

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Departamento de Ingeniería Mecánica
Facultad de Ingeniería



MicroSatélites: Diseño y construcción de un CanSat

Trabajo de graduación en modalidad de Megaproyecto presentado por:

Alejandro Gómez Cabrera

Carlos Alberto Lara Moir

para optar por el grado académico de Licenciados en Ingeniería Mecatrónica

María Sofía Gutiérrez Dufourq

Nikkos Papadopolo Filipovich

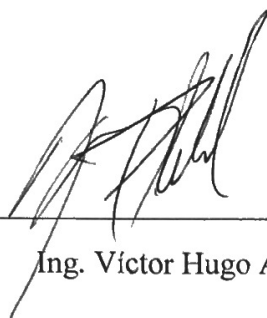
Rudolf Werner Apel Cabrera

para optar por el grado académico de Licenciados en Ingeniería Mecánica

Guatemala


2013

Director de Ingeniería Mecánica

(f) 

Ing. Víctor Hugo Ayerdi

Director de Ingeniería Mecatrónica

(f) 

Ing. Roberto Delgado Ruegg

Coordinador de Megaproyecto

(f) 

Ing. Víctor Hugo Ayerdi

Fecha de Aprobación: Guatemala, 27 noviembre de 2013

**MICROSATÉLITES: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN
CANSAT**

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
FACULTAD DE INGENIERÍA

MICROSATÉLITES: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN
CANSAT

Trabajo de graduación en modalidad de Megaproyecto presentado por:

Alejandro Gómez Cabrera

Carlos Alberto Lara Moir

para optar por el grado académico de Licenciados en Ingeniería Mecatrónica

María Sofía Gutiérrez Dufourq

Nikkos Papadopolo Filipovich

Rudolf Werner Apel Cabrera

para optar por el grado académico de Licenciados en Ingeniería Mecánica

Guatemala

2013

ÍNDICE

	Página
LISTA DE CUADROS	ix
LISTA DE GRÁFICOS	xii
LISTA DE FIGURAS	xiii
LISTA DE ANEXOS	xviii
RESUMEN	xix
I. INTRODUCCIÓN	1
II. OBJETIVOS	3
A. GENERAL.....	3
B. ESPECÍFICOS.....	3
III. JUSTIFICACIÓN	5
IV. MARCO TEÓRICO	6
A. ANNUAL CANSAT COMPETITION	6
B. CANSAT	8
C. CARGA ÚTIL	9
D. SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL, GPS.	12
E. SENSOR.....	12
F. PRESIÓN.....	13
G. SENSOR DE ALTITUD.....	13
H. SENSOR DE TEMPERATURA.....	14
I. BATERÍAS.....	14
1. Pilas alcalinas.	14
2. Baterías de NiMH.....	14
3. Baterías de NiCd.....	15

4.	Baterías LiFePO4.	15
5.	Baterías Li-ion.	15
J.	SISTEMAS DE COMUNICACIÓN RADIO FRECUENCIA (RF)	15
1.	Transmisor y receptor.	15
2.	Entorno.	16
3.	Líneas de vista	16
4.	Zona Fresnel.	16
V.	ANTECEDENTES	19
VI.	DELIMITACIÓN E IMPACTO DEL TEMA	22
VII.	METODOLOGÍA	23
A.	REQUERIMIENTOS DEL SISTEMA	23
1.	SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL	24
2.	SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DEL CANSAT	25
3.	SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT	26
4.	SISTEMA DE SENSORES	27
5.	SISTEMA DE ENERGÍA	28
6.	COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS	29
7.	SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES	30
B.	SELECCIÓN DE CONCEPTO	31
1.	SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL	31
2.	SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DE CANSAT.	43
3.	SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT.	48
4.	SISTEMA DE SENSORES Y ENERGÍA	57
5.	SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS	66
C.	DISEÑO ANÁLISIS Y CÁLCULOS	69

1.	SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL	69
2.	SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DE CANSAT	98
3.	SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT.	105
4.	SISTEMA DE SENSORES Y ENERGÍA.....	117
5.	SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS	123
D.	MANUFACTURA.....	128
1.	SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL	128
3.	SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DE CANSAT.	132
2.	SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT.	135
4.	SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES Y MANEJO DE DATOS	139
E.	EXPERIMENTOS Y PRUEBAS	142
1.	SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL	142
2.	SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DE CANSAT.	145
3.	SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT.	155
4.	SISTEMA DE SENSORES Y SISTEMA DE ENERGÍA.	159
5.	SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS.	163
VIII.	RESULTADOS	168
A.	SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL.....	168
B.	SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DEL CANSAT	170
C.	SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT.....	170
D.	SISTEMA DE SENSORES Y SISTEMA DE ENERGÍA	171
IX.	DISCUSIÓN DE RESULTADOS	179
X.	CONCLUSIONES	191
A.	SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL.....	191
B.	SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DE CANSAT	192

C.	SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT	192
D.	SISTEMA DE SENSORES Y SISTEMA DE ENERGÍA	193
E.	SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS	194
XI.	RECOMENDACIONES	195
A.	RECOMENDACIONES GENERALES	195
B.	RECOMENDACIONES SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL	196
C.	RECOMENDACIONES SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DEL CANSAT	197
D.	RECOMENDACIONES SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT	198
E.	RECOMENDACIONES SISTEMA DE SENSORES Y SISTEMA DE ENERGÍA	199
F.	SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS	200
XII.	BIBLIOGRAFÍA	201
XIII.	ANEXOS	206

LISTA DE CUADROS

	Página
Cuadro 1. Propiedades físicas materiales.....	10
Cuadro 2. Requerimientos del sistema	23
Cuadro 3. Requerimientos sistema mecánico y estructural	24
Cuadro 4. Requerimientos sistema de descenso para la estabilización del CanSat	25
Cuadro 5. Requerimientos sistema de descenso de la carga útil del CanSat.	26
Cuadro 6. Requerimientos sistema de sensores	27
Cuadro 7. Requerimientos sistema de energía.....	28
Cuadro 8. Requerimientos sistema de comunicación y manejo de datos.....	29
Cuadro 9. Requerimientos sistema de monitoreo de comunicaciones	30
Cuadro 10. Valores normalizados de factores - Geometría carga útil	33
Cuadro 11. Valores normalizados de factores - Sistema de protección del huevo	33
Cuadro 12. Valores ponderados - Geometría carga útil.....	42
Cuadro 13. Valores ponderados - Sistema de protección del huevo.....	42
Cuadro 14. Definición de factor “peso” y valores normalizados.....	45
Cuadro 15. Comparación entre conceptos	46
Cuadro 16. Selección final (Trade Study)	46
Cuadro 17. Criterios de decisión utilizados para el sistema de descenso de la carga útil.	49
Cuadro 18. Resumen de valores normalizados para los conceptos del sistema de descenso de la carga útil	57
Cuadro 19. GPS a comparar	58
Cuadro 20. Ponderación de variables según peso y valores de normalización para GPS.....	58
Cuadro 21. Valores finales de normalización GPS.....	59
Cuadro 22. Sensores de altitud a comparar.....	60
Cuadro 23. Ponderación de variables según peso y valores de normalización sensor altitud	60

Cuadro 24. Valores finales de normalización de sensor de altitud	61
Cuadro 25. Cámaras de video a comparar	62
Cuadro 26. Ponderación de variables según peso y valores de normalización para cámara de video	63
Cuadro 27. Valores finales de normalización de cámara de video	63
Cuadro 28. Baterías a comparar.....	64
Cuadro 29. Ponderación de variables según peso y valores de normalización para batería	65
Cuadro 30. Valores finales de normalización de batería	65
Cuadro 31. Factores de ponderación microcontrolador	66
Cuadro 32. Resultado “Trade Study” microcontrolador	66
Cuadro 33. Factores de ponderación antena	67
Cuadro 34. Resultado “Trade Study” antena	68
Cuadro 35. Factores de ponderación Buzzer	68
Cuadro 36. Resultado “Trade Study” Buzzer	68
Cuadro 37. Factores de ponderación XBee	69
Cuadro 38. Resultado “Trade Study” XBee	69
Cuadro 39. Elementos estructurales prototipo 1	76
Cuadro 40. Volumen disponible fluido de protección prototipo 1.....	77
Cuadro 41. Peso de elementos estructurales Prototipo 1 con volumen Oobleck aproximando huevo a esfera.....	78
Cuadro 42. Peso de elementos estructurales Prototipo 1 con volumen Oobleck aproximando huevo a promedio .78	
Cuadro 43. Comparación Policarbonato/Ertalón	81
Cuadro 44. Peso de elementos estructurales Prototipo 2	91
Cuadro 45. Peso de elementos estructurales Prototipo 2 con EPS.....	93
Cuadro 46. Comparación pesos elementos estructurales Prototipo 2 vs Prototipo 1	94
Cuadro 47. Resumen de medidas definidas para iniciar con el diseño	105
Cuadro 48. Resumen de valores comparativos para el coeficiente de arrastre	115

Cuadro 49. Resumen de características del polímero PLA de NatureWorks® (PLA4042D).....	116
Cuadro 50. Cuantificación de energía según componentes.	123
Cuadro 51. Resumen de potencia	123
Cuadro 52. Pesos reales prototipo 2.....	128
Cuadro 53. Comparativa de velocidades por ajuste en tamaño	132
Cuadro 54. Situaciones climáticas aleatorias para análisis de velocidad de descenso.....	133
Cuadro 55. Situaciones climáticas críticas para el paracaídas.	134
Cuadro 56. Dimensiones críticas para el cumplimiento de velocidad de descenso	134
Cuadro 57. Pruebas realizadas	143
Cuadro 58. Tiempos de descenso	147
Cuadro 59. Resultados de prueba por método básico (Prueba No.1).....	148
Cuadro 60. Datos obtenidos por Tracker (Prueba No.2a).....	150
Cuadro 61. Porcentaje de error por promedio de velocidades instantáneas (Prueba No.2a).....	151
Cuadro 62. Datos obtenidos por Tracker (Prueba No.2b).....	153
Cuadro 63. Porcentaje de error por promedio de velocidades instantáneas (Prueba No.2b).	154
Cuadro 64. Resumen de resultados de la prueba de operación a velocidades altas.	158
Cuadro 65. Pruebas GPS	159
Cuadro 66. Pruebas sensor de altitud y temperatura	160
Cuadro 67. Pruebas cámara de video	161
Cuadro 68. Pruebas sistema de energía	162
Cuadro 69. Pruebas software de vuelo.....	163
Cuadro 70. Pruebas realizadas para Módulo de Monitoreo de Comunicaciones	166
Cuadro 71. Pruebas realizadas para Módulo de Comunicación y Manejo de Datos.....	167
Cuadro 72. Resultados de pruebas de supervivencia con Oobleck	169
Cuadro 73. Resultados de prueba de supervivencia con EPS	169

LISTA DE GRÁFICOS

	Página
Gráfico 1. Valores ponderados - Geometría carga útil	43
Gráfico 2. Estudio de factores - Geometría compartimiento del huevo	43
Gráfico 3. Ecuación 18	103
Gráfico 4. Intervalos de transmisión CanSat	176
Gráfico 5. Altitud recopilada por GPS.....	177
Gráfico 6. Altitud recopilada por sensor.....	177
Gráfico 7. Temperatura del aire.....	178

LISTA DE FIGURAS

	Página
Figura 1. Ejemplo forma zona de Fresnel	16
Figura 2. Obstrucciones físicas superadas por altura de antena	17
Figura 3. Cuadro Diámetros Aproximados Zona Fresnel	17
Figura 4. Carga útil cilíndrica	33
Figura 5. Carga útil hemisférica	34
Figura 6. Carga útil elíptica	36
Figura 7. Carga útil esférica.....	37
Figura 8. Cilindro con fluido	38
Figura 9. Resortes	39
Figura 10. Plastilina.....	40
Figura 11. Vectores que forman el ángulo de oscilación de un paracaídas	44
Figura 12. Coeficiente de arrastre vs. número de Reynolds.	47
Figura 13. Ejemplo de nudo no deslizante.....	48
Figura 14. Componentes principales en primer prototipo.....	48
Figura 15.Principio de auto rotación.....	50
Figura 16. Ejemplo varilla telescópica	52
Figura 17. Ejemplo de estructura plegable.	53
Figura 18. Bosquejo de estructura que envuelve a la carga útil.....	55
Figura 19. Sensor GPS Venus638FLP.....	59
Figura 20. Antena GPS	60
Figura 21. Sensor de altitud y temperatura MPL3115A2.	62
Figura 22. Cámara de video HackHD 1080p.....	64
Figura 23. Batería Li-Ion 18500	65

Figura 24. Tipos de antenas evaluadas	67
Figura 25. Carga útil primer prototipo.....	70
Figura 26. Tapa superior carga útil Prototipo 1	71
Figura 27. Tapa inferior carga útil Prototipo 1	72
Figura 28. Cubierta carga útil Prototipo 1	73
Figura 29. Triángulo de separación Prototipo 1.....	73
Figura 30. Tornillos estructurales Prototipo 1	74
Figura 31. Compartimiento del huevo Prototipo 1	74
Figura 32. Contenedor Prototipo 1	75
Figura 33. Posición del huevo dentro del compartimiento del huevo	77
Figura 34. Cámara HD.....	79
Figura 35. Propuesta cámara debajo de compartimiento del huevo.....	80
Figura 36. Caja cámara HD	80
Figura 37. Colocación de servomotor en disco de contenedor	81
Figura 38. Carga útil segundo Prototipo.....	82
Figura 39. Tapa superior carga útil Prototipo 2 (Vista superior)	83
Figura 40. Tapa superior carga útil Prototipo 2 (Vista inferior)	83
Figura 41. Tapa inferior carga útil Prototipo 2	84
Figura 42. Cubierta carga útil Prototipo 2	85
Figura 43. Tornillos estructurales Prototipo 2	85
Figura 44. Compartimiento del huevo Prototipo 2 (Vista superior)	86
Figura 45. Compartimiento del huevo Prototipo 2 (Vista inferior)	87
Figura 46. Tapadera del compartimiento del huevo Prototipo 2 (Vista superior).....	87
Figura 47. Tapadera del compartimiento del huevo Prototipo 2 (Vista inferior).....	88
Figura 48. Cuerpo del compartimiento del huevo con rosca Prototipo 2.....	88

Figura 49. Tapadera del compartimiento del huevo con rosca Prototipo 2.....	89
Figura 50. Contenedor Prototipo 2 (Vista interior, corte lateral)	90
Figura 51. Esponja sistema de protección de huevo	92
Figura 52. Compartimiento del huevo con sistema de protección EPS (Corte).....	93
Figura 53. Representación CanSat.....	95
Figura 54. Fuerzas presentes en descenso de paracaídas	98
Figura 55. Dimensiones finales de diseño (sin ajustes)	101
Figura 56. Variación del coeficiente de arrastre con el aumento de largo de líneas.	104
Figura 57. Agujeros alrededor de compartimiento de paracaídas en <i>Container</i>	105
Figura 58. Diagrama de operación del sistema usado.....	106
Figura 59. Primer prototipo diseñado	107
Figura 60. Esquema de primera versión del método de sujeción de la membrana	108
Figura 61. Patrón de 54 agujeros realizado a los <i>Aerobrakes</i> para la colocación de las membranas.....	108
Figura 62. Resultado del sistema de sujeción de la membrana al <i>Aerobrake</i> (Resultado final)	109
Figura 63. Comparación primer prototipo vs. versión final.....	110
Figura 64. Refuerzo realizado a la membrana en zona de unión a la estructura	111
Figura 65. Detalle del área utilizada para el cálculo del arrastre. La medida aparece en milímetros ...	113
Figura 66. Coeficiente de arrastre de un disco circular delgado	113
Figura 67. Simulación del coeficiente de arrastre para un disco circular delgado, $C_d= 1.14$	114
Figura 68. Determinación por medio de CFD del coeficiente de arrastre para el sistema. $C_d=0.96$	115
Figura 69. Resultado de MES realizado con Autodesk Simulation Multiphysics.	117
Figura 70. Circuito divisor de voltaje	119
Figura 71. Diagrama de flujo software de vuelo.....	121
Figura 72. Diagrama de conexiones del sistema.....	122
Figura 73. Captura de pantalla Software X-CTU	124

Figura 74. Captura de pantalla interfaz gráfica.....	125
Figura 75. Diagrama de flujo del programa de comunicación y manejo de datos	126
Figura 76. Captura de pantalla archivo .CSV	127
Figura 77. Escuadra inferior	129
Figura 78. Escuadra superior	130
Figura 79. Tapas servo.....	131
Figura 80. Caja antena	131
Figura 81. Datos climáticos históricos para Burkett, TX (2012)	133
Figura 82. Muestra de la primera configuración del material de soporte utilizado.....	137
Figura 83. Muestra del patrón interno de llenado	138
Figura 84. Refuerzo realizado a la membrana en la zona de unión a la estructura	138
Figura 85. Modelo utilizado en las pruebas finales	139
Figura 86. Modelo 3D caja para antena	139
Figura 87. Impresión soporte caja para antena	140
Figura 88. Cajas utilizadas en antena.....	140
Figura 89. Fotografía de máquina ProtoMat S103.....	141
Figura 90. Placa maquinada.....	141
Figura 91. Circuito terminado ensamblado en CanSat.	142
Figura 92. Carga útil (izquierda) y contenedor (derecha).....	144
Figura 93. Configuración de CanSat completamente armado	145
Figura 94. Equipo utilizado para pruebas de funcionamiento.....	146
Figura 95. Análisis de video utilizando software Tracker	149
Figura 96. Gráfica tiempo vs. distancia (Prueba No.2a).....	151
Figura 97. Tiempo para alcanzar velocidad terminal (Prueba No.2a)	152
Figura 98. Gráfica tiempo vs. distancia (Prueba No.2b).....	154

Figura 99. Tiempo para alcanzar velocidad terminal (Prueba No.2b)	155
Figura 100. Imagen tomada del video donde se muestra una de las pruebas del sistema	156
Figura 101. Longitud pista aeropuerto Quetzaltenango	164
Figura 102. Experimento de distancia XBee	165
Figura 103. Prueba final placa impresa	165
Figura 104. Prueba de comando de transmisión	166
Figura 105. Estado en que se encontró el CanSat luego del lanzamiento.	171
Figura 106. Datos obtenidos al iniciar transmisión el día de lanzamiento.....	173
Figura 107. Datos obtenidos en base de lanzamiento en tierra, en estado de descenso	173
Figura 108. Placa receptora del cable de la antena	174
Figura 109. Captura pantalla de programa en funcionamiento durante lanzamiento.....	175
Figura 110. Tornillo estructural doblado luego del impacto.....	180
Figura 111. Carga útil luego del aterrizaje	181
Figura 112. Compartimiento del huevo post impacto.....	182
Figura 113. Evidencia Teoría 1	185
Figura 114 Daños en la parte superior de una paleta	186
Figura 115. Deformación experimentada en el pasador de la bisagra.	187

LISTA DE ANEXOS

Anexo 1. Datos estación meteorológica, Aeropuerto Internacional de Abilene (KABI)	206
Anexo 2. Comparativa de características para distintas formas de paracaídas.	208
Anexo 3. Datos climáticos del día de lanzamiento.	209
Anexo 4. Análisis de cuerpo en caída libre.....	210
Anexo 5. Diagrama esquemático del circuito impreso	211
Anexo 6. Código fuente - Sistema de monitoreo de comunicaciones.....	212
Anexo 7. Código del sistema de sensores	222
Anexo 8. Planos del modelo realizado.....	233

RESUMEN

El megaproyecto presentado a continuación es una simulación, la cual incluye su diseño y construcción, de una misión espacial utilizando un satélite de tamaño reducido denominado MicroSatélite o CanSat (abreviación de su nombre en inglés). Este proyecto se realizó basado en las reglas de la competencia “Annual CanSat Competition”, en la cual se inscribió el grupo. Principalmente, el sistema debía componerse de dos partes distintas (peso máximo de 700 gramos). La primera, serviría para proteger la carga útil y la segunda, la carga útil. Esta debía contar con un sistema capaz de realizar una transmisión de datos en tiempo real, medición de coordenadas, temperatura, altitud y una captura en video del descenso. Luego de haber delimitado nuestro proyecto, se inició con un proceso de diseño y pruebas, el cual tuvo una duración de 6 meses. Después, nos enfocamos en la integración de los sistemas, pruebas y correcciones a problemas menores que experimentamos.

El último paso consistió en el análisis de los resultados obtenidos en la competencia (puesto 14 de 22 que lanzaron). Tras el análisis se pudo observar ciertos problemas con la selección de la batería utilizada, así como una inestabilidad generada por parte de la distribución de peso del sistema. Además de ello, y con cierto grado mayor de importancia, logramos desarrollar ciertas recomendaciones para la elaboración de proyectos de este tipo. Entre estas podemos mencionar que es necesario priorizar la realización de pruebas, pues no es hasta que algo se prueba físicamente que se logra determinar si cumple, o no, con su función.

I. INTRODUCCIÓN

El megaproyecto presentado a continuación consiste en una simulación de una misión espacial con un satélite del tamaño de una lata denominado MicroSatélite o CanSat (abreviación de su nombre en inglés). Conforme el trabajo avance se encontrarán detalles mucho más específicos sobre el funcionamiento del MicroSatélite y de cada módulo creado para la elaboración del mismo.

Como megaproyecto se busca incentivar y dar el primer paso hacia el desarrollo de misiones espaciales en Guatemala, las aplicaciones que un CanSat pueden tener en nuestra sociedad son varias, desde el ámbito académico se puede motivar a universidades y colegios a realizar su propio CanSat para luego hacer una competencia en Guatemala por ejemplo. Actualmente el MicroSatélite realizado es capaz de leer y transmitir altitud, temperatura y su posición satelital. Datos que pueden ser útiles para los pronósticos del clima realizados por el Insivumeh.

Como equipo se tomó la crucial decisión de participar en una competencia a nivel mundial de CanSat, todo empezó en la planificación inicial, cuando el proyecto era una lluvia de ideas con expectativas tanto altas como bajas para nuestro MicroSatélite. Como no se lograba llegar a un acuerdo sobre qué sería realista de construir se aplicó a la competencia con la idea de obtener lineamientos y retos claramente definidos para crear un prototipo Guatemalteco. Conforme se avanzó en el proyecto en los primeros meses se decidió participar formalmente en la competencia, convirtiéndonos así en el primer equipo centroamericano en participar en la “Annual CanSat Competition”.

Nuestra misión a ejecutar se explicará a detalle más adelante, por ahora en manera de introducción, el MicroSatélite se lanzó a 700 metros de altura y durante su descenso se controló su velocidad en dos etapas mientras que se transmitían a tierra datos como altitud y temperatura. Para lograr lanzar el CanSat se pasaron una serie de pruebas para las cuales había que cumplir con ciertos criterios de diseño.

Para el diseño y construcción del CanSat de la Universidad del Valle de Guatemala se dividió el trabajo en cinco módulos (uno para cada integrante del equipo). Además se asignó el cargo de gerente de proyecto a un miembro del equipo. El gerente de proyecto tuvo como tarea organizar la integración del trabajo de los cinco módulos individuales, a la vez de encargarse de algunos aspectos administrativos como la calendarización del proyecto, el manejo del presupuesto, la logística para el transporte del CanSat al lugar de la competencia y la verificación del cumplimiento de los requerimientos dados en la guía de la competición.

Los módulos de diseño y construcción antes indicados fueron: Sistema Mecánico y Estructural, Sistema de Descenso para Estabilización de CanSat, Sistema de Descenso de Carga Útil del CanSat, Sistema de Sensores y Sistema de Energía, Comunicación y Manejo de Datos y Sistema de Monitoreo de Comunicaciones. El encargado del Sistema Mecánico y Estructural debía diseñar, como su nombre lo indica, la estructura y que la misma cumpliera con los requisitos de tamaño y peso, así como también velar porque todos los subsistemas tuvieran espacio para ser acoplados al CanSat en sí. El Sistema de Descenso para la Estabilización del CanSat se diseñó para que este proporcionara un descenso balanceado desde la salida del CanSat del cohete hasta una altura determinada que sería el punto inicial para el módulo Sistema de Descenso de Carga Útil del CanSat. Este último módulo, debía encargarse de proporcionar una razón de descenso suficientemente baja para proteger a la carga útil a la hora del aterrizaje. El módulo de Energía y Sensores fue diseñado proporcionar la potencia eléctrica a todos los componentes que la necesitaran, así como también de tomar los datos necesarios (presión, temperatura, coordenadas geográficas, etc.) por medio de sensores para cumplir con la misión propuesta. Los módulos de Comunicación fueron proyectados para enviar la información (este módulo se encontraba dentro del CanSat) así como también de recibir la información (estación en tierra).

Aparte de los roles anteriormente mencionados, se tuvo el apoyo de un mentor, asignado por los organizadores de la competencia, al cual se le podía consultar sobre aspectos técnicos con respecto a la competencia; así como la asesoría del Director de Departamento de Ingeniería Mecánica como *faculty advisor*.

El diseño final consta de un MicroSatélite con dimensiones mayores a una lata estándar con un paracaídas diseñado específicamente para sus dimensiones y peso. Un sistema de descenso de alerones construido con plástico PLA con un diseño único. Un microcontrolador configurado para obtener datos de los sensores y enviarlos por medio de un módulo XBEE para transmisión de datos en tiempo real. Todo esto empaquetado dentro de un contenedor resistente y con peso menor a 710gr.

II. OBJETIVOS

A. GENERAL

El objetivo principal del megaproyecto es simular una misión espacial en la cual se lanzará un MicroSatélite a una altura aproximada de 700 metros. El MicroSatélite tiene que recopilar datos y enviarlos a tierra durante su vuelo, tiene que caer a una velocidad controlada y un huevo debe viajar dentro de él, sin romperse durante el vuelo. Los datos recibidos en tierra tienen que ser procesados y graficados en tiempo real.

B. ESPECÍFICOS

1. Limitar la masa total del MicroSatélite a 700 gr, ± 10 gr, para cumplir el requisito de la competencia.
2. Desarrollar una estructura que sea capaz de adaptarse al espacio del cohete que tiene 130mm de diámetro y 250 mm de altura.
3. Evitar bordes afilados y no utilizar el interior del cohete para guardar partes.
4. Diseñar el sistema de forma que proteja los elementos electrónicos del ambiente.
5. Configurar el sistema de tal forma que la estructura sobreviva 10g's de aceleración y 30 g's de fuerza de impacto.
6. Fijar los circuitos electrónicos para evitar todo tipo de movimiento.
7. Mantener un huevo de gallina sin romperse durante todo el vuelo y aterrizaje.
8. Alcanzar una velocidad terminal en caída de veinte metros por segundo en la primera fase de descenso (estabilización).
9. Diseñar el sistema de descenso de estabilización para evitar el planeo y auto-rotación del CanSat en sí.
10. Evitar el uso del cohete (en cualquier forma) como mecanismo para desplegar el sistema de descenso de estabilización.
11. Evitar el uso de pirotécnicos o dispositivos inflamables para el despliegue del sistema de descenso de estabilización.
12. Configurar el sistema de estabilización de tal forma que su despliegue ocurra justo después de la separación de la carga útil y su contenedor.
13. Desarrollar el sistema de descenso de carga útil del CanSat con un peso no mayor de 150 gramos.
14. Diseñar el sistema de descenso de carga útil de tal forma que reduzca la tasa de descenso por debajo de 10 m/s.
15. Configurar el sistema de descenso de carga útil de tal forma que su despliegue ocurra justo después de la separación de la carga útil y su contenedor.

16. Obtener y manejar datos (GPS, altitud y temperatura) necesarios de la misión para su transmisión.
17. Suministrar la energía suficiente para mantener operando el sistema por al menos 3 horas.
18. Determinar y elegir los componentes óptimos que cumplan con los requisitos definidos por la competencia.
19. Seleccionar el circuito óptimo para la medición de voltaje de la batería.
20. Generar una cadena de datos separados por una coma para su transmisión a la estación en base de lanzamiento.
21. Calcular el consumo general de energía de todo el sistema para la elección de la batería adecuada.
22. Realizar un algoritmo de análisis según el cambio de altitud en el sistema para la toma de decisiones.
23. Comunicar el MicroSatélite con la base en tierra exitosamente por medio de módulos electrónicos de comunicación.
24. Garantizar la transmisión de datos correctos.
25. Decodificar y graficar en tiempo real los datos recibidos en tierra, para facilitar su interpretación y análisis.
26. Diseñar y construir una antena en tierra que cumpla en función y con los requisitos impuestos por la competencia.
27. Asegurar conexión entre módulos de comunicación.
28. Almacenar en tierra todos los datos necesarios transmitidos por el MicroSatélite.
29. Proporcionar una interfaz gráfica sencilla y entendible para cualquier usuario.
30. Programar funciones defensivas en tierra para cualquier posible error durante el vuelo.

III. JUSTIFICACIÓN

La realización de un proyecto de este tipo nace con el propósito de ayudar con el desarrollo tecnológico del país e impulsar el área de investigaciones científicas. Fue por esto que, luego de oír las recomendaciones de algunas personas, se logró encontrar un proyecto. El cual es típicamente utilizado por las universidades a lo largo de todo el mundo para introducir a sus alumnos al campo de la ciencia aeroespacial.

Este consiste en una simulación a menor escala de una misión espacial. Siendo más específico, se trata de la elaboración de un satélite de tamaño reducido. Con él se pretende iniciar a los estudiantes en el proceso que conlleva la realización del mismo. Dentro de este proceso se incluye varias de las etapas que se realizan en la actualidad para misiones más grandes, permitiendo a quienes realizan este tipo de proyectos, desarrollar sistemas exigentes, manteniéndose dentro de un límite de presupuesto y tiempo. Tal y como sucede en las misiones a gran escala. Sin embargo, estos no son los únicos incentivos con los que se cuenta.

Además del desarrollo de tecnología a nivel nacional, el proyecto está pensado específicamente como un paso inicial para lograr desarrollar una plataforma de bajo costo (en comparación con las tecnologías utilizadas actualmente) que permita su aplicación en distintas áreas prácticas. Sistemas similares al que se realizará pueden servir para aplicaciones entre las cuales se puede mencionar: meteorología, catastro, topografía o incluso ayudar en sistemas de comunicación en áreas lejanas.

IV. MARCO TEÓRICO

A. ANNUAL CANSAT COMPETITION

La competencia en la que se decidió participar es la *Annual Cansat Competition*, que se lleva a cabo en Texas, Estados Unidos de América. Esta competencia es organizada por la *American Astronautical Society (AAS)* y la *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)* y patrocinada por el *Naval Research Laboratory, NASA*, específicamente el *Goddard Space Flight Center Jet Propulsion Laboratory, Ball Aerospace & Technologies Corp, Praxis Inc.* y *Kratos Integral Systems International*. Actualmente existen varias competencias del mismo tipo en varios lugares del mundo, sin embargo esta ha sido organizada ya por varios años, siendo una de las más importantes y reconocidas en Estados Unidos. En ella pueden participar universidades de cualquier parte del mundo sin restricción alguna. Los equipos deben seguir la guía de la competencia donde se listan los requerimientos del sistema que les dará las pautas para diseñar el CanSat. El proceso lleva un tiempo aproximado de ocho meses que termina con el lanzamiento del sistema propuesto para la obtención de resultados.

Si bien existen competencias similares para otros campos de la ingeniería como robots, aviones de radio control, vehículos de carreras, etc., la mayoría de las competiciones relacionadas con el espacio son concursos de diseño en papel. Este concurso contempla la vida real de cualquier proyecto aeroespacial, desde un diseño conceptual, la integración y pruebas, el lanzamiento del sistema, el análisis de información hasta una presentación de resultados.

La misión del presente año buscaba simular la entrega de una carga útil a la superficie de un planeta con atmósfera. El sistema del CanSat estaría compuesto por dos componentes principales, la carga útil que contiene componentes electrónicos para comunicación con la tierra y un huevo de gallina, y el contenedor de entrada, que protegería a la carga útil en el lanzamiento, el despliegue y una parte de la reentrada/descenso. (Annual CanSat Competition, 2012)

El término CanSat, mencionado anteriormente, proviene de la combinación abreviada de dos palabras en inglés: *Can* (lata en español) y *Sat* de *Satellite* (satélite en español). Una traducción burda sería “satélite dentro de una lata”.

Un CanSat simula a un satélite real, integrado en volumen y forma en una lata de un refresco regular. El reto para el que lo diseñe y fabrique es adaptar todos los subsistemas principales que se encuentran en un satélite, como la energía y las comunicaciones, dentro de una lata de refresco. Normalmente el lanzamiento se hace por medio de un cohete o un globo y luego el CanSat tiene que cumplir con objetivos de una misión determinada por los organizadores. (European Space Association, 2013)

Entre los tipos de CanSat (o misión a realizar) están el de Telemetría, donde su objetivo básico es enviar información del vuelo a la estación terrena; el de Regreso Controlado, donde el objetivo es que el CanSat regrese a un punto determinado utilizando rotores o paracaídas/planeadores; y por último la Clase Abierta en la que se pueden combinar distintos tipos de misiones.

Los componentes básicos de un CanSat son la batería, que proporciona la potencia eléctrica para todos los componentes electrónicos y electromecánicos, y el microprocesador que se encarga de recibir las señales de los sensores, procesarlas y luego actuar según se programó. Dependiendo de la misión, el resto de componentes pueden ser sensores como barómetros, termómetros, acelerómetros, receptores GPS, cámaras, módulos de comunicación, antenas, etc.

Las restricciones usuales, variando según los reglamentos y objetivos de la competencia, para el diseño de un CanSat son: el tamaño, el peso, que depende parcialmente del método que se utilizara para lanzarlo a la altura deseada, el costo, la compatibilidad con el método de lanzamiento y la utilización de algún tipo de sistema de recuperación como un paracaídas. Otra medida muy importante que se aplica en la mayoría de competencias es que el CanSat no puede utilizar componentes explosivos, detonadores pirotécnicos y materiales inflamables. Todos los materiales utilizados deben ser seguros para el personal, los equipos y el medio ambiente. (CanSats in Europe, 2013)

El siguiente paso a un CanSat, en magnitud, complejidad y tamaño es el CubeSat. Estos son MicroSatélites de dimensiones estandarizadas (cubos de 10 cm por lado, con un peso máximo de 1 kg), que se activan mediante estaciones terrestres aficionadas. Ofrecen una experiencia práctica a los estudiantes de ingeniería aeroespacial en el diseño, desarrollo, prueba y operación, de un sistema de nave espacial con su segmento en tierra. Los CubeSats son colocados en sistemas especiales de despliegue montados en la carga útil de un cohete espacial. Estos se desplegarán en la órbita baja de la Tierra y se espera que operaren en órbita durante un máximo de cuatro años con una pequeña estación en tierra en su respectiva universidad. (European Space Association, 2013)

El proyecto se basó en el proceso de diseño utilizado por el gobierno de los Estados Unidos de América (*U.S. Government Design Review*), y por consiguiente utilizado por el departamento de Ingeniería de la NASA para las misiones espaciales. Este fue un requerimiento inicial de la competencia donde se participó.

Según este proceso, toda misión espacial consta de cuatro etapas básicas: la exploración de conceptos, donde se inicia la fase de estudio que resulta en la definición de la misión y sus componentes necesarios; la etapa de desarrollo detallado, es decir la fase formal de diseño, donde se define detalladamente los componentes del sistema así como el inicio de desarrollo de hardware y software; la etapa de producción y despliegue (lanzamiento), y por último la etapa de operación que se lleva a cabo día a día, hasta que el satélite se pone fuera de uso. En la etapa inicial se lleva a cabo una parte importante del proyecto: el análisis de la

misión y su diseño (*The Space Mission Analysis and Design Process (SMAD)*). Esta primera etapa conlleva cuatro pasos básicos. El primero es la definición de objetivos, donde se define qué se va a hacer y con qué limitantes. También se comienzan a estimar los requerimientos generales del sistema. El segundo paso es la caracterización de la misión. Aquí se definen conceptos de misión alternativos, arquitecturas de misión alternativas, la identificación de controladores del sistema y por último la caracterización casi definitiva de conceptos y arquitecturas. Cuando se refiere a un concepto, se detalla una posible parte para un sistema. Por ejemplo, dos diferentes conceptos respecto a paracaídas fueran, uno hemisférico y otro cruciforme. El termino arquitectura en un proceso de diseño se refiere a un conjunto de conceptos que forman un sistema completo. El tercer paso en la etapa inicial de un proyecto espacial es la evaluación de la misión, donde se analizan requerimientos críticos, se evalúa la utilidad de la misión y se define el enunciado de la misión (*Misión Statement*). Como último paso se definen los requerimientos del sistema, que serán permanentes para el diseño y se designa cada uno de estos a una parte definida del sistema. (Larson & Wertz, 1999)

Conforme el proceso de diseño avanza, se deben realizar determinadas revisiones para corroborar el progreso y entendimiento del proyecto. La primera revisión que se realiza es el *Mission Concept Review (MCR)* que examina las necesidades de la misión, los objetivos y los posibles conceptos que cumplan con esos objetivos. Luego se hace un *System Requirements Review (SRR)*, donde se revisan los requerimientos del sistema y se planea como se cumplirán estos. Como paso siguiente se hace el *Mission Definition Review (MDR)*, donde se analizan las diferentes arquitecturas de sistema y donde se definen preliminarmente los conceptos posibles y conformes con los recursos disponibles. Después de esto se realiza el *Preliminary Design Review (PDR)* que comprueba que el diseño preliminar cumple con los requisitos, limitaciones de costo y tiempo e interfaces entre subsistemas. Una herramienta comúnmente utilizada son los *Trade Studies*, que ayudan con la selección de distintos conceptos. En general lo que se busca con el *PDR*, es demostrar que el diseño preliminar cuenta con la madurez y progreso suficiente para pasar a la siguiente etapa que es el diseño detallado. Luego de este se realiza el *Critical Design Review (CDR)* que demuestra que el proyecto puede proceder a la manufactura, ensamblaje, integración y pruebas. Como paso siguiente se pueden realizar otras revisiones si aplican. (National Aeronautics and Space Administration, 2007)

B. CANSAT

La misión del 2013 simulaba entregar una carga útil en la superficie de un planeta que se asume con atmósfera. Como se mencionaba anteriormente, el sistema general del CanSat está conformado por dos componentes principales: una carga útil y un contenedor que protege la carga útil durante el lanzamiento, la separación del cohete y el aterrizaje.

Una vez el sistema desplegado de contenedor/carga útil llega a una altitud determinada, la carga útil se libera del contenedor para descender y aterrizar en tierra de forma segura manteniendo todo el contenido de la carga útil intacto.

Todas las operaciones de la misión deben de ser autónomas. El despliegue cerca del apogeo debe ocurrir a una altura aproximada de 670 metros. Luego del despliegue del cohete, el contenedor junto con la carga útil deben descender a una velocidad aproximada de 20 metros por segundo utilizando un control de descenso pasivo. A una altura de aproximadamente 400 metros, la carga útil se debe liberar del contenedor y descender bajo su propio control a un aterrizaje seguro, manteniendo el huevo intacto. Este aterrizaje se debe lograr sin utilizar paracaídas o cualquier artefacto similar para reducir su velocidad. (Annual CanSat Competition, 2012)

C. CARGA ÚTIL

La carga útil contiene componentes electrónicos para comunicación con la tierra y un huevo de gallina. Los componentes electrónicos utilizados en este proyecto son: un GPS, un sensor de altitud, un sensor de temperatura, una cámara de video, un microprocesador, una antena y una batería. La función de la carga útil es ser la base de estos elementos para poder tomar las mediciones necesarias con la frecuencia determinada por la competencia. Además, debe poder mantener intacto al huevo de todas las fuerzas que se vean aplicadas durante varias etapas de la misión. Las principales partes de la misión que podrían causar que el huevo se rompiera serían el lanzamiento, el despliegue del CanSat del cohete y el aterrizaje.

Para la carga útil se debían utilizar los materiales ideales que soportaran todos los esfuerzos a los que estarían sometidos pero que fueran de bajo peso por el requerimiento principal de la competencia que es el peso del CanSat.

Se consideraron varios materiales dentro de los que se utilizaron para el diseño del CanSat los siguientes: policarbonato, polimetilmetacrilato (PMMA), acero, acrilonitrilo butadieno estireno (ABS), ertalón, políácido láctico (PLA), poliestireno expandido (EPS).

A continuación se especifican las características físicas de cada uno de los materiales. Las propiedades que se definen son aquellas que eran indispensables para llevar a cabo el proyecto. (MatWeb, 2013)

Cuadro 1. Propiedades físicas materiales

Propiedad	Densidad ($\frac{g}{cm^3}$)	Módulo de elasticidad (GPa)	Límite elástico (MPa)	Esfuerzo último a la tensión (MPa)
Policarbonato	1.200	1.188	7.850	1.060
Polimetilmetacrilato (PMMA)	1.188	2.740	48.900	79.800
Acero	7.850	210.000	207.000	345.000
Acrilonitrilo Butadieno Estireno (ABS)	1.060	2.890	40.330	40.000
Ertalón	1.140	1.400	61.400	45.000
Poliácido Láctico (PLA)	1.021	1.200	43.400	2.800
Poliestireno Expandido (EPS)	0.015	3.300	2.800	60.000

Para el diseño de la carga útil también fue necesario analizar la utilización de un fluido conocido como Oobleck, el cual consta de una mezcla de harina de maíz y agua. Este se eligió ya que entra en la categoría de fluidos no newtonianos. Los fluidos no newtonianos son parte de un grupo de materiales conocidos como “materiales inteligentes”, que cambian sus propiedades en reacción a los estímulos externos. Cuando se aplica una fuerza a estos fluidos, se rigidiza (actuando casi como un sólido), absorbiendo el impacto de la fuerza aplicada. Cuando la fuerza deja de ser aplicada o se retira, el fluido regresa a su estado líquido. (Mott, 2006)

En fluidos como el agua, el alcohol y otros líquidos, la magnitud del esfuerzo cortante es directamente proporcional al cambio de velocidad entre las posiciones diferentes del fluido. Esto se debe a que su velocidad dinámica es extremadamente pequeña, del orden de $0.0018 \cdot 10^{-3} \frac{kg}{m \cdot s}$. El cambio de velocidad en un fluido se puede ejemplificar como una capa delgada de fluido entre dos superficies o placas paralelas infinitamente grandes, una de las cuales es estacionaria y la otra está en movimiento. El fluido que esté en contacto con la superficie estacionaria, tiene la misma velocidad que esta y la parte de fluido en contacto con la superficie en movimiento tiene la misma velocidad que esta superficie. La diferencia de velocidades entonces es definida como el gradiente de velocidad o la tasa de cambio de la velocidad según a posición del fluido y es lineal (Mott, 2006). Por esta razón, el esfuerzo cortante en el fluido se puede expresar mediante la relación

lineal: $\tau = \mu \frac{du}{dy}$, donde μ es la constante de proporcional definida como viscosidad dinámica y $\frac{du}{dy}$ es el gradiente de velocidad. (Mott, 2006)

Un fluido es newtoniano si se comporta o se rige según la ecuación del esfuerzo cortante de un fluido definida anteriormente. En este caso la viscosidad dinámica μ es función solamente de la condición del fluido, la magnitud del gradiente $\frac{du}{dy}$ no afecta la magnitud de la viscosidad dinámica μ . Algunos fluidos clasificados como newtonianos son el agua, aceite, glicerina, alcohol, gasolina, keroseno y benceno. Por el otro lado, un fluido no newtoniano es aquel que depende tanto de la condición del fluido como del gradiente de velocidad del mismo. (Mott, 2006)

El esfuerzo cortante es la fuerza requerida para que una unidad de área de una sustancia se deslice sobre otra unidad de área de la misma distancia. La diferencia principal entre un sólido y un fluido viscoso es que el esfuerzo de corte en un material sólido es proporcional a la deformación de corte, y el material deja de deformarse cuando se encuentra un equilibrio, mientras que en un fluido viscoso, el esfuerzo cortante es proporcional a la razón de deformación. En un fluido estos esfuerzos ocurren debido a que un fluido en movimiento tiene capas que se mueven a diferentes velocidades, lo que crea que haya una fuerza paralela entre las distintas capas. El factor de proporcionalidad para un sólido es el módulo de elasticidad, mientras que para un fluido el factor de proporcionalidad es la viscosidad dinámica (o absoluta) del fluido. (Mott, 2006)

Debido a las propiedades de estos materiales, se pueden obtener varias ventajas al utilizarlos en el sistema de protección del huevo. Cuando el CanSat sea expulsado del cohete, así como cuando aterrice, parte de la fuerza que se aplicará al mismo, será absorbida por el Oobleck. La mayor parte de la energía absorbida por el impacto se utiliza para endurecer el fluido, como se mencionó anteriormente, así que la energía restante que se transmite al huevo es una cantidad mínima. Cuando se aplique la fuerza de impacto al CanSat en el momento de la expulsión, o a la carga útil en el momento del aterrizaje, el Oobleck se endurecerá y evitará que el huevo se mueva dentro del compartimiento. Esto permitirá que la fuerza que se transmita al huevo se distribuya en toda su superficie, evitando que se rompa. La prevención del movimiento del huevo dentro del compartimiento también evitará que pueda colisionar con las paredes del compartimiento del huevo, ya que además de que se pueda transmitir mayor porcentaje del impacto al huevo, el mismo impacto con las paredes puede causar que se rompa. Cuando el Oobleck se endurece, mantiene el huevo en una posición fija. Esto es una característica muy importante ya que lo ideal es que el huevo mantenga una posición vertical durante el vuelo. Esto se debe a que la mayor parte del impacto se transmitirá desde la parte inferior del CanSat, por lo que es necesario que la parte más fuerte del huevo esté direccionada en esta orientación. La parte más fuerte del huevo es en la punta más pequeña y al estar esta direccionada a la parte inferior del CanSat, disminuye en gran proporción las posibilidades de que se rompa debido a un cambio en su posición. (Lucibella, 2012)

D. SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL, GPS.

GPS significa, por sus siglas en inglés Global Positioning System, es decir sistema de posicionamiento global. Es un sistema de orientación y navegación basado en la recepción y procesamiento de la información emitida por una constelación de 24 satélites orbitando a unos 20,000 km. Esta constelación está diseñada de tal forma que forme una red alrededor de la tierra. Cada satélite da dos vueltas en el día, una cada doce horas. (Club de la Mar, 2001)

Cada satélite perteneciente a la constelación está emitiendo dos códigos continuamente, por medio de señales de radio, estos códigos están en formato digital. Uno de los códigos está reservado exclusivamente para uso militar y el otro código es para uso civil. El código para uso civil transmite dos series de datos únicos por cada satélite: almanaque y efemérides, estos informan sobre el estado operativo del satélite, su situación de órbita, hora y fecha. Cuando se logran captar señales de por lo menos tres satélites, por medio de triangulación se determina la posición que se ocupa sobre la superficie de la tierra, utilizando el valor de las coordenadas de latitud y longitud. Cuando se logra captar cuatro o más señales, se logrará determinar la altura sobre el nivel del mar. (Club de la Mar, 2001)

Cada señal emitida está compuesta por dos frecuencias portadoras. Una es de 1,575.42 MHz y la otra 1,227.60 MHz. La última mencionada es utilizada únicamente para códigos militares y la primera para códigos civiles. (El-Rabbany, 2002)

El GPS es el sistema de navegación más sencillo y preciso disponible en la actualidad. Las señales emitidas por los satélites son capaces de traspasar el cristal y el plástico, más sin embargo no son capaces de pasar a través de montañas, edificios, superficies metálicas o estructuras similares. (Club de la Mar, 2001)

E. SENSOR

Se le llama sensor al instrumento que produce una señal, usualmente esta señal es de tipo eléctrico. La señal producida refleja el valor de una propiedad. Un sensor no altera la propiedad censada. Todos los sensores deben de ser especificados a un punto tal que aseguren la operación del proceso. Entre las características básicas a considerar para un sensor están: (Lopez & Vizcay, 2005)

- Exactitud: cuán cerca está la lectura de la salida de la variable que se mide.
- Precisión: describe la carencia de errores aleatorios en un instrumento.
- Tolerancia: se relaciona con la exactitud y define el error máximo que se puede esperar para un valor.
- Rango: valor mínimo y máximo de una cantidad para la que un instrumento está diseñado a medir.
- Umbral: cantidad a partir del cero, antes de que el cambio sea detectado y reportado por el instrumento.

- Sensibilidad: medida en la que cambia la salida del instrumento, debido a los cambios en la variable de entrada.
- Linealidad: forma en que la salida corresponde en proporción a la entrada.
- Resolución: el cambio más pequeño en la entrada que produce un cambio en la salida. (Reina, 2012)

F. PRESIÓN

La presión es una fuerza que se ejerce sobre un área determinada y se mide en unidades de fuerza por unidades de área. Esta fuerza, al ser aplicada, produce una deflexión, una distorsión o un cambio de volumen o dimensión. La unidad internacional de presión es el Pascal (Pa), el cual caracteriza una presión uniforme que actúa sobre un área de un metro cuadrado y crea sobre esta una fuerza perpendicular de 1 Newton. (Lopez & Vizcay, 2005)

Tipos de presiones:

- Presión absoluta: se mide a partir de la presión cero de un vacío absoluto.
- Presión atmosférica: presión que ejerce la atmosfera que rodea la tierra (barométrica) sobre todos los objetos que se hallan en contacto con ella.
- Presión relativa: mayor a la presión atmosférica, medida con referencia a la presión atmosférica, mejor conocida como presión relativa o positiva.
- Presión diferencial: diferencia entre dos presiones. (Reina, 2012)

G. SENSOR DE ALTITUD

Un sensor de altitud es realizado por medio de un sensor de presión barométrica, el cual mide la presión atmosférica. La presión atmosférica varía debido a cambios en el clima y la altitud. A mayores elevaciones, el aire es menos denso por lo que se tiene menos presión. Estos sensores pueden tener una resolución de menos de 1 metro, lo cual los hace significativamente mejores para medir altitud al compararlos con un GPS el cual tendrá alrededor de unos 20 metros de resolución. (Booster, 2002)

Por medio de la variación en la presión, existe una fórmula para el cálculo de la altitud, esta se muestra en la *Ecuación 1: Calculo de altitud según presión*. A continuación.

Ecuación 1: Calculo de altitud según presión.

$$h = 44330.77 \left(1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{0.1902632} \right)$$

p_0 : presión a nivel del mar (101326 Pa)

p : presión medida

h: altitud en metros

(Freescale Semiconductor, 2012)

Esta ecuación se utiliza para un altímetro hasta 11,000 metros, a partir de esa medida, se introduce un valor de corrección que varía para cada sensor. Esto se debe a un factor de error introducido por el cambio de temperatura. (Wikipedia, 2013)

H. SENSOR DE TEMPERATURA

La temperatura tiene una importancia fundamental en numerosas aplicaciones. Las temperaturas inexactas pueden tener severas consecuencias en los equipos es por esto que los sensores de temperatura son muy utilizados. Éste es un dispositivo que transforma los cambios de temperatura en el ambiente, en cambios en señales eléctricas para ser procesadas por un equipo eléctrico o electrónico. (Danfoss, 2010)

Existen tres tipos de sensores de temperatura, los termistores, los RTD y los termopares.

- Termistor: el comportamiento de la resistencia de los semiconductores es variable en función de la temperatura.
- RTD (Resistance temperatura detector): basado en la variación de la resistencia de un conductor con la temperatura.
- Termopar: formado por dos metales. Un material termoeléctrico permite transformar directamente el calor en electricidad, o bien generar frío cuando se aplica una corriente eléctrica. (Medir Temperatura, 2010)

I. BATERÍAS

Dispositivo que almacena energía eléctrica, usando procedimientos electroquímicos y que la puede devolver posteriormente casi en su totalidad.

Existen varios tipos de baterías según sus características electroquímicas, entre estas se pueden encontrar:

1. **Pilas alcalinas.** Están formadas por un cloruro de sodio o de potasio. Cuentan con potencia y corriente de gran estabilidad debido a la amplia movilidad de los iones a través del electrolito. Estas pilas cuentan con un blindaje exterior para evitar que se derramen los componentes de la misma. Estas pilas brindan un voltaje de 1.5V. La capacidad de estas depende de la carga o potencia consumida por el dispositivo que se le conecta. (Laboratorio Profeco, 2000)
2. **Baterías de NiMH.** Batería de níquel e hidruro metálico, utilizan un ánodo de níquel y un cátodo de una aleación de hidruro metálico. Estas baterías están menos afectadas por el efecto

de memoria. Proporcionan un voltaje de 1.2V y tienen una capacidad usual de 0.5 a 2.8 A en el tipo AA. Una de sus desventajas es que son afectadas por el frío extremo, haciendo que se reduzca la potencia que puede entregar. (Wikipedia, 2013)

3. **Baterías de NiCd.** Utilizan un cátodo de hidróxido de níquel y un ánodo de un compuesto de cadmio. Estas baterías admiten un gran rango de temperaturas de operación, admiten sobrecargas y permiten seguirlas cargando cuando ya no admiten más carga, más no la almacena. Tienen un efecto de memoria alto. El voltaje proporcionado es de 1.2V y una capacidad de 0.5 a 1A en el tipo AA. (Wikipedia, 2013)
4. **Baterías LiFePO4.** Baterías de litio-fosfato de hierro. Son bastante permisivas respecto a las sobrecargas o sobre-descargas y permiten una carga rápida. Una de sus principales desventajas es que su peso es elevado. El voltaje proporcionado por estas baterías es de 3.3V por celda y una capacidad de 1 a 20A. (Wikipedia, 2013)
5. **Baterías Li-ion.** Estas utilizan un ánodo de grafito y un cátodo de óxido de cobalto. Tienen un efecto muy pequeño de memoria. Y pueden cargarse sin necesidad de estar descargadas completamente. Este tipo de baterías no admiten bien los cambios de temperatura ni las descargas completas. El voltaje proporcionado es de 3.7V y una capacidad de 1.5 a 2.8A en tipo AA. (Wikipedia, 2013)

J. SISTEMAS DE COMUNICACIÓN RADIO FRECUENCIA (RF)

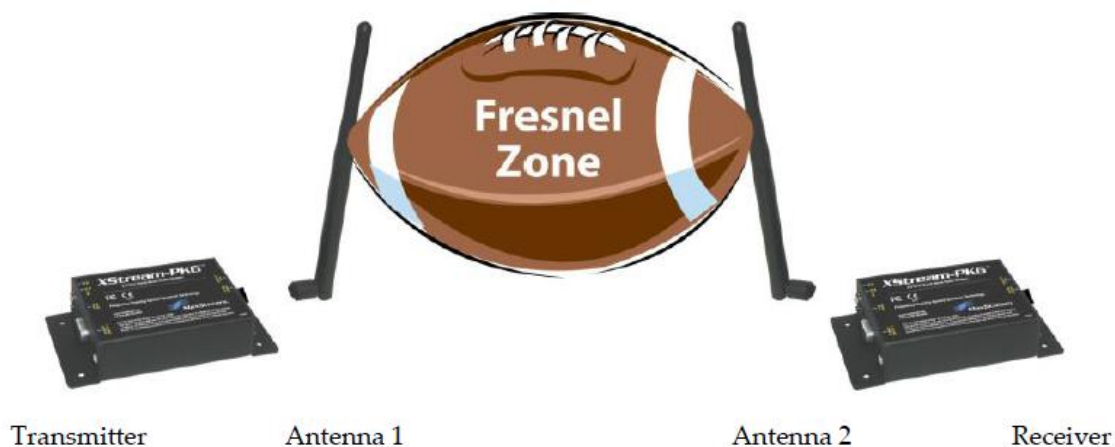
Los sistemas de comunicación tienen varios componentes que deben considerarse en cada sistema, como por ejemplo.

- Elemento transmisor
- Dispositivo receptor
- El entorno en el cual la comunicación está sucediendo
- Antenas y otros elementos.

1. **Transmisor y receptor.** El papel del transmisor en una comunicación inalámbrica es administrar una señal a una antena para ser transmitida. Un transmisor de radio codifica los datos en ondas RF con una cierta intensidad de la señal para proyectar la señal a un receptor. El receptor recibe y decodifica los datos que pasan por la antena receptora. El receptor ejecuta la tarea de aceptar y decodificar ciertas señales RF y rechazar señales no deseadas. (Digi International Inc., 2012). La comunicación RF puede ser comparada con una simple comunicación de audio; las cuerdas vocales transmiten ondas de sonido que pueden ser recibidas por el oído. Los megáfonos pueden enfocar y dirigir las ondas de sonido para hacer la comunicación más eficiente. (Digi International Inc., 2012)

2. **Entorno.** El entorno del sistema es el espacio entre el transmisor y el receptor. Obstrucciones físicas y ruido (interferencia) pueden entrar al entorno y limitar la habilidad del sistema de llevar información de un lado a otro. Los elementos que generalmente reducen el rango del sistema son paredes, el viento, otras señales, etc. (Digi International Inc., 2012)
3. **Líneas de vista.** Alcanzar una línea de vista entre las antenas que envían y reciben es esencial para lograr un rango grande en un sistema de comunicación inalámbrico. Hay dos tipos de líneas de vista que generalmente son utilizadas para describir un entorno: (Digi International Inc., 2012)
 - **Línea de vista Visual:** es la habilidad de ver de un lado hacia el otro. Solo requiere de una trayectoria lineal recta entre dos puntos. (Digi International Inc., 2012)
 - **Línea de vista RF:** requiere no solo de una línea de vista visual sino que también una trayectoria en forma de una pelota de football americano libre de obstáculos para que los datos viajen exitosamente de un lado hacia otro. (Digi International Inc., 2012)
4. **Zona Fresnel.** La zona Fresnel puede ser considerada como un túnel en forma de una pelota de football americano entre dos sitios que provee un camino para señales RF.

Figura 1. Ejemplo forma zona de Fresnel

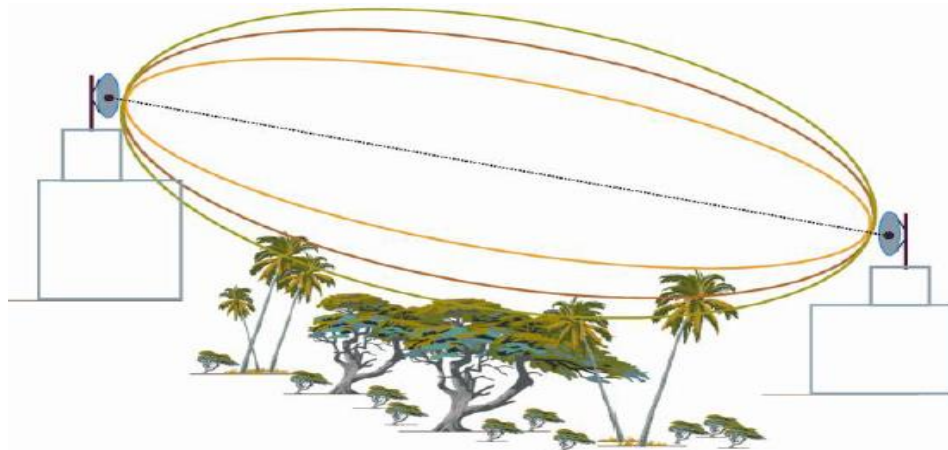


(Digi International Inc., 2012)

Para poder obtener el mejor rango posible esta zona tiene que estar libre de obstrucciones. Edificios, árboles o cualquier otro obstáculo en el medio reducirán el rango de comunicación. Si las antenas se encuentran instaladas casi al nivel del suelo, más de la mitad de la zona Fresnel termina siendo obstruida por

la tierra resultando en una significativa reducción de rango. Para evitar esto las antenas deben estar instaladas a cierta altura del piso. Si durante el tiempo el entorno cambia, construcción de edificios, vegetación creciente, etc. Se pueden elevar las antenas en ambos lados o solamente de uno para tener una zona Fresnel libre de obstáculos. (Digi International Inc., 2012)

Figura 2. Obstrucciones físicas superadas por altura de antena



(Digi International Inc., 2012)

Los colores en las zonas de la figura ejemplifican las zonas de Fresnel para distintas frecuencias de operación. Entre más baja la frecuencia el diámetro de la zona Fresnel se expande. La altura de instalación de las antenas debe ser determinada por el diámetro de la zona Fresnel. Este diámetro depende de la frecuencia y la distancia entre los dos radios. La siguiente figura muestra una tabla con diámetros aproximados de la zona Fresnel. (Digi International Inc., 2012)

Figura 3. Cuadro Diámetros Aproximados Zona Fresnel

Range Distance	Required Fresnel Zone Diameter (900 MHz Radios)	Required Fresnel Zone Diameter (2.4 GHz Radios)
1000 ft. (300 m)	16 ft. (7 m)	11 ft. (5.4 m)
1 Mile (1.6 km)	32 ft. (12 m)	21 ft. (8.4 m)
5 Miles (8 km)	68 ft. (23 m)	43 ft. (15.2 m)
10 Miles (16 km)	95 ft. (31 m)	59 ft. (20.2 m)

(Digi International Inc., 2012)

Con el fin de no tener obstrucción por el suelo, la combinación de las alturas de las antenas debe ser igual al diámetro de la zona Fresnel. El cuadro presenta ejemplos para frecuencias de 900MHz y 2.4GHz ya que los módulos XBee trabajan a esas dos frecuencias según su modelo. (Digi International Inc., 2012)

V. ANTECEDENTES

La competencia en la que se decidió participar es la *Annual Cansat Competition*, que se lleva a cabo en Texas, Estados Unidos de América. Esta competencia es organizada por la *American Astronautical Society (AAS)* y la *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)* y patrocinada por el *Naval Research Laboratory, NASA*, específicamente el *Goddard Space Flight Center Jet Propulsion Laboratory, Ball Aerospace & Technologies Corp, Praxis Inc.* y *Kratos Integral Systems International*. Actualmente existen varias competencias del mismo tipo en varios lugares del mundo, sin embargo esta ha sido organizada ya por 10 años, siendo una de las más importantes y reconocidas en Estados Unidos. En ella pueden participar universidades de cualquier parte del mundo sin restricción alguna. Los equipos deben seguir la guía de la competencia donde se listan los requerimientos del sistema que les dará las pautas para diseñar el CanSat. El proceso lleva un tiempo aproximado de ocho meses que termina con el lanzamiento del sistema propuesto para la obtención de resultados. (Anon., s.f.)

Aunque existen competencias similares para otros campos de la ingeniería como robots, aviones de radio control, vehículos de carreras, etc., la mayoría de las competencias relacionadas con el espacio son concursos de diseño en papel. Si bien estas valen la pena, no ofrecen a los estudiantes la satisfacción de estar involucrados en el ciclo de vida de extremo a extremo en un proyecto de ingeniería compleja. Este concurso contempla la vida real de cualquier proyecto aeroespacial, desde un diseño conceptual, la integración y pruebas, el lanzamiento del sistema, el análisis de información hasta una presentación de resultados. También es una buena plataforma para el desarrollo de habilidades, tanto generales como por ejemplo la investigación científica, el diseño técnico, análisis y presentación de datos, y la práctica como por ejemplo la manufactura de piezas en distintos materiales, construcción y soldadura electrónica, programación de software, etc. (Anon., s.f.)

La misión del presente año buscaba simular la entrega de una carga útil a la superficie de un planeta con atmosfera. El sistema del CanSat estaría compuesto por dos componentes principales, la carga útil en sí, representada por un huevo (debido a su fragilidad) y el contenedor de entrada, que protegería a la carga útil en el lanzamiento, el despliegue y la reentrada/descenso. (Anon., s.f.)

El término CanSat, mencionado anteriormente, proviene de la combinación abreviada de dos palabras en inglés: *Can* (lata en español) y *Sat* de *Satellite* (satélite en español). Una traducción burda sería “satélite dentro de una lata”.

Un CanSat simula a un satélite real, integrado en volumen y forma en una lata de un refresco regular. El reto para el que lo diseñe y fabrique es adaptar todos los subsistemas principales que se encuentran en un satélite, como la energía y las comunicaciones, dentro de una lata de refresco. Normalmente el lanzamiento

se hace por medio de un cohete o un globo y luego el CanSat tiene que realizar una misión determinada (CanSats in Europe, 2013)

Entre los tipos de CanSat (o misión a realizar) que encontramos están el de Telemetría, donde su objetivo básico es enviar información del vuelo a la estación terrena; el de Regreso Controlado, donde el objetivo es que el CanSat regrese a un punto determinado utilizando rotores o paracaídas/planeadores; y por último la Clase Abierta en la que se pueden combinar distintos tipos de misiones.

Los componentes básicos de un CanSat son la batería, que proporciona la potencia eléctrica para todos los componentes electrónicos y electromecánicos, y el microprocesador que se encarga de recibir las señales de los sensores, procesarlas y luego actuar según se programó. Ya dependiendo de la misión, el resto de componentes pueden ser sensores como barómetros, termómetros, acelerómetros, receptores GPS, cámaras, módulos de comunicación, antenas, etc.

Las restricciones usuales (dependiendo también de la competencia) para el diseño de un CanSat son el tamaño, el peso, que depende parcialmente del método que se utilizara para lanzarlo a la altura deseada, el costo, la compatibilidad con el método de lanzamiento y la utilización de algún tipo de sistema de recuperación como un paracaídas. Otra medida muy importante que se aplica en la mayoría de competencias es que el CanSat no puede utilizar componentes explosivos, detonadores pirotécnicos y materiales inflamables. Todos los materiales utilizados deben ser seguros para el personal, los equipos y el medio ambiente. (Anon., n.d.)

El siguiente paso a un CanSat, en magnitud, complejidad y tamaño es el CubeSat. Estos son MicroSatélites de dimensiones estandarizadas (cubos de 10 cm por lado, con un peso máximo de 1 kg), que se activan mediante estaciones terrestres aficionadas. Ofrecen una experiencia práctica a los estudiantes de ingeniería aeroespacial en el diseño, desarrollo, prueba y operación, de un sistema de nave espacial con su segmento en tierra. Los CubeSats son colocados en sistemas especiales de despliegue montados en la carga útil de un cohete espacial. Estos se desplegarán en la órbita baja de la Tierra y se espera que operaren en órbita durante un máximo de cuatro años con una pequeña estación en tierra en su respectiva universidad (Anon., s.f.)

El proyecto se basó en el proceso de diseño utilizado por el gobierno de los Estados Unidos de América (*U.S. Government Design Review*), y por consiguiente utilizado por el departamento de Ingeniería de la NASA para las misiones espaciales. Este fue un requerimiento inicial de la competencia donde se participó.

Toda misión espacial consta de cuatro etapas básicas: la exploración de conceptos, donde se inicia la fase de estudio que resulta en la definición de la misión y sus componentes necesarios; la etapa de desarrollo detallado, es decir la fase formal de diseño, donde se define detalladamente los componentes del sistema así como el inicio de desarrollo de hardware y software; la etapa de producción y despliegue (lanzamiento), y

por último la etapa de operación que se lleva a cabo al día a día, hasta que se pone fuera de uso. En la etapa inicial se lleva a cabo una parte importante del proyecto: el análisis de la misión y su diseño (*The Space Mission Analysis and Design Process (SMAD)*). Esta primera etapa conlleva cuatro pasos básicos. El primero es la definición de objetivos, donde se define que se va a hacer y con qué limitantes. También se comienza a estimar los requerimientos generales del sistema. El segundo paso es la caracterización de la misión. Aquí se definen conceptos de misión alternativos, arquitecturas de misión alternativas, la identificación de controladores del sistema y por último la caracterización casi definitiva de conceptos y arquitecturas. Cuando nos referimos a un concepto, hablamos de una posible parte para un sistema. Por ejemplo, dos diferentes conceptos respecto a paracaídas fueron, uno hemisférico y otro cruciforme. El término arquitectura en un proceso de diseño se refiere a un conjunto de conceptos que forman un sistema completo. El tercer paso en la etapa inicial de un proyecto espacial es la evaluación de la misión, donde se analizan requerimientos críticos, se evalúa la utilidad de la misión y se define el enunciado de la misión (*Misión Statement*). Como último paso se definen los requerimientos del sistema, que serán permanentes para el diseño y se designa cada uno de éstos a una parte definida del sistema (Larson & Wertz, 1999)

Conforme se va avanzando en el proceso de diseño, se va realizando determinadas revisiones para corroborar el progreso y entendimiento del proyecto. La primera revisión que se realiza es el *Mission Concept Review (MCR)* que examina las necesidades de la misión, los objetivos y los posibles conceptos que cumplan con esos objetivos. Luego se hace un *System Requirements Review (SRR)*, donde se revisan los requerimientos del sistema y se planea como se cumplirán estos. Como paso siguiente se hace el *Mission Definition Review (MDR)*, donde se analizan las diferentes arquitecturas de sistema y donde se definen preliminarmente los conceptos posibles y conformes con los recursos disponibles. Después de esto se realiza el *Preliminary Design Review (PDR)* que comprueba que el diseño preliminar cumple con los requisitos, limitaciones de costo y tiempo e interfaces entre subsistemas. Una herramienta comúnmente utilizada son los *Trade Studies*, que ayudan con la selección de distintos conceptos. En general lo que se busca con el *PDR*, es demostrar que el diseño preliminar cuenta con la madurez y progreso suficiente para pasar a la siguiente etapa que es el diseño detallado. Luego de este se realiza el *Critical Design Review (CDR)* que demuestra que el proyecto puede proceder a la manufactura, ensamblaje, integración y pruebas. Como paso siguiente se pueden realizar otras revisiones si aplican. (National Aeronautics and Space Administration, 2007)

VI. DELIMITACIÓN E IMPACTO DEL TEMA

El proyecto comprende el diseño y construcción de un sistema que simula un satélite del tamaño de una lata de refresco, CanSat, para simular una misión de tipo espacial. Durante la misión a realizar el sistema deberá transportar y proteger una carga, un huevo de gallina, desde su lanzamiento en un cohete, a lo largo del descenso y el aterrizaje.

El diseño y construcción se limita solamente al CanSat en sí, el cohete mediante el cual será lanzado, será provisto por los organizadores de la competencia. El diseño principal de la estructura estará restringido por las medidas del cohete para que el CanSat pueda ser lanzado.

Durante la misión, además de proteger la carga, el CanSat debe de ser capaz de tomar datos de los sensores para su manejo y luego enviarlos a la base de lanzamiento en tierra. Entre los sensores a utilizar se encuentran: GPS, Sensor de altitud y de temperatura.

El CanSat será lanzado por medio del cohete proporcionado y este llegara a una altura de aproximadamente 700 metros, en este momento saldrá del cohete y se activara el primer sistema de descenso, el cual consta de un paracaídas, éste hará que la velocidad de descenso sea de 20 metros/segundo. Al llegar a una altura de 400 metros, el CanSat se soltará del paracaídas y se activará el segundo sistema de descenso, el cual hará que la velocidad de descenso sea de 10 metros/segundo, hasta su aterrizaje.

El sistema general; los componentes electrónicos, la estructura y los dos sistemas de descenso no pueden superar los 700 ± 10 gramos, este peso no incluye la carga (el huevo). Así también como el costo total del proyecto, incluyendo los componentes electrónicos, los materiales a utilizar para la estructura, los sistemas de descenso y la manufactura del proyecto en general, no debe de superar los \$US 1000.00. Se debe tomar en cuenta que el costo total del sistema no incluye los costos para prototipos y pruebas a realizar, estas pueden ser realizadas fuera del presupuesto.

VII. METODOLOGÍA

A. REQUERIMIENTOS DEL SISTEMA

Para la realización del sistema de sensores fue necesario enlistar los requerimientos impuestos por la competencia (CGR: Competition Guide Requirement) y los derivados (DR: Derived Requirement) de estos según fuera la necesidad.

Cuadro 2. Requerimientos del sistema

ID	Requerimientos generales sistema	Prioridad	Predecesor	Sucesor	Origen
SYSR-01	Todas las operaciones deben de ser autónomas.	Alta	-		CGR
SYSR -02	La masa total del Sistema debe de ser de 700 gr.	Alta	-	MECR-13	CGR
SYSR -03	La masa no debe varias más allá de ± 10 gr.	Alta	-	MECR-13	CGR
SYSR -04	El Container debe tener las dimensiones necesarias para poder entrar dentro del cohete, que tiene como dimensiones cilíndricas, 130 mm de diámetro x 250 de largo.	Alta	-	MECR-14	CGR
SYSR -05	El fuselaje del cohete no puede usarse para desplegar alguna parte del CanSat.	Alta	-	-	CGR
SYSR -06	El fuselaje del cohete no puede utilizarse como parte de las operaciones del CanSat.	Alta	-	-	CGR
SYSR -07	Todos los CanSats deben tener un dispositivo de localización audible, de 80 dB y operar por tres horas desde el aterrizaje.	Alta	-	-	CGR
SYSR -08	El CanSat no debe transmitir telemetría hasta recibir el comando del equipo en tierra. El comando puede enviarse cuando el cohete este en el área de despegue.	Alta	-	-	CGR
SYSR -09	El CanSat debe contar con un interruptor externo para poder encenderse y apagarse.	Alta	-	-	CGR
SYSR -10	El costo del CanSat y sus componentes no debe sobrepasar la cantidad de \$1000 (USD).	Alta	-	MECR-15	DR
SYSR -11	El Container debe ser de un color fluorescente como anaranjado o rosado.	Alta	-	MECR-02	DR
SYSR -09	El CanSat debe salir del compartimiento del cohete.	Alta	-	MECR-04	CGR
SYSR -10	Todos los componentes deben sobrevivir a 30 G's de impacto.	Alta	-	MECR-07, PDCR-04, CDCR-04	DR
SYSR -11	Todos los componentes deben sobrevivir a aceleraciones de hasta 10 G's.	Alta	-	PDCR-03, CDCR-05	DR

1. SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL

Cuadro 3. Requerimientos sistema mecánico y estructural

ID	Requerimientos sistema mecánico y estructural	Prioridad	Predecesor	Sucesor	Fuente
MECR-01	El contenedor no debe tener bordes afilados que puedan causar que se quede atascado en la sección de carga útil del cohete.	Alta	-	-	CGR
MECR-02	El contenedor y la carga útil deben ser de un color fluorescente, rosado o anaranjado.	Alta	SYSR-11	-	CGR
MECR-03	No se permiten protuberancias fuera del contenedor mientras esté guardado en el cohete.	Alta	-	-	CGR
MECR-04	El CanSat debe desplegarse de la sección de carga útil del cohete.	Alta	SYSR-12	-	CGR
MECR-05	Todos los electrónicos deben estar encerrados y protegidos del ambiente.	Alta	-	-	CGR
MECR-06	La estructura debe soportar 10 g's de aceleración.	Alta	SYSR-15	-	CGR
MECR-07	La estructura debe soportar 30 g's de fuerza de impacto.	Alta	SYSR-14	-	CGR
MECR-08	Tableros de circuitos electrónicos deben estar montados rígidamente utilizando monturas apropiadas.	Alta	SYSR-14, SYSR-15	-	CGR
MECR-09	En la estructura debe colocarse el número del equipo, correo electrónico y un número telefónico como ayuda para la recuperación del Cansat.	Alta	-	-	CGR
MECR-10	Los mecanismos deben ser capaces de mantener su configuración o estado bajo todas las fuerzas como aceleración y fuerzas de impactos.	Alta	SYSR-14, SYSR-15	-	CGR
MECR-11	Los mecanismos no deben utilizar pirotécnicos ni químicos.	Alta	SYSR-16	-	CGR
MECR-12	El diseño de paracaídas necesita un punto de unión, localizado en el centro del plato superior del contenedor.	Media	CDCR-07	-	DR
MECR-13	Toda la estructura debe tener un peso de 470 gramos.	Media	SYSR-02, SYSR-03	-	DR
MECR-14	El compartimiento del huevo debe ser lo suficientemente grande para que quepa un huevo de gallina.	Media	SYSR-04	-	DR
MECR-15	El costo de los elementos estructurales no debe exceder US \$300.00.	Media	SYSR-10	-	DR
MECR-16	La carga útil debe separarse del contenedor a una altitud de aproximadamente 400m.	Alta	SYSR-13	-	CGR
MECR-17	El huevo, los electrónicos y la estructura deben soportar la tasa de descenso a la que la carga útil aterrizará.	Alta	PDCR-05	-	DR

CGR= Guía de requerimientos de la competición; DR= Derivados

*El ID fue asignado como un valor alfanumérico. Este se compone de un número correlativo precedido de un código de letras que representan el sistema al que pertenece. Por ejemplo, MECR-17 hace referencia al requerimiento No.17 que proviene del módulo encargado de la estructura del CanSat.

2. SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DEL CANSAT

Cuadro 4. Requerimientos sistema de descenso para la estabilización del CanSat

ID	Requerimientos sistema estabilización	Prioridad	Predecesor	Sucesor	Origen
CDCR-01	El <i>Container</i> debe usar un sistema de descenso. No puede descender en caída libre.	Alta	-		CGR
CDCR-02	El sistema de descenso no debe utilizar ningún dispositivo inflamable o pirotécnico.	Alta	SYSR-16	-	CGR
CDCR-03	El despliegue del CanSat fuera del cohete ocurrirá a una altura aproximada de 670 metros.	Alta	-		CGR
CDCR-04	La razón de descenso del CanSat debe ser de 20 metros por segundo más/menos 1 metro por segundo después de haber sido expulsado del cohete hasta que alcance los 400 metros de altura por medio de un sistema pasivo de descenso como un paracaídas o un <i>streamer</i> (serpentina).	Alta	-	-	CGR
CDCR-05	A una altura aproximada de 400 metros la carga útil se debe separar del <i>Container</i> .	Alta	-	-	CGR
CDCR-06	Todos los accesorios del sistema de descenso deben sobrevivir a un impacto de 30g.	Alta	-	-	CGR
CDCR-07	Todos los componentes del sistema deben sobrevivir a una aceleración de 10g.	Alta	-	-	CGR
CDCR-08	El fuselaje del cohete no puede usarse para contener o guardar alguna parte desplegable del CanSat.	Alta	-	-	CGR
CDCR-09	El fuselaje del cohete no puede usarse para contener o guardar alguna parte desplegable del CanSat	Alta	-	-	CGR
CDCR-10	El paracaídas debe de estar diseñado para que opere con estabilidad óptima y que evite el enredo de sus líneas.	Alta	-	-	DR
CDCR-11	El paracaídas necesita un punto de anclaje, que debe estar localizado en el centro de la cara superior del <i>Container</i> .	Alta	-	MECR-12	DR

CGR= Guía de requerimientos de la competición; DR= Derivados

*El ID fue asignado como un valor alfanumérico. Este se compone de un número correlativo precedido de un código de letras que representan el sistema al que pertenece. Por ejemplo, MECR-17 hace referencia al requerimiento No.17 que proviene del módulo encargado de la estructura del CanSat.

3. SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT

Cuadro 5. Requerimientos sistema de descenso de la carga útil del CanSat.

ID	Requerimiento	Prioridad	Predecesor	Sucesor	Origen
PDCR-01	Cuando el CanSat desciende por debajo de los <i>400 metros</i> , se debe desplegar una estructura aerodinámica de frenado para reducir la tasa de descenso del CanSat.	Alta	SYSR-13	-	CGR
PDCR-02	Los mecanismos no deben utilizar productos químicos ni pirotécnicos.	Alta	SYSR