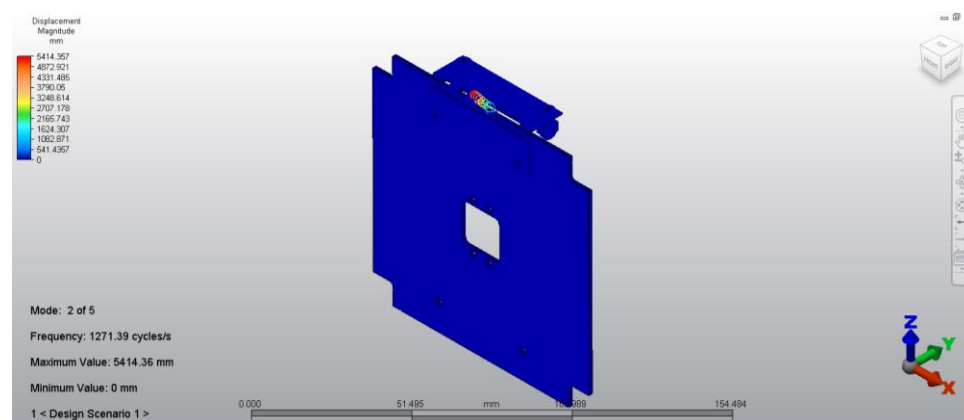


Figura 291 Tercera frecuencia natural del mecanismo de despliegue de paneles solares.

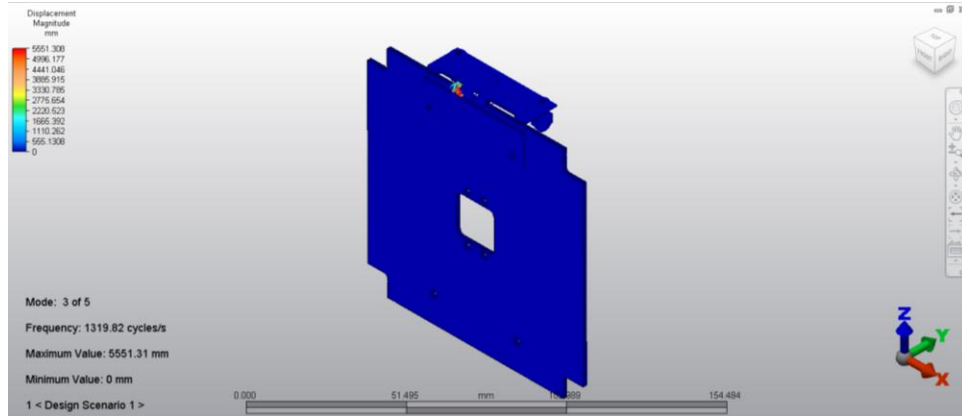


Figura 292 Cuarta frecuencia natural del mecanismo de despliegue de paneles solares.

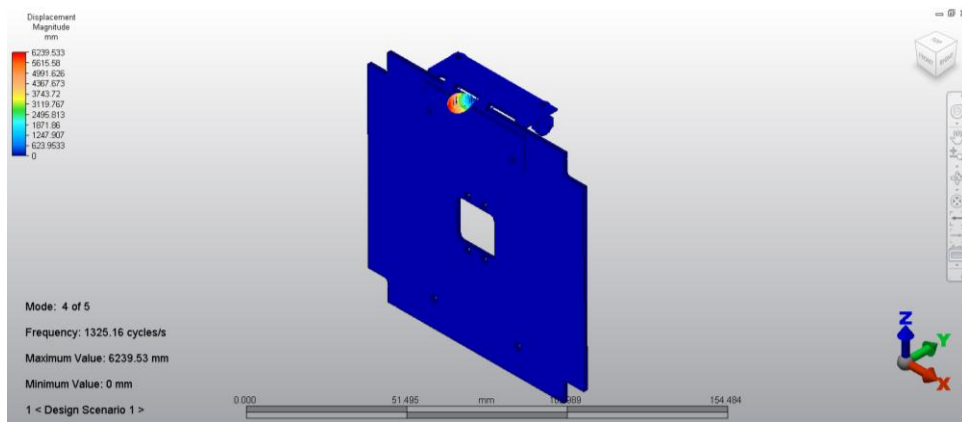
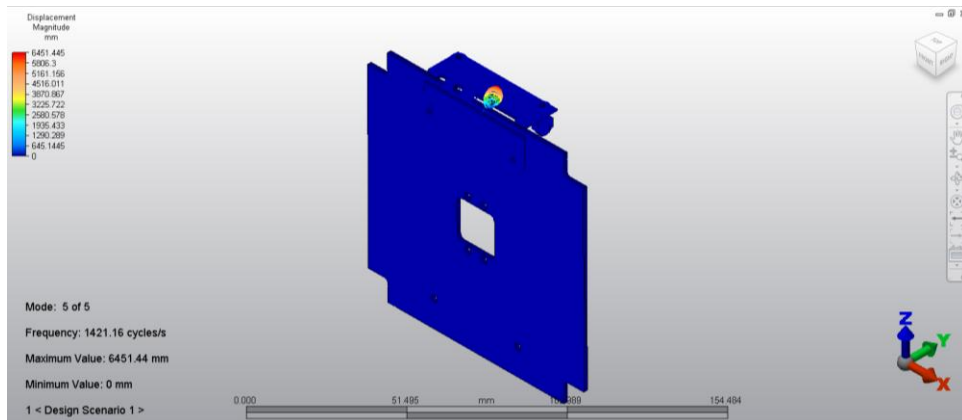


Figura 293 Quinta frecuencia natural del mecanismo de despliegue de paneles solares.



- b. Resultados de vibraciones aleatorias aplicadas al mecanismo de despliegue de paneles solares

Figura 294 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

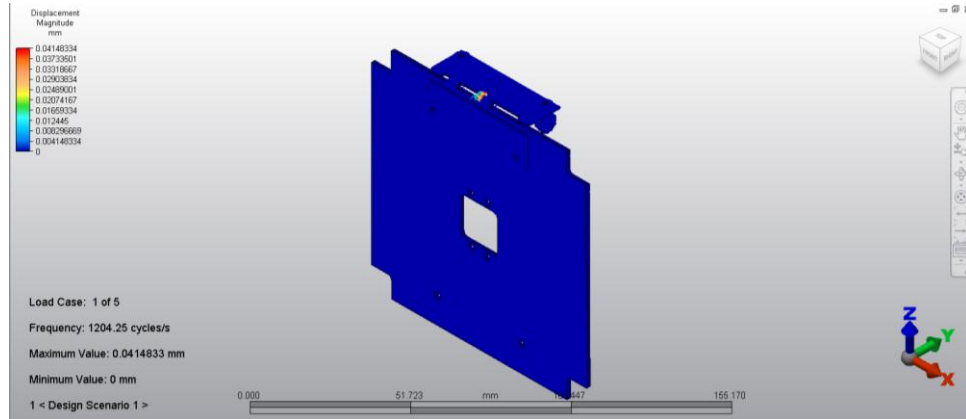


Figura 295 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

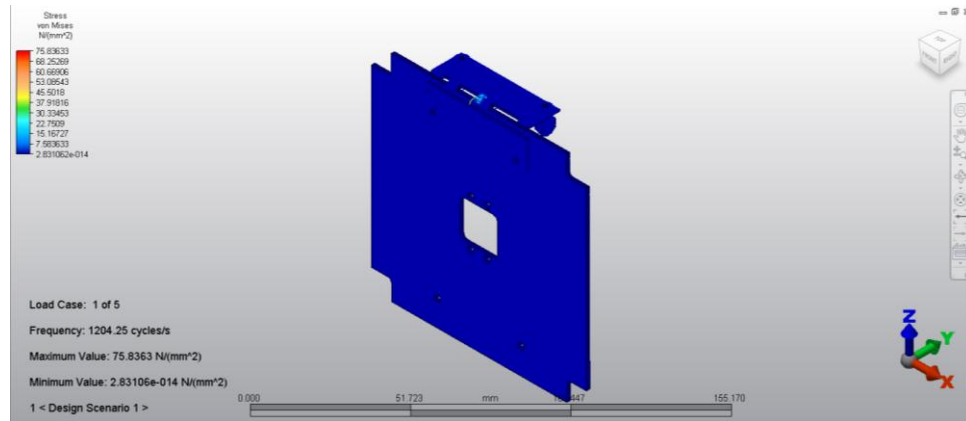


Figura 296 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

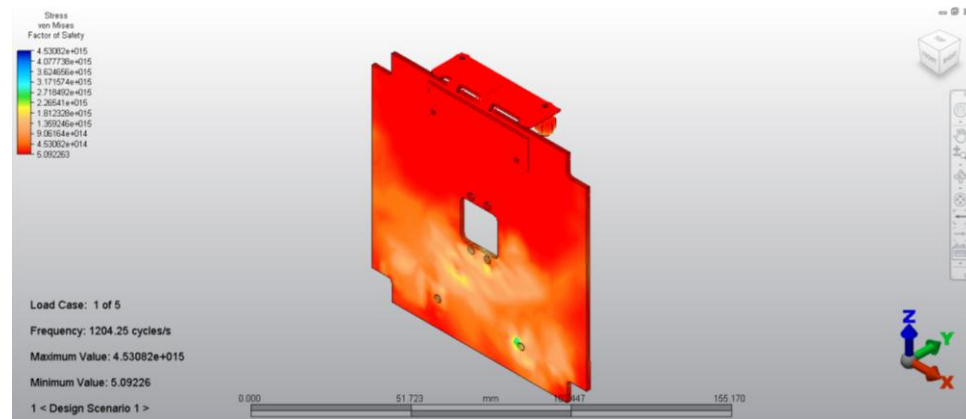


Figura 297 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

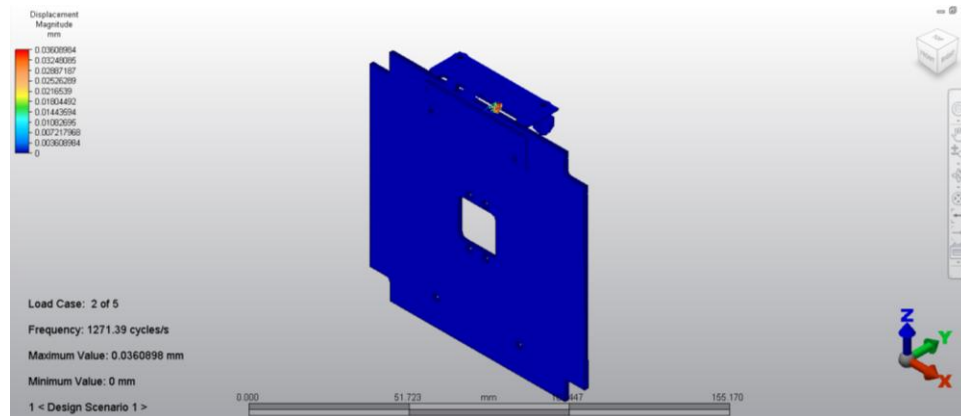


Figura 298 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

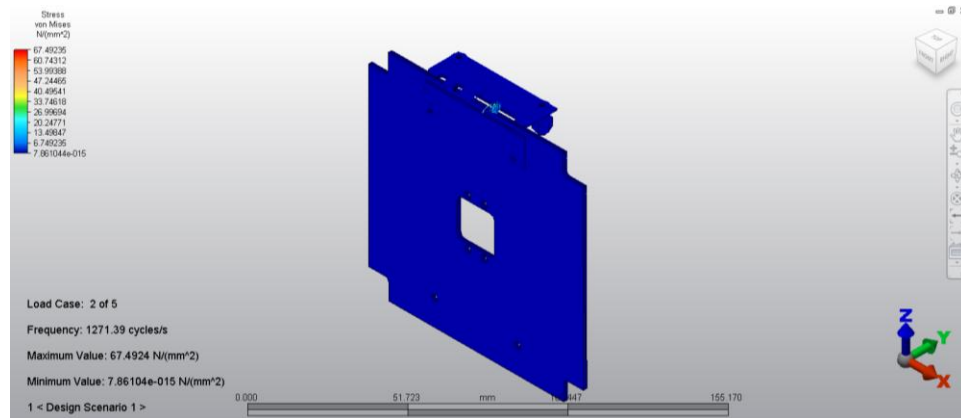


Figura 299 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

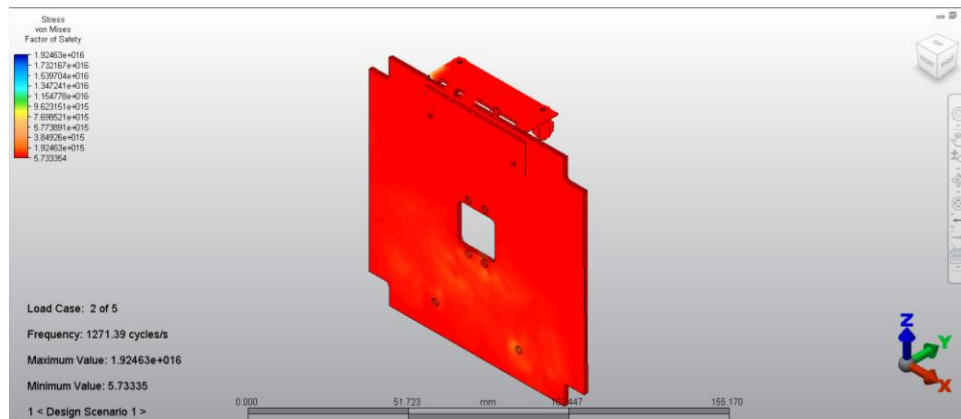


Figura 300 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

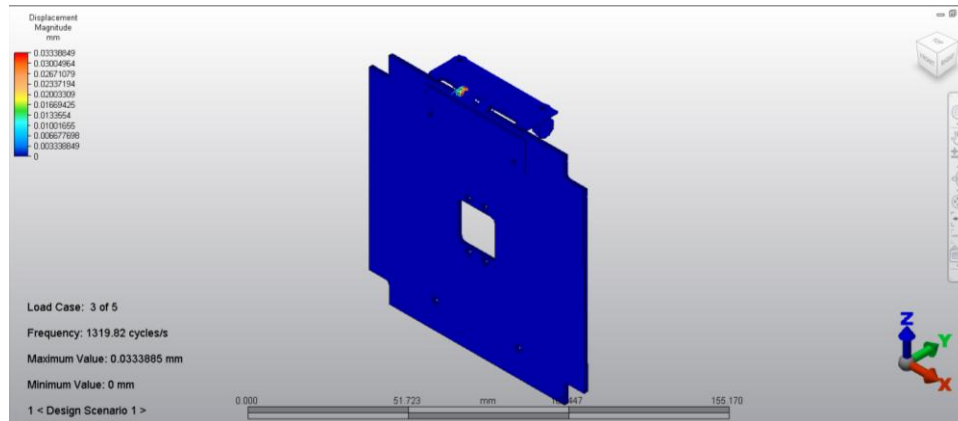


Figura 301 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

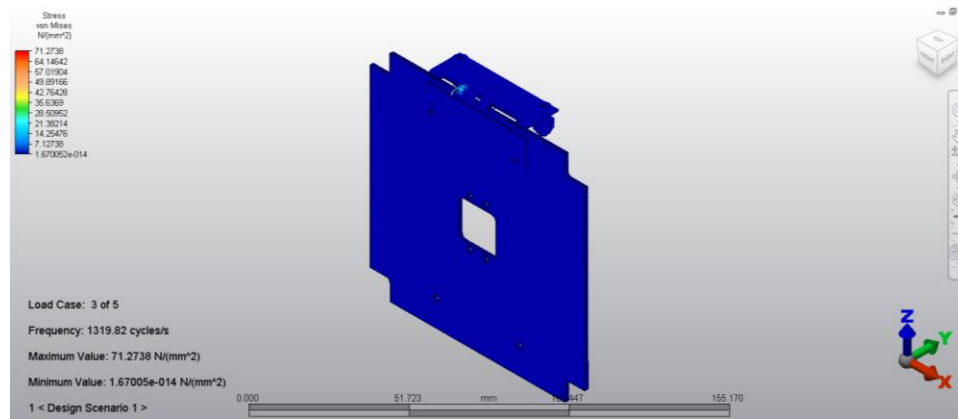


Figura 302 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

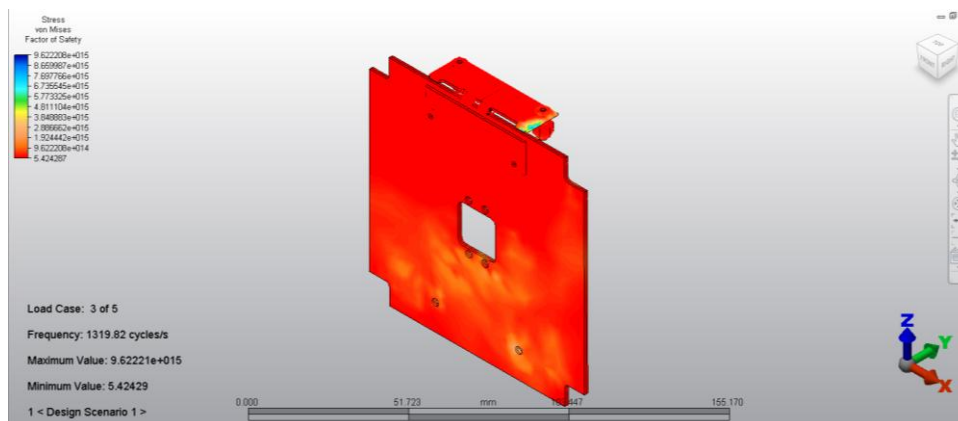


Figura 303 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

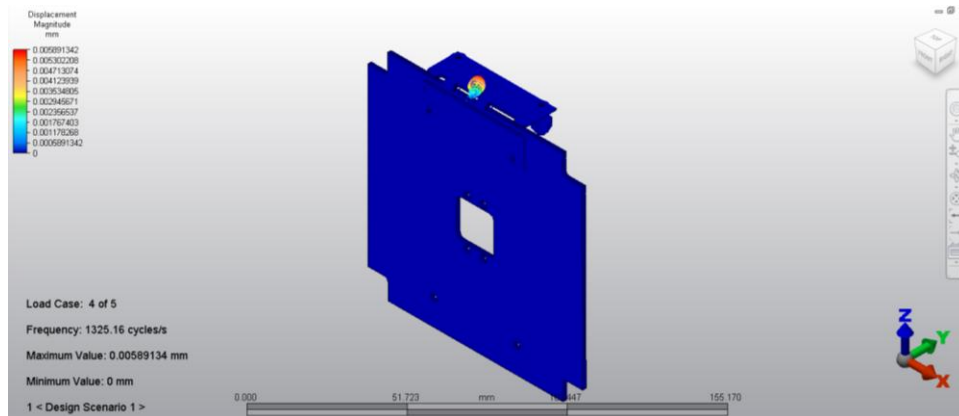


Figura 304 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

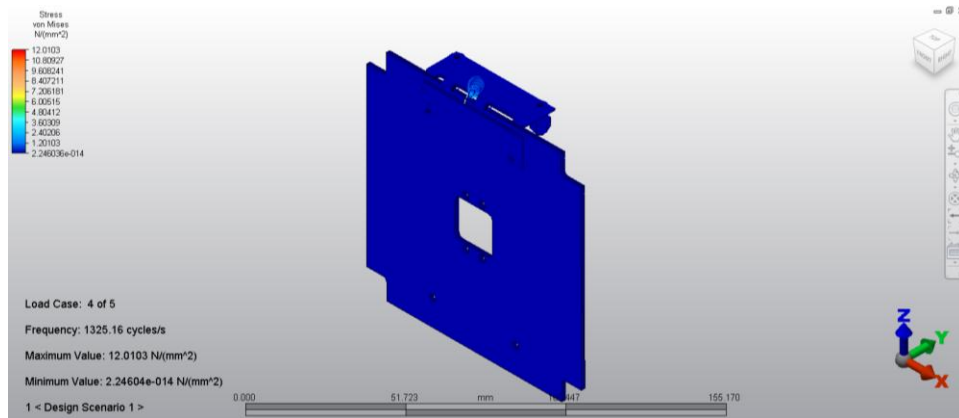


Figura 305 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

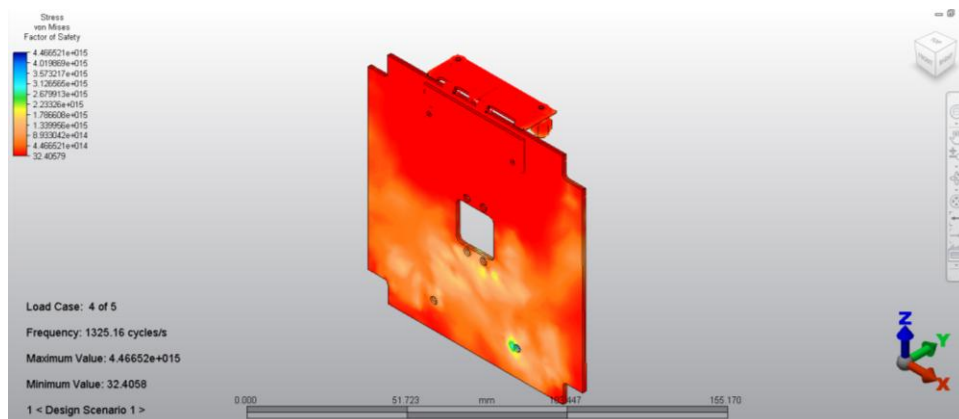


Figura 306 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.

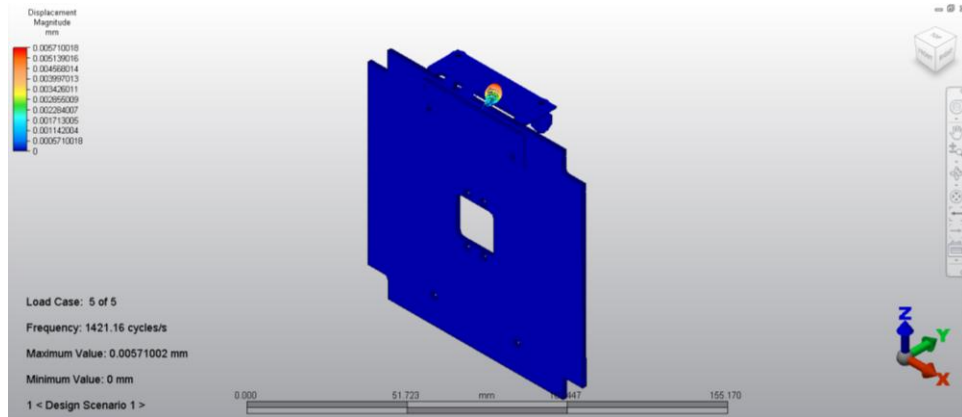


Figura 307 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.

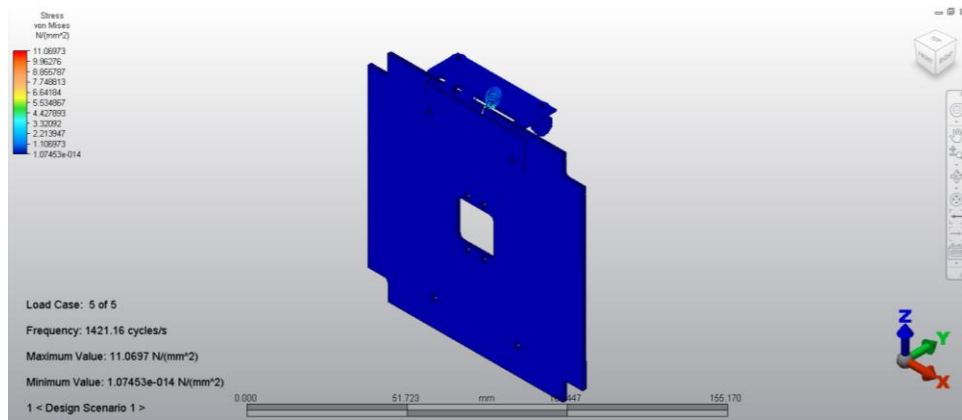


Figura 308 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje X para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.

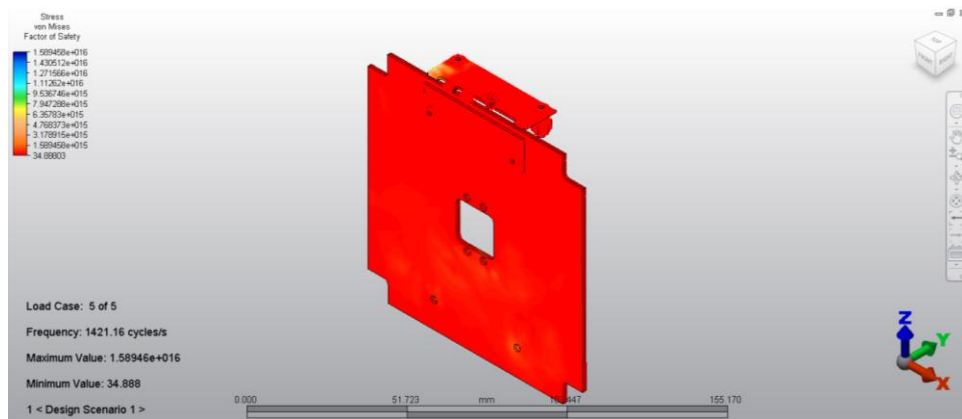


Figura 309 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

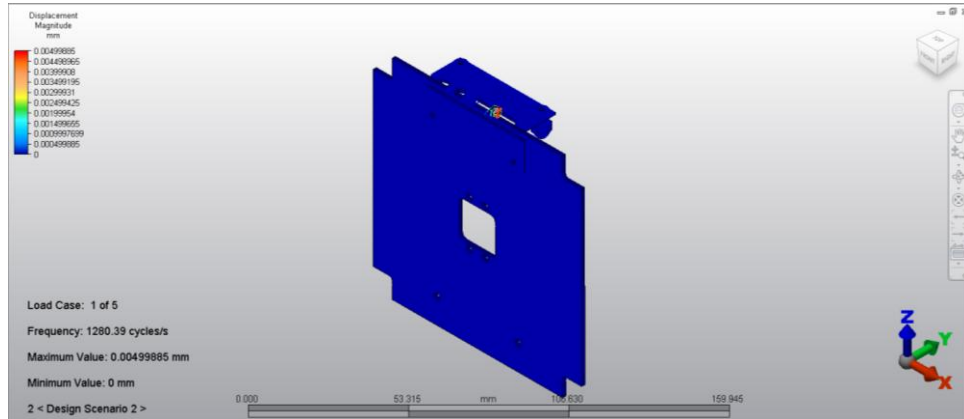


Figura 310 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

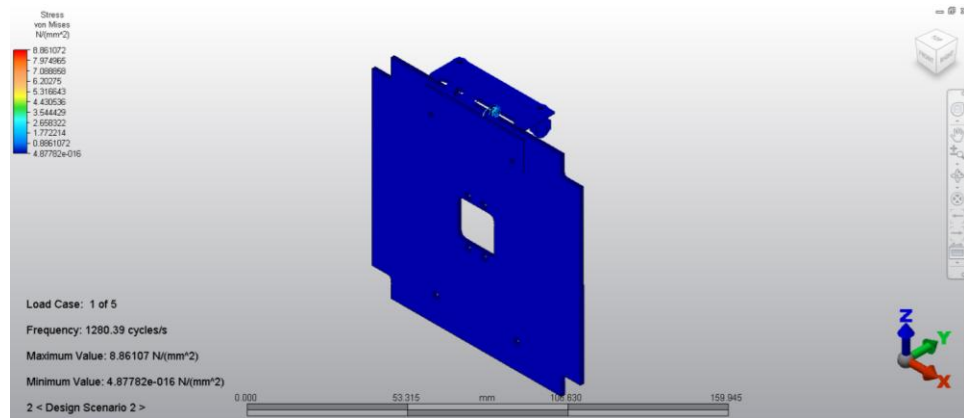


Figura 311 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

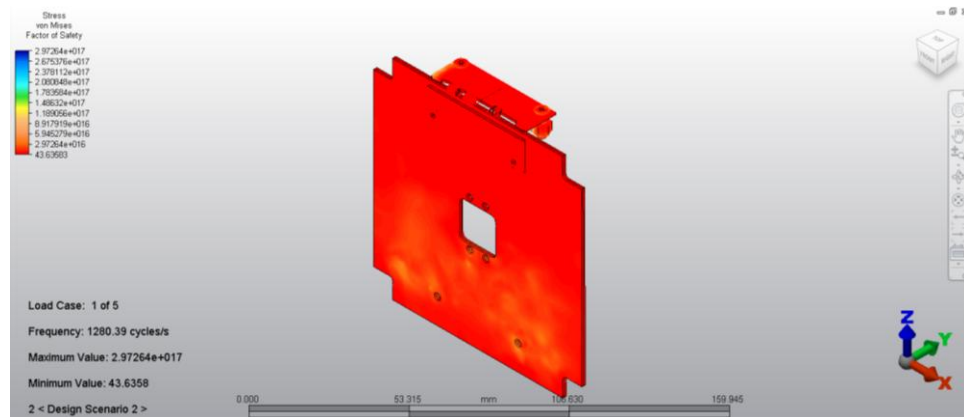


Figura 312 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

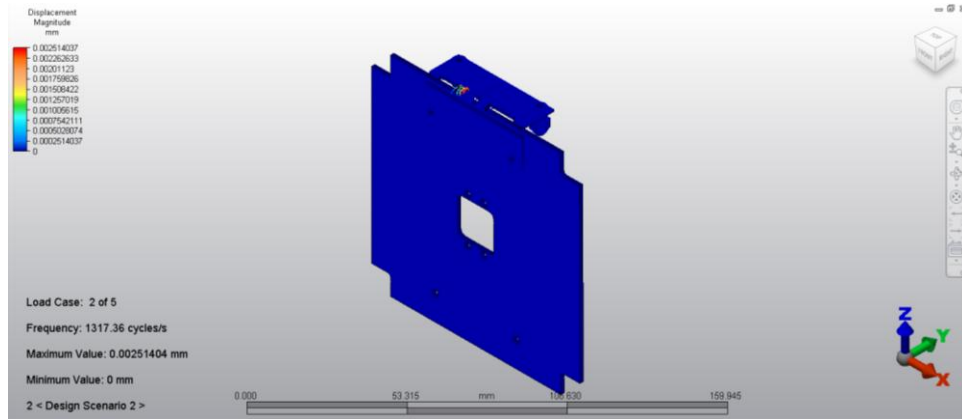


Figura 313 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

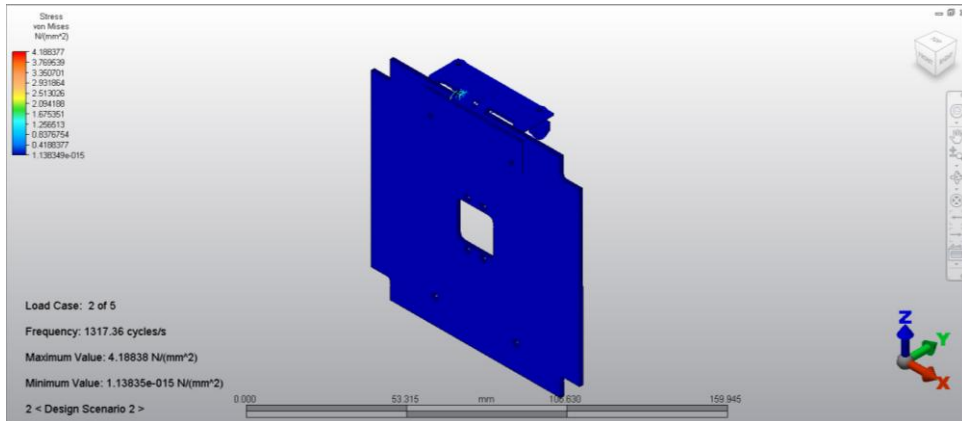


Figura 314 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

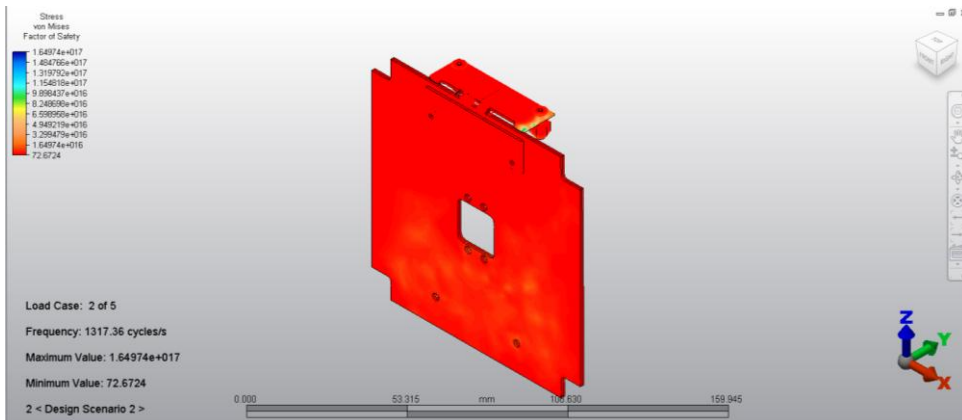


Figura 315 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

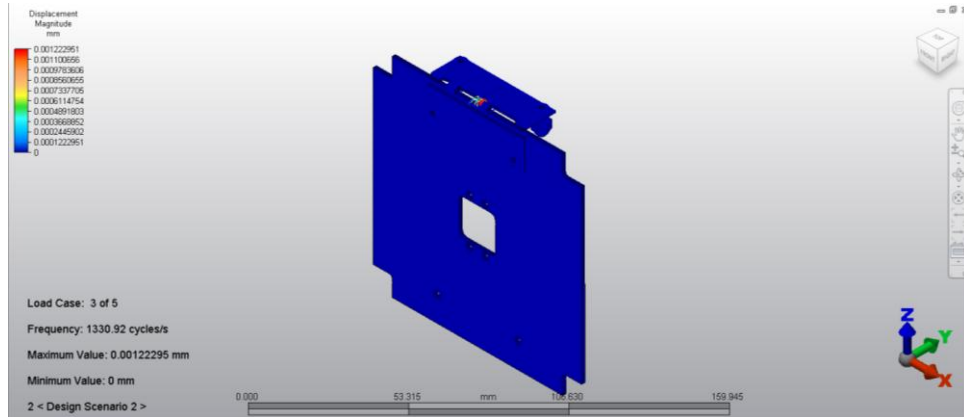


Figura 316 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

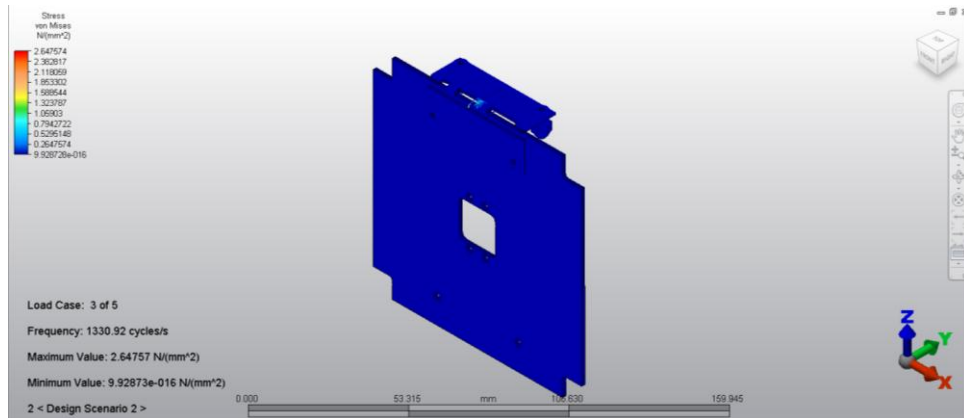


Figura 317 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

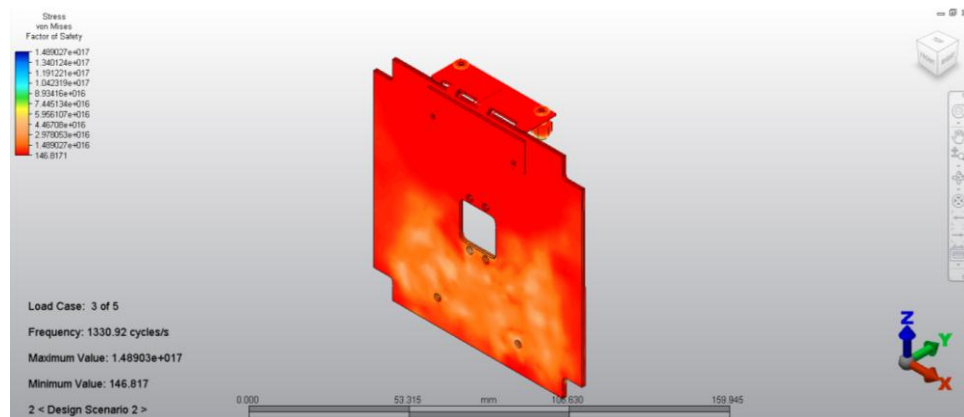


Figura 318 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

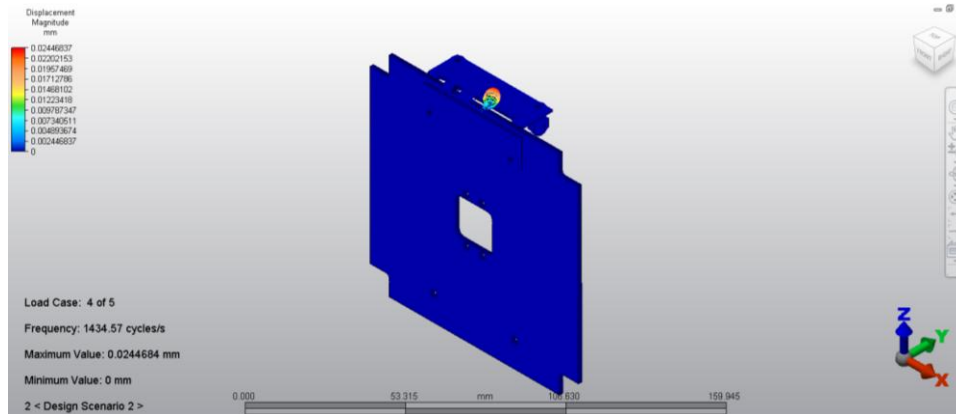


Figura 319 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

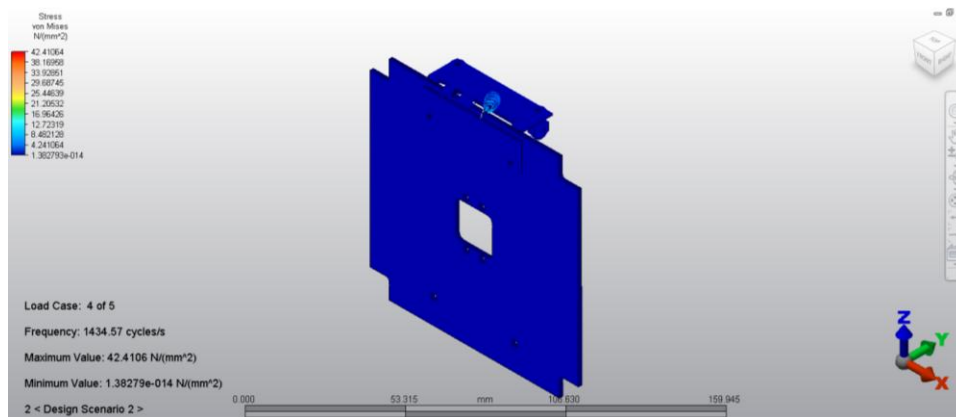


Figura 320 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

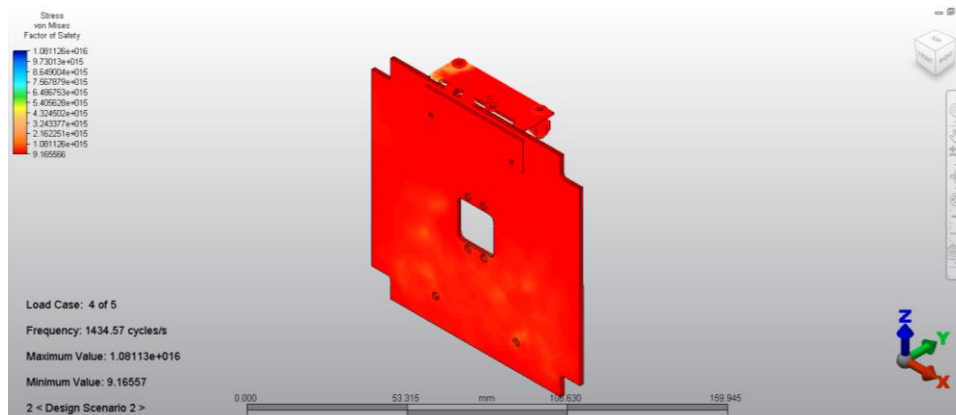


Figura 321 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.

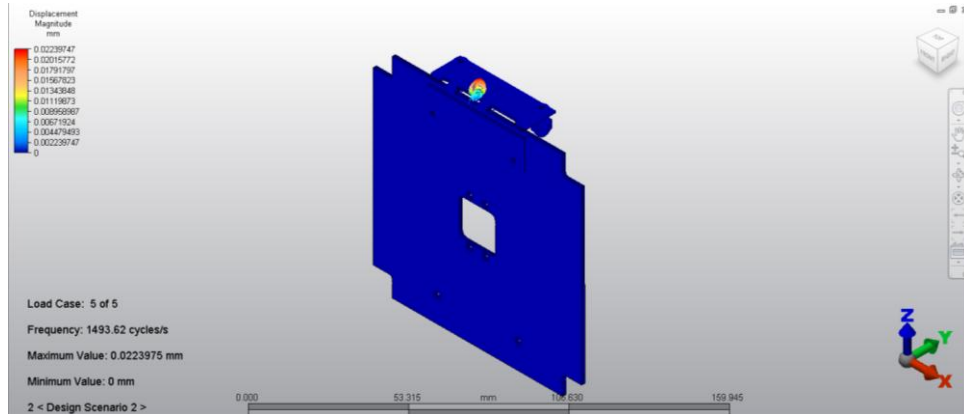


Figura 322 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.

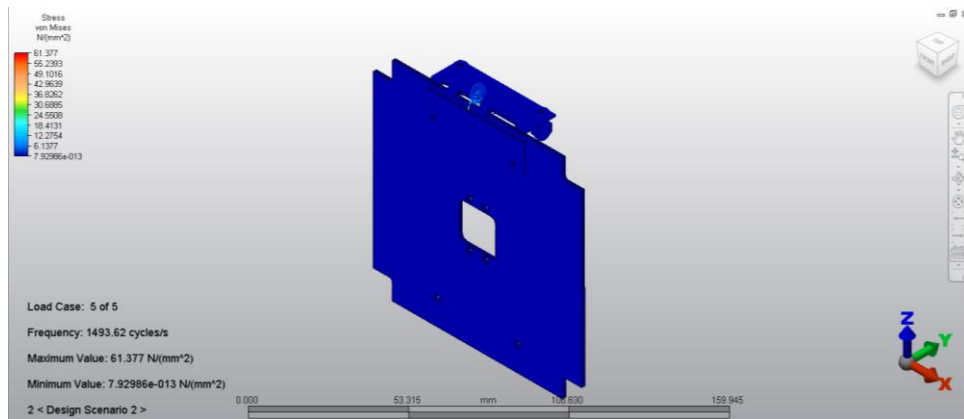


Figura 323 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Y para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.

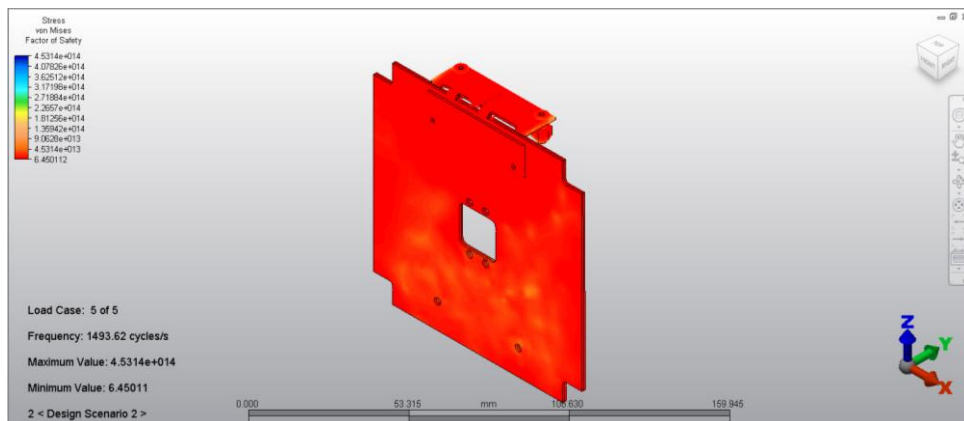


Figura 324 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

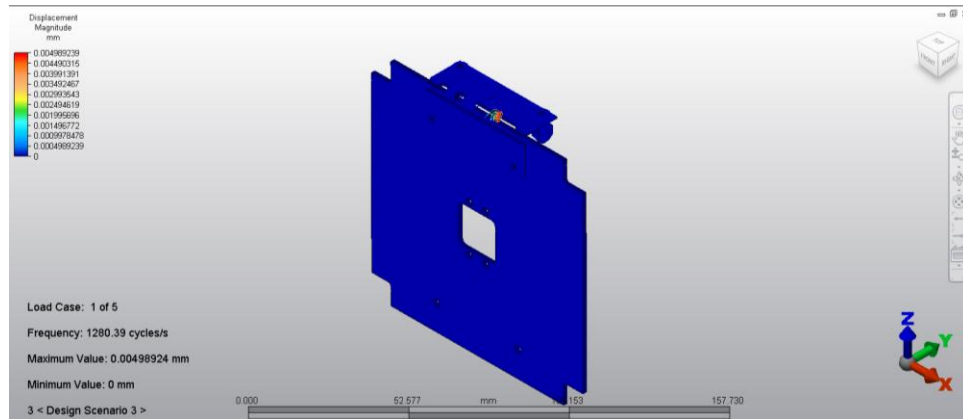


Figura 325 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

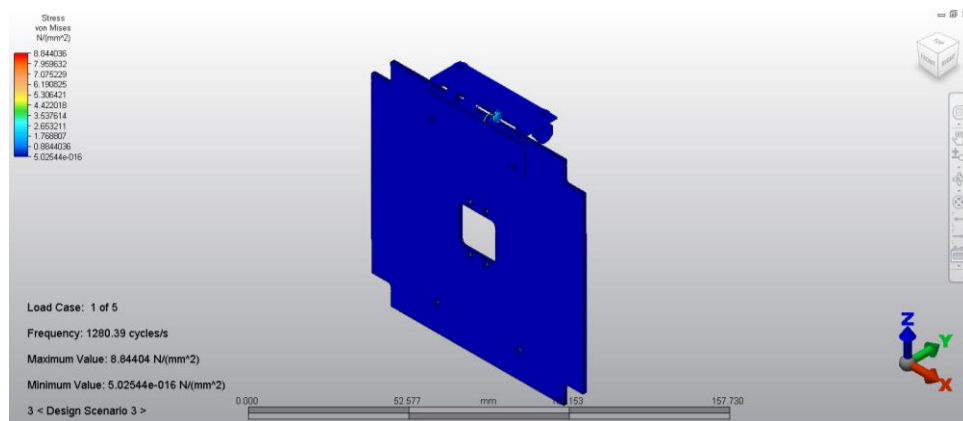


Figura 326 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

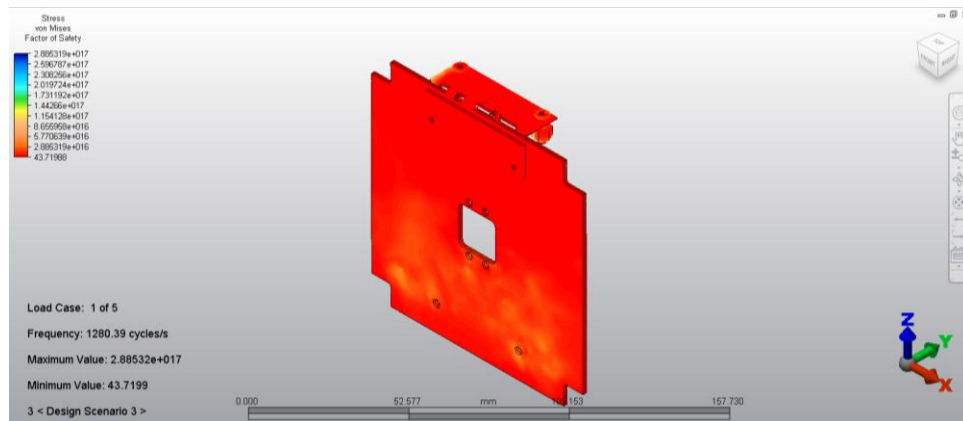


Figura 327 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

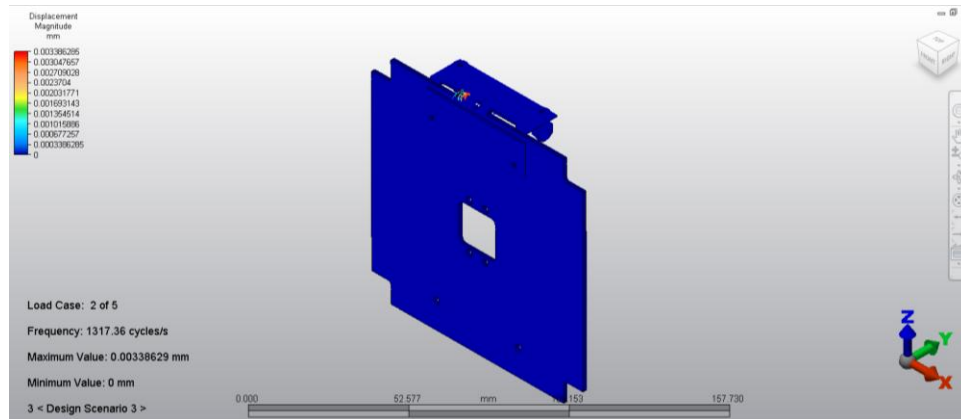


Figura 328 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

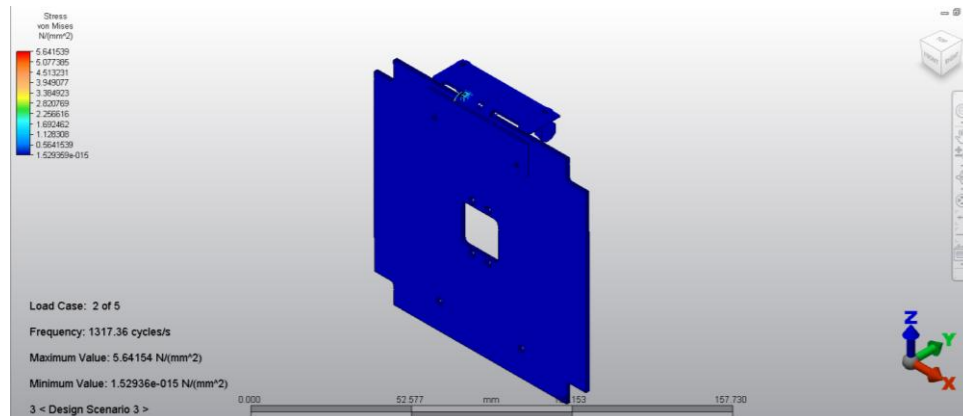


Figura 329 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

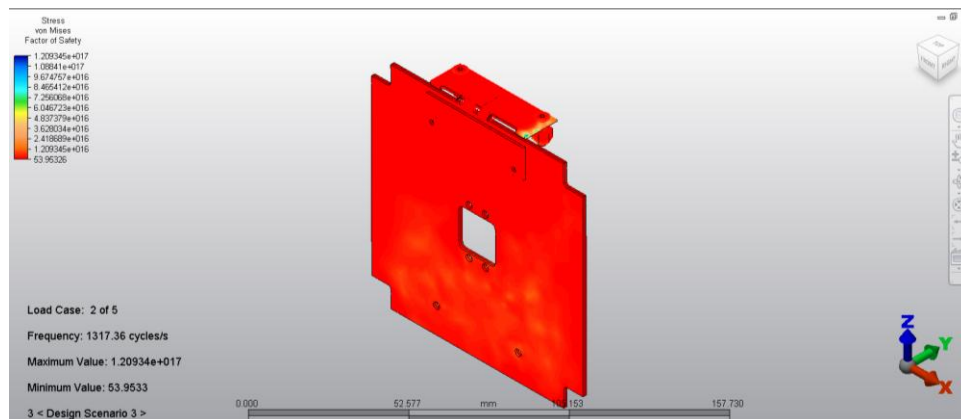


Figura 330 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

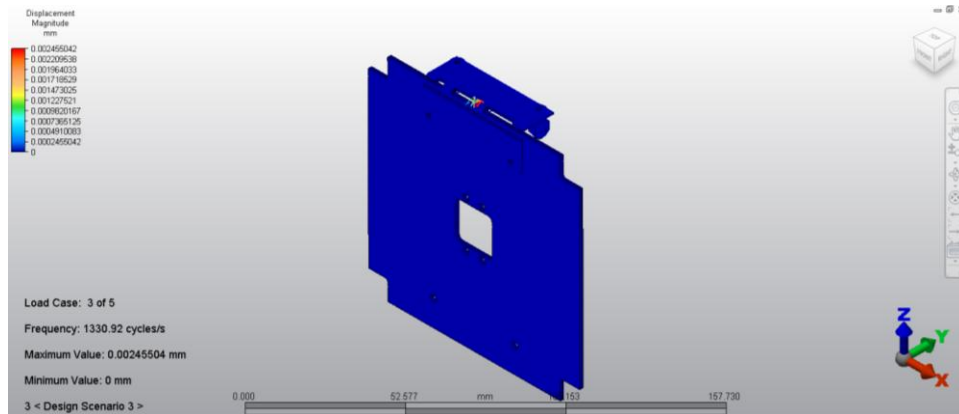


Figura 331 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

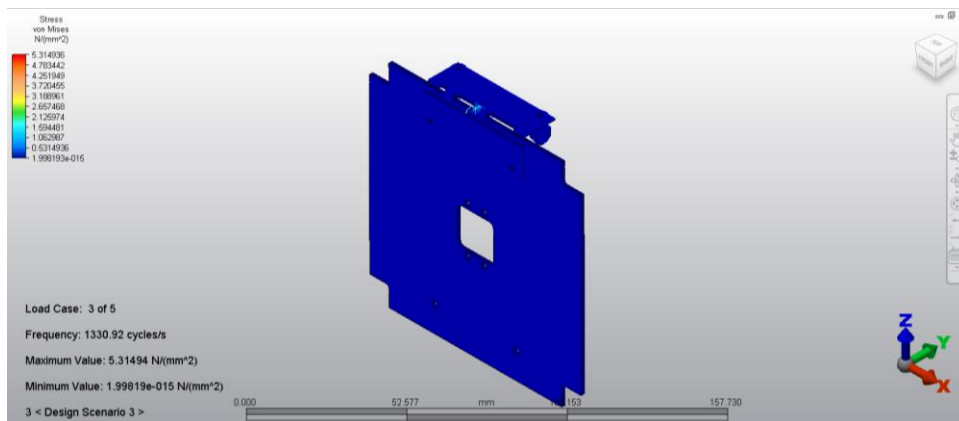


Figura 332 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

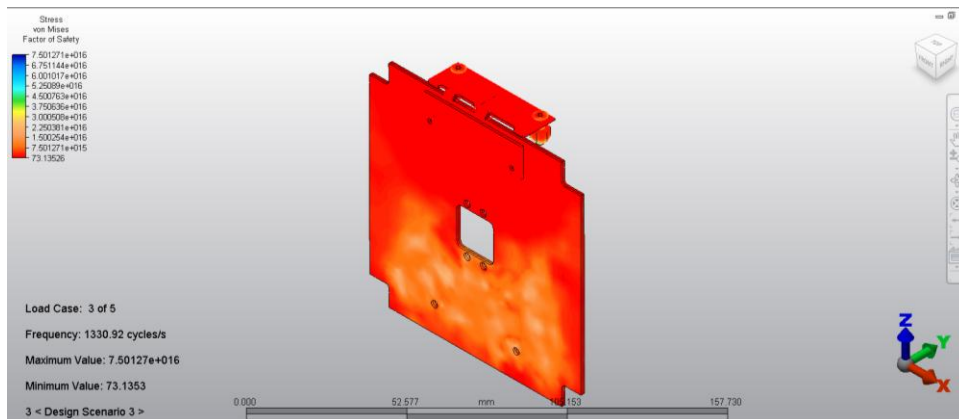


Figura 333 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

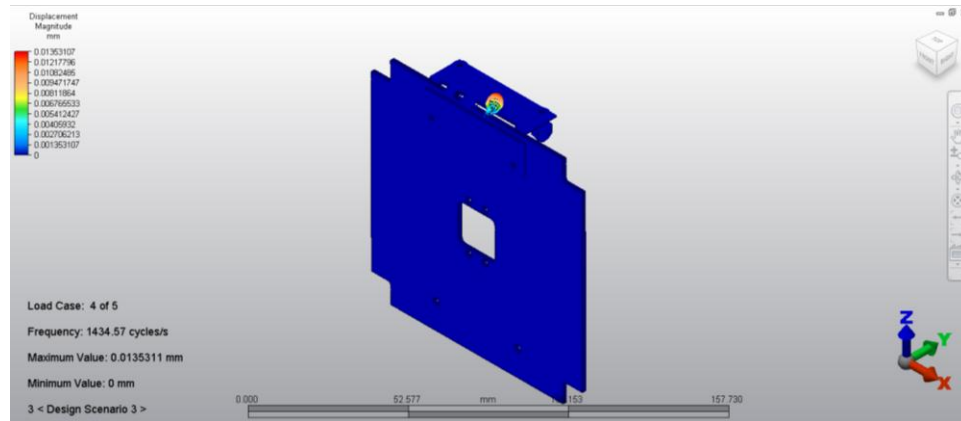


Figura 334 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

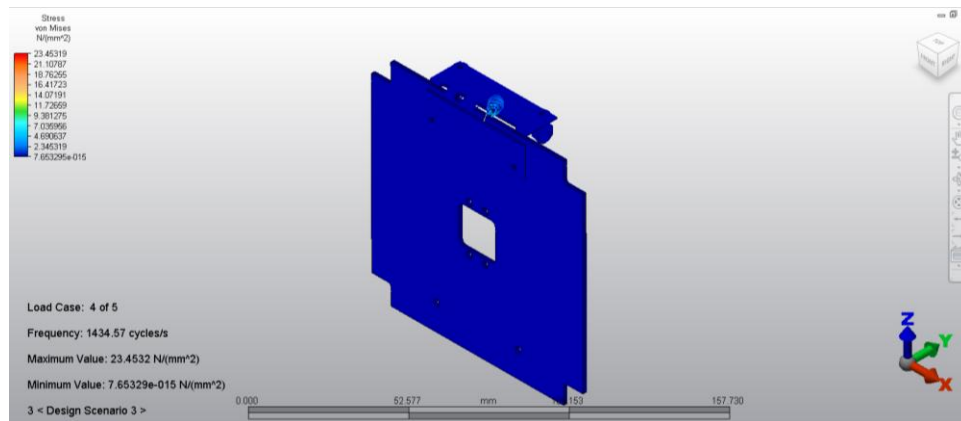


Figura 335 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

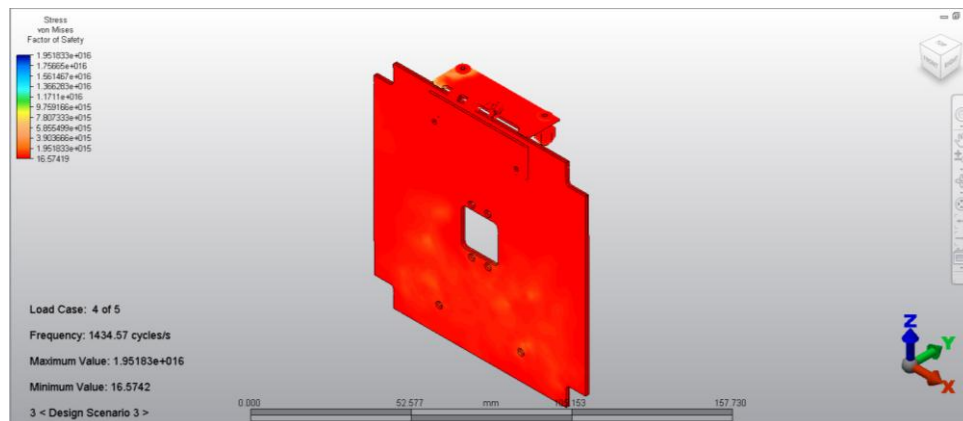


Figura 336 Desplazamientos debidos a vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.

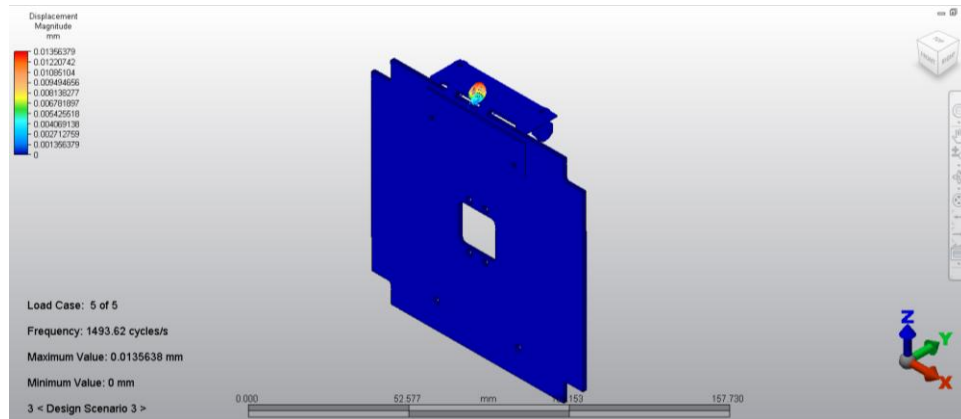


Figura 337 Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.

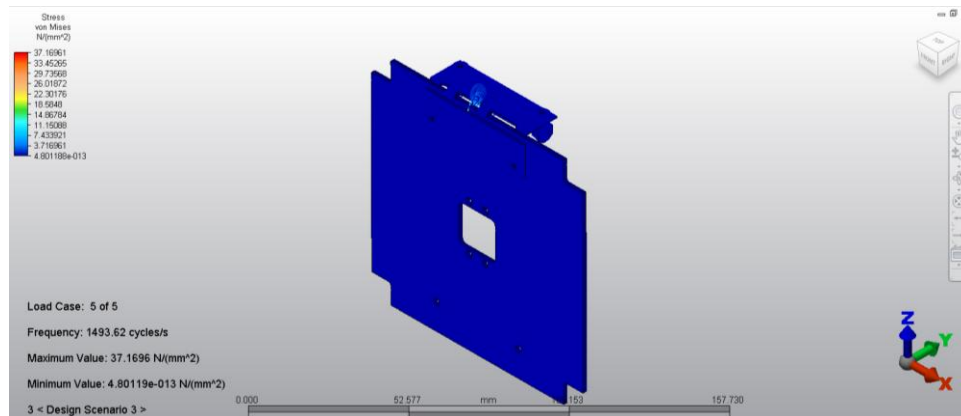
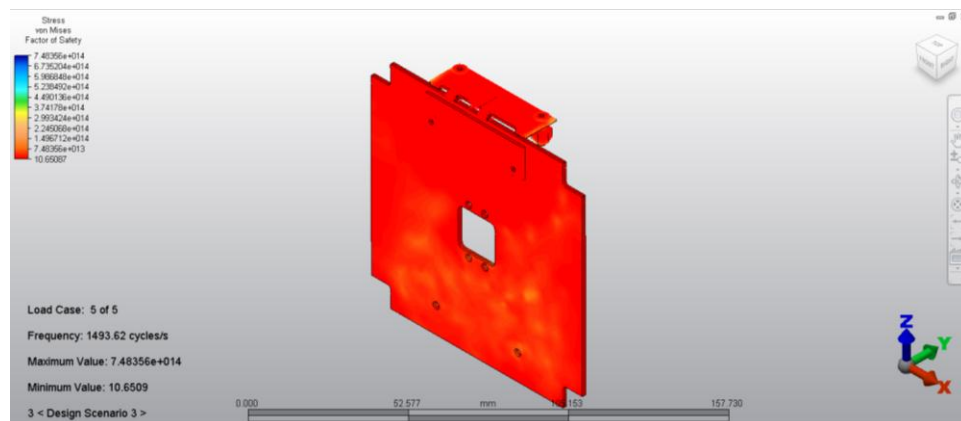


Figura 338 Factores de seguridad obtenidos para vibraciones aleatorias aplicadas en el eje Z para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.



- c. Resultados del espectro de reacción a choque aplicado al mecanismo de despliegue de paneles solares

Figura 339 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

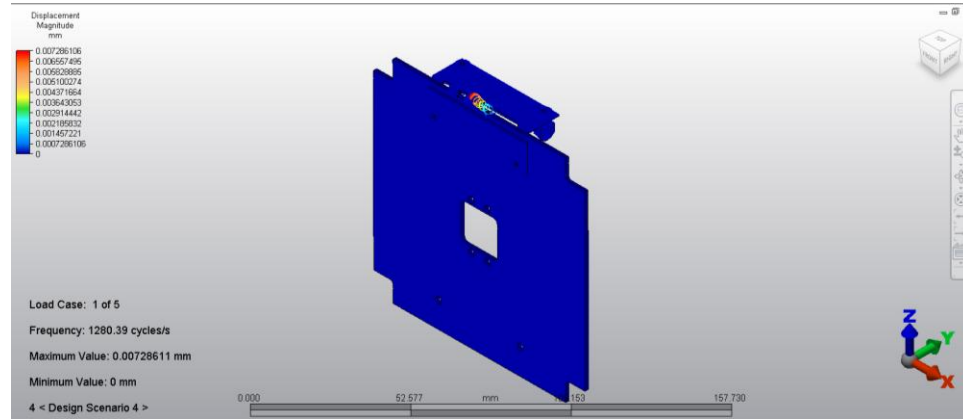


Figura 340 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

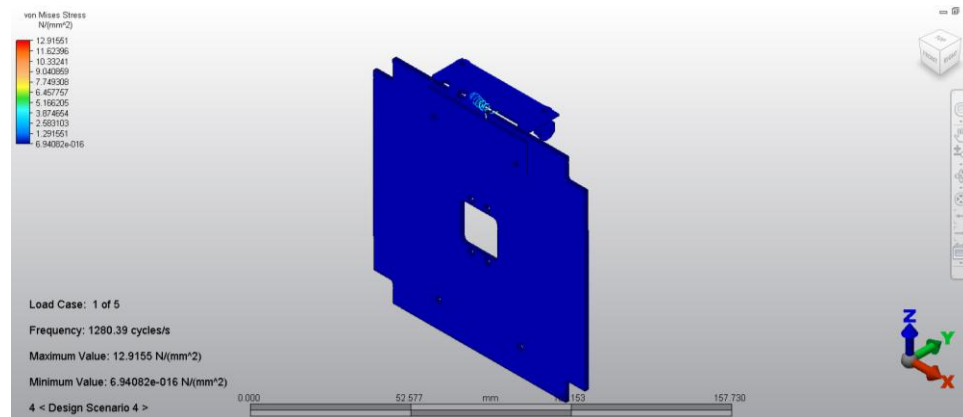


Figura 341 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su primera frecuencia natural.

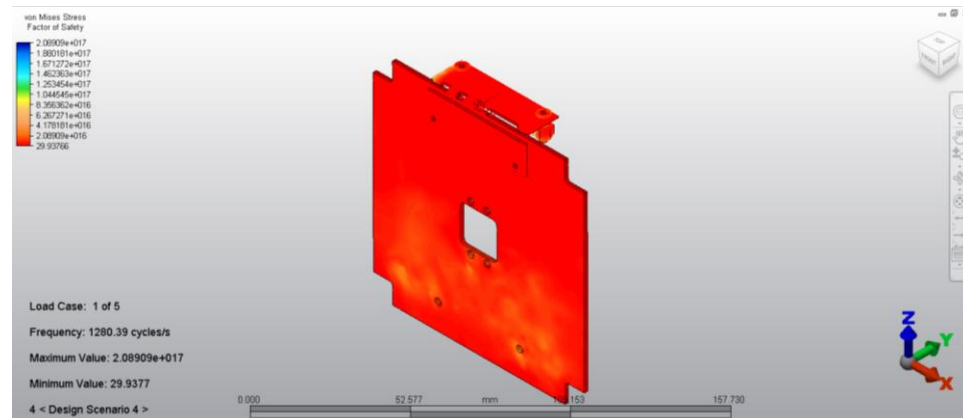


Figura 342 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

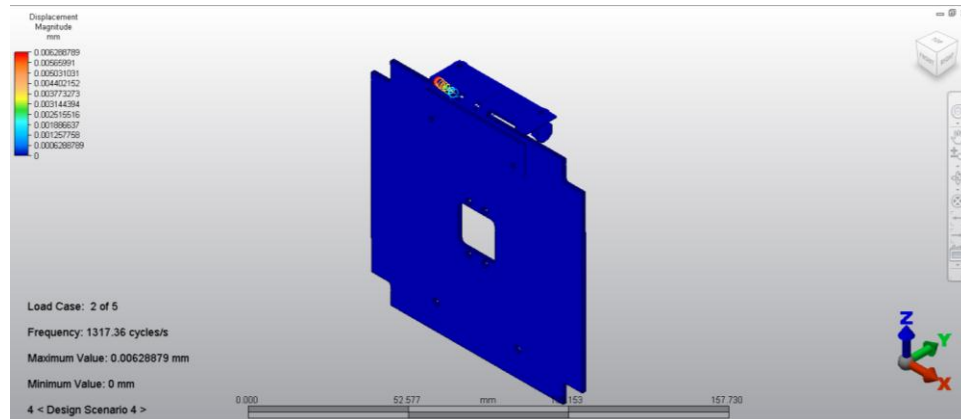


Figura 343 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

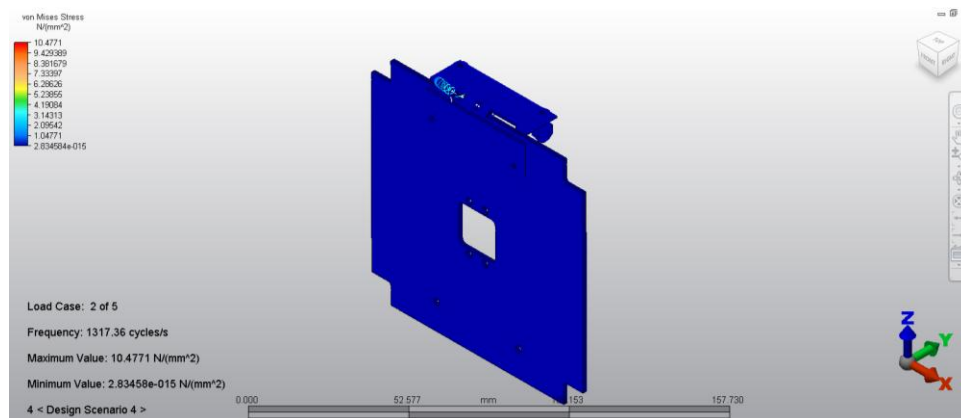


Figura 344 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su segunda frecuencia natural.

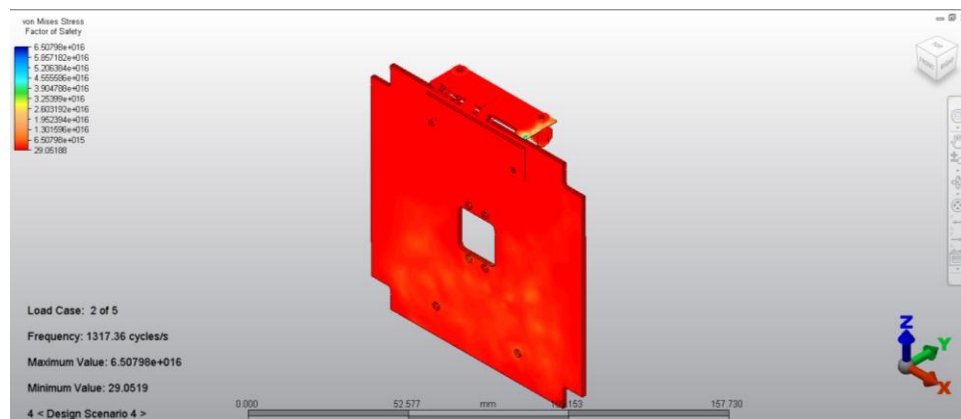


Figura 345 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

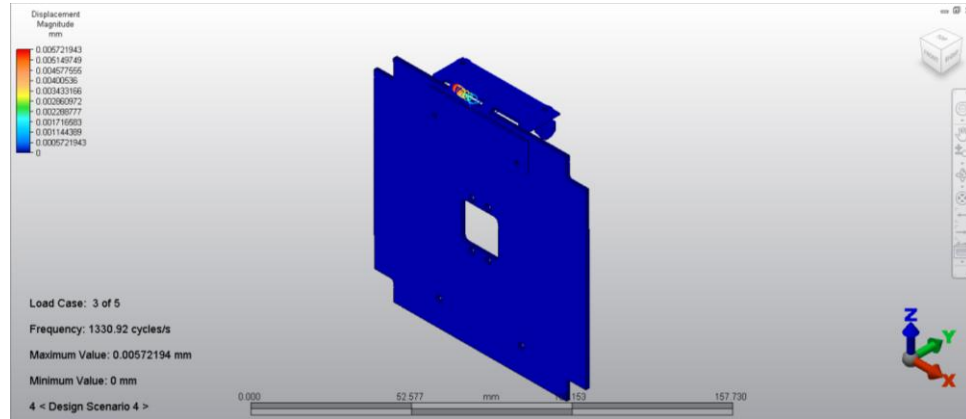


Figura 346 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

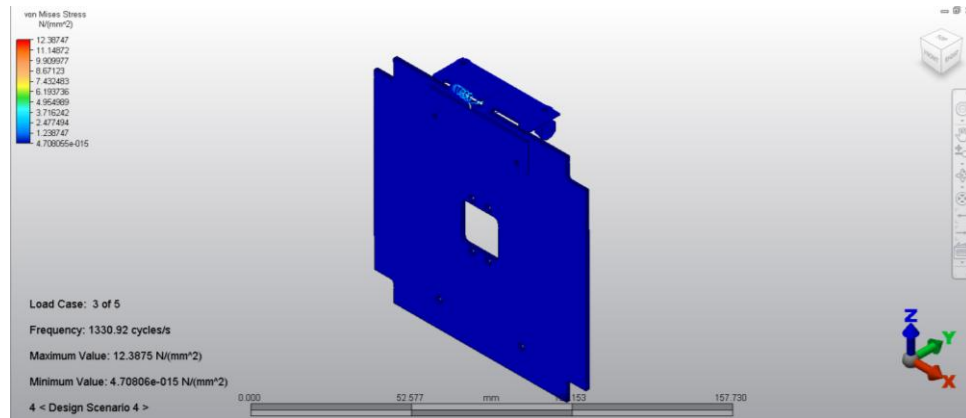


Figura 347 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su tercera frecuencia natural.

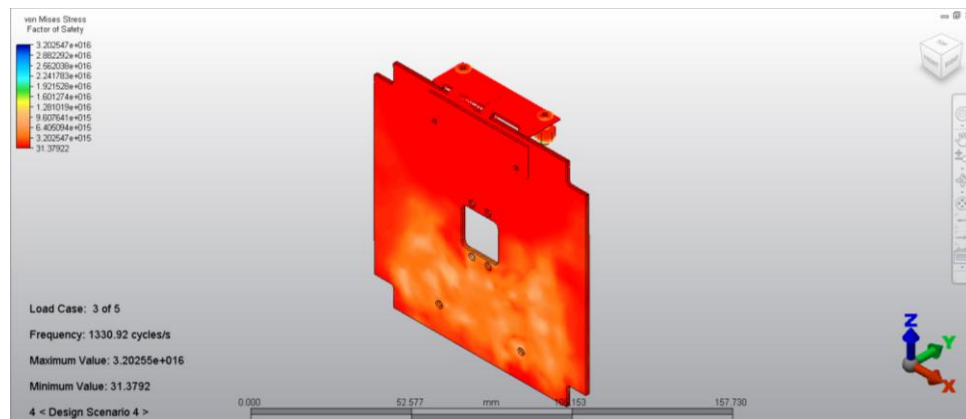


Figura 348 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

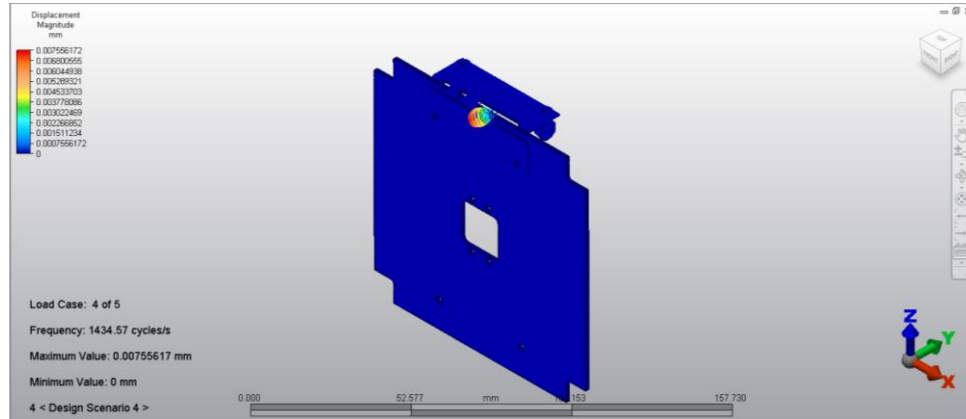


Figura 349 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

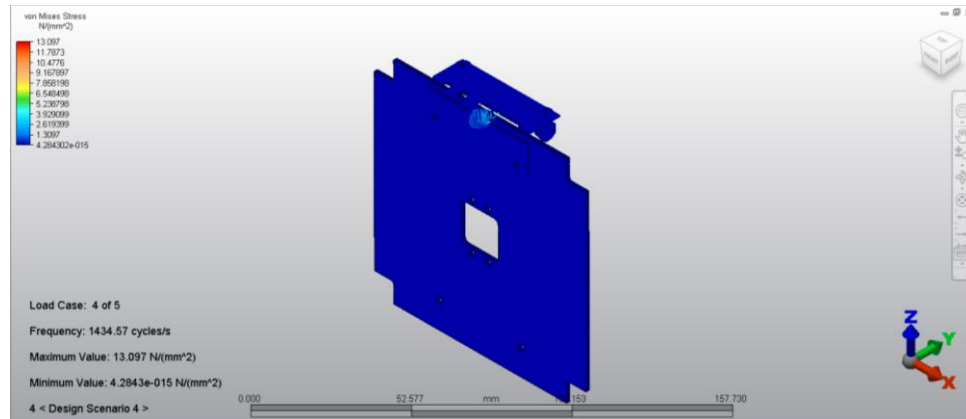


Figura 350 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su cuarta frecuencia natural.

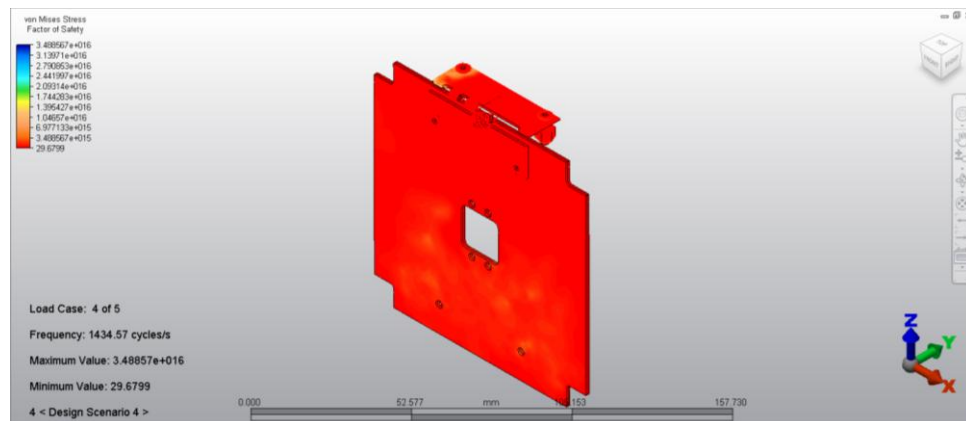


Figura 351 Desplazamientos debidos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.

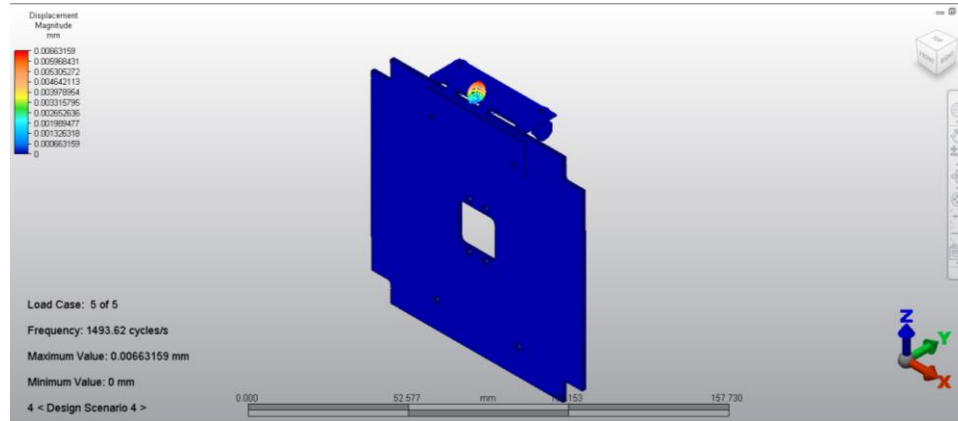


Figura 352 Esfuerzos de von Mises debidos a la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.

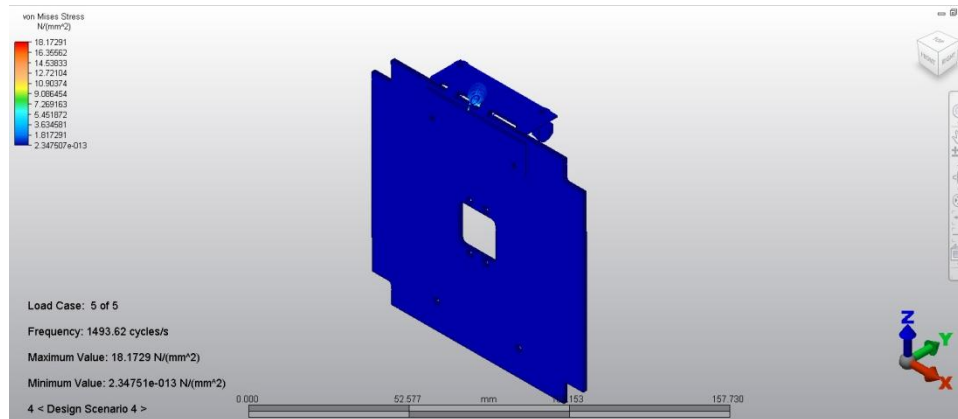
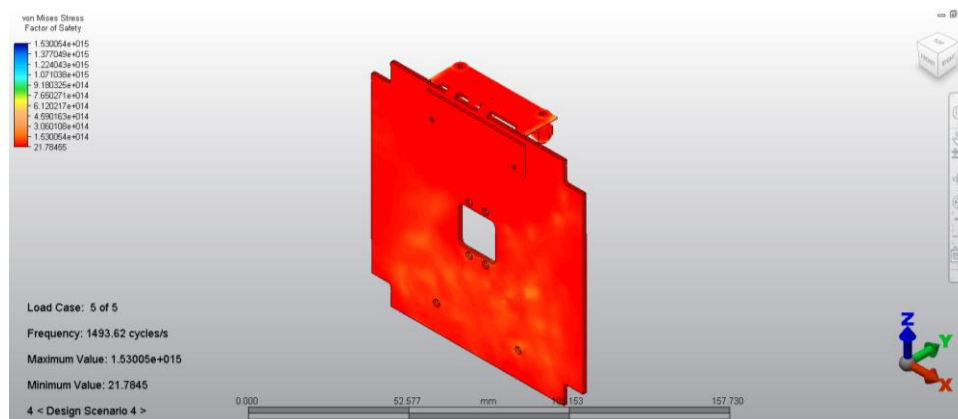


Figura 353 Factores de seguridad obtenidos para la reacción a espectro a choque para el mecanismo de despliegue de paneles solares en su quinta frecuencia natural.



7. Anexo 4: Selección de resortes empleados en el mecanismo de despliegue de paneles solares bajo condiciones de gravedad cero

Ya que la gravedad en el espacio es igual a cero, el torque generado no tendrá incidencia en la toma de decisiones al escoger el resorte empleado en el mecanismo de despliegue de paneles solares, por lo que se le dará una ponderación baja en la matriz de decisiones.

Debido a la restricción en cuanto a dimensiones, se toman en cuenta las siguientes opciones para el resorte helicoidal.

Cuadro 86 Opciones para resortes helicoidales. (Barnes Group Spain, 2015)

	Torque (Nmm)	Diámetro exterior (mm)	Longitud de eje mínima, A (mm)	Masa (g)
Resorte helicoidal T012-270-062	5.31	2.59	3.53	0.91
Resorte helicoidal T015-270-078	7.91	3.15	4.09	1.00

Cuadro 87 Matriz de decisión para selección del resorte empleado en el mecanismo de despliegue de paneles solares del CubeSat 1U desarrollado en la UVG bajo gravedad cero.

Factor de Peso		Normalización del valor de la variable		Matriz de decisión			
Variable	Peso (0-4)	1	10	T012-270-062		T015-270-078	
				Normalizado	Total	Normalizado	Total
Diámetro exterior (mm)	3	3.50	2.50	9	27	7	21
Longitud de eje mínima (mm)	2	5.00	3.00	8	16	7	14
Torque (Nmm)	1	8.0	4.5	9	9	3	3
Masa (g)	3	1.50	0.50	7	21	6	18
					73		56

El resorte seleccionado para utilizar en la construcción del mecanismo de despliegue de paneles solares es el T012-270-062. A continuación se presentan sus características.

Cuadro 88 Información de resorte helicoidal empleado en el mecanismo de despliegue de paneles solares bajo gravedad cero (Barnes Group Spain, 2015)

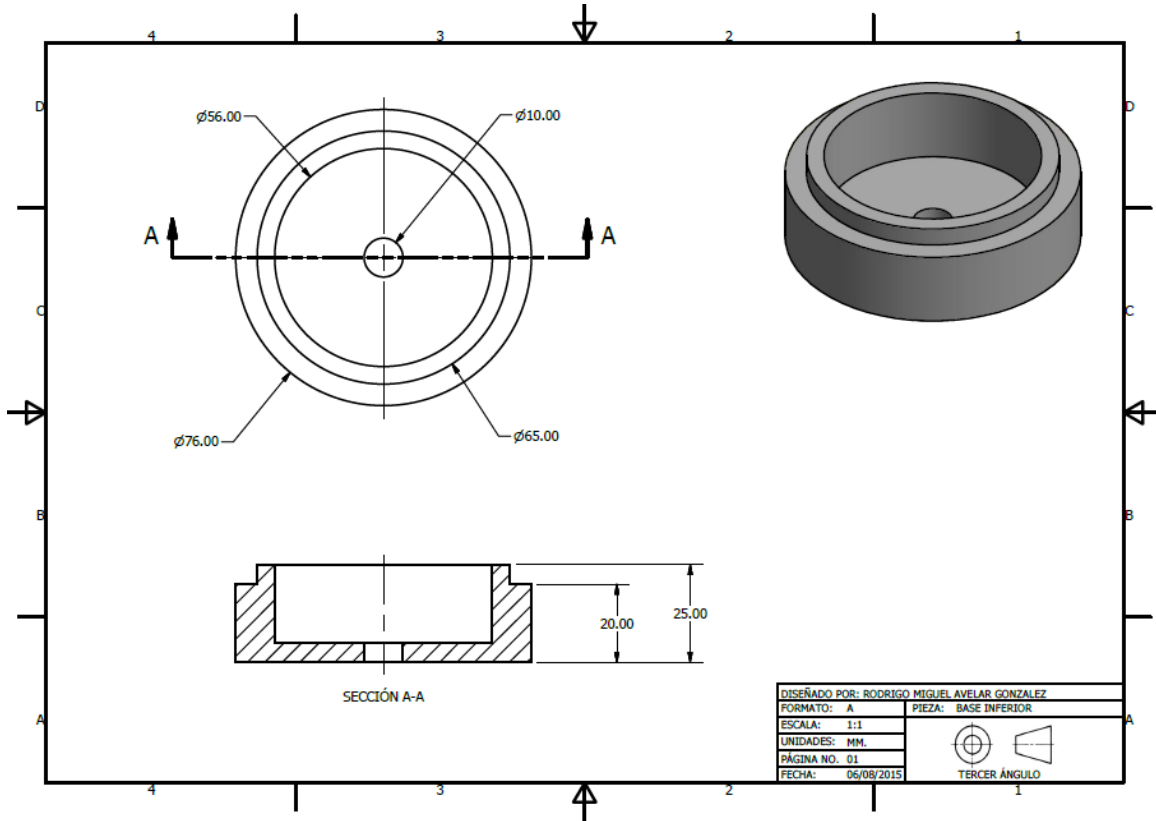
Nombre	Variable	Unidades	Resorte helicoidal T012-270-062
Diámetro interior de la espira	Do	mm	2.59
Diámetro de alambre	d	mm	0.30
Diámetro exterior de la espira (debe ser menor a 4 mm)	De	mm	3.19
Posición de carga	R	mm	270.00
Par máximo	T	Nmm	5.31
Tamaño eje recomendado	M	mm	1.57
Longitud pata (desde centro)	E	mm	9.52
Longitud del eje mínima	A	mm	3.53
Grados deflexión	Deg	grados	270.00

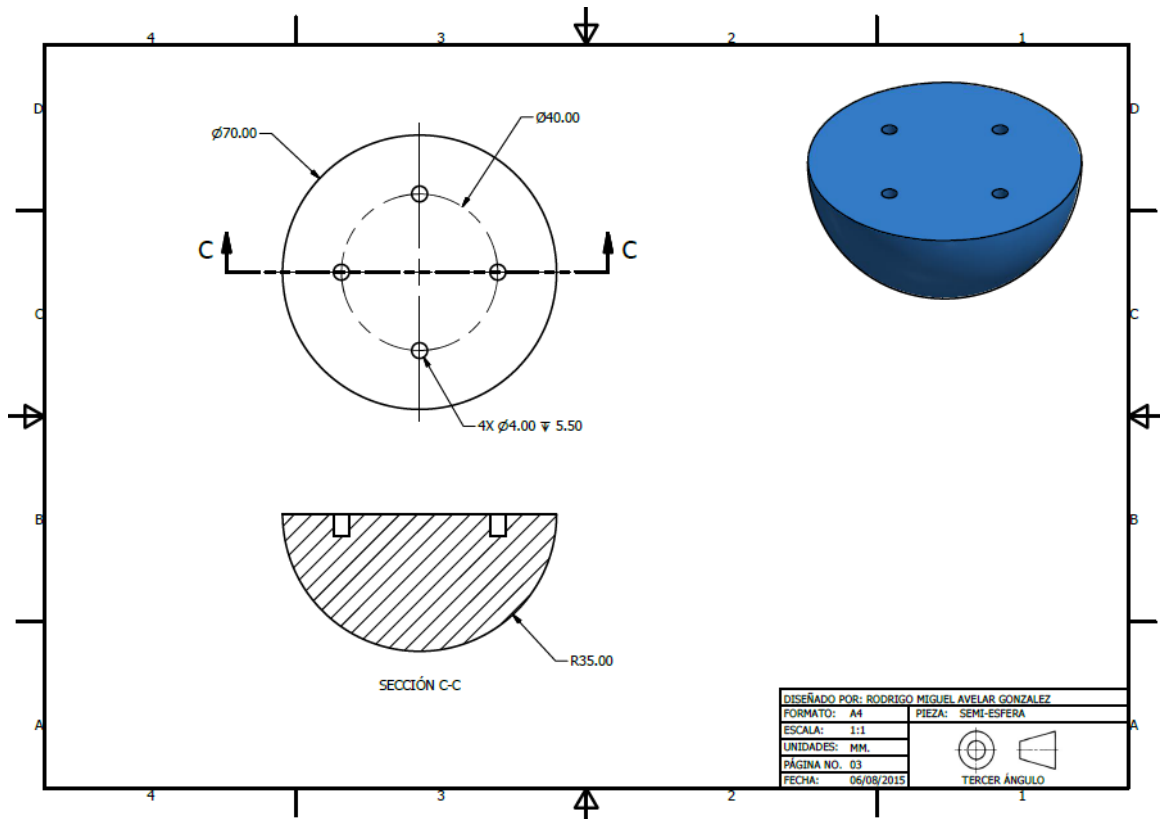
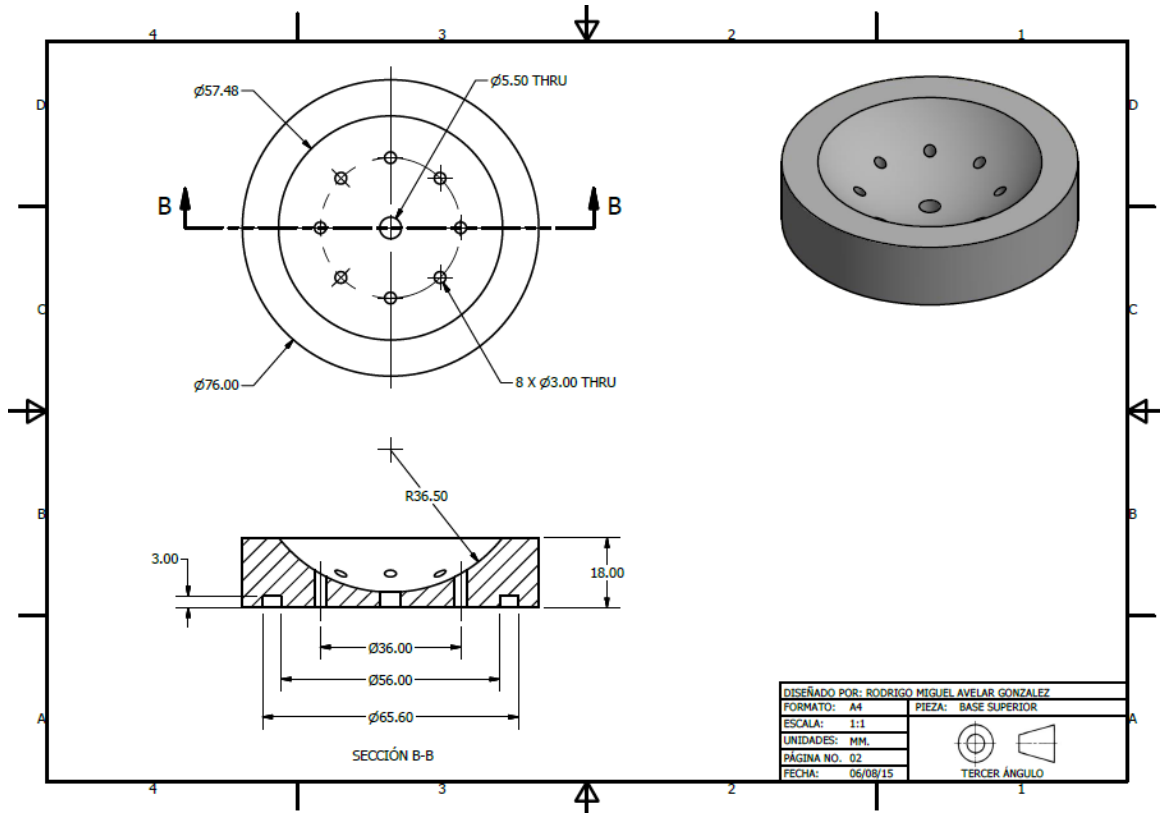
Ya que el funcionamiento del mecanismo afecta directamente la cantidad de energía suministrada por parte de los paneles solares, se empleara un sistema de redundancia en el cual se usan 2 resortes helicoidales tipo T012-270-062 por panel a modo de mitigar riesgos al momento de la operación del mecanismo en el espacio.

El cálculo de los distintos ambientes mecánicos debe recalcularse bajo estas condiciones. Es decir, empleando únicamente 2 resortes helicoidales tipo T012-270-062.

B. Subsistema ADCS

1. Planos de plataforma de pruebas





2. Programa para obtención de datos de IMU

```

#define BAUD 115200          //UM6 serial baud rate

#define REG_GYRO_PROC_X  0x61  //x - axis processed angular rate
#define REG_GYRO_PROC_y  0x62  //y - axis processed angular rate
#define REG_GYRO_PROC_z  0x63  //z - axis processed angular rate

#define DREG_EULER_PHI_THETA 0x70  // pitch/roll angle
#define REG_EULER_PSI    0x71  // Yaw angle

#define ANGLE_SCALE_FACTOR 0.0109863 //Covert euler data to degrees
#define GYRO_SCALE_FACTOR 0.0610352 //Convert gyro data to degrees per second

/*PT byte we're sending out...*/
#define PT_HAS_DATA    0x80  //10000000 (Has Data = 1: write operation)
#define PT_READ_ONLY   0x00  //00000000 (Has Data = 0; Is Batch = 0; Batch length = 0)

#define IMU Serial1

//-----
// METODOS PARA CONTROL DE LA IMU
//-----

//This void function makes a request for a packet from the IMU
void poll_UM7(byte Packet_Type, byte Address){
  //PUERTO.print("\nPolling the UM6...\n");

  //The checksum consists of the summation of all the bytes being sent out, and it is used to verify that the data coming in or going out is legitimate.
  byte checksum0 = 0, checksum1 = 0;
  unsigned int checksum = 0;

  checksum = 's' + 'n' + 'p' + (Packet_Type) + Address; //Serial Packet = 'snp' + paket type + address
  checksum1 = checksum >> 8; //save first byte of the checksum
  checksum0 = checksum & 0xFF; //save second byte of the checksum

  //Send packet to request a read operation
  IMU.write('s');
  IMU.write('n');
  IMU.write('p');
  IMU.write(Packet_Type);
  IMU.write(Address);
  IMU.write(checksum1);
  IMU.write(checksum0);

```

```

}

//This boolean function reads the incoming packet from the IMU and stores the data bytes.
//It returns 'true' if succesfull or 'false' if there was communications error.
boolean read_UM7_REG(byte Address, byte packetType,int &regData_1,int &regData_2){

  //PUERTO.print("Attempting to read IMU...\n");

  unsigned int temp = 0, chksum = 0;

  int data[4] = {0};

  unsigned long data_sum = 0;

  byte blank = 0, chksum1 = 0, chksum0 = 0;

  regData_1 = 0;
  regData_2 = 0;

  //If there's data in the serial temp register and we haven't finished retrieving data...
  if ((IMU.available())>0){
    temp = IMU.read();
    if ((temp == 's')){
      temp = IMU.read();
      if ((temp == 'n')){
        temp = IMU.read();
        if ((temp == 'p')) {
          temp = IMU.read();

          // Verify the PT byte in the response packet
          if (temp == (packetType & B11111101)){
            temp = IMU.read();
            if (temp == Address) {
              // Verify if the packet contains data (HasData bit set)
              if ((packetType & B10000000) != 0){
                //Save the incoming data bytes
                for (byte i = 0; i < 4; i++) {
                  data[i] = (IMU.read());
                  //PUERTO.print(data[i], BIN);
                  //PUERTO.println(",");
                  data_sum += data[i];
                }
              }
            }

            //Save the 2 cheksum bytes sent from UM6
            chksum1 = IMU.read();
            chksum0 = IMU.read();

```



```
//PUERTO.println("Data never arrived...");  
return false;  
} //end else  
else {  
    //PUERTO.println("Unexpected error.");  
    return false;  
}  
}
```

XI. ACRÓNIMOS

°C	Grado centígrado
1U	One Unit
ADCS	Attitude and Determination Control System
ATV	Automated Transfer Vehicle
BLDC	Brushless DC motor
Cal Poly	California Polytechnic State University
CAD	Computer-Aided Design
CAM	Computer-Aided Manufacturing
CDR	Critical Design Review
CDS	CubeSat Design Specifications
CNC	Control Numérico Computarizado
db	Decibel
FEA	Finite Element Analysis
g	Gramos/ Gravedad (aceleración)
HB	Brinell Hardness
HTV	H-II Transfer Vehicle
Hz	Hertz
J	Joules
Kg	Kilo gramos
MLI	Multi Layer Insulator
mm	Milímetros
N	Newtons
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PDR	Preliminary Design Review
PMMA	Polimetilmetacrilato
P-POD	Poly-Picosatellite Orbit Deployer
s	Segundos
STK	Systems Tool Kit
W	Watts
WBS	Work Breakdown Structure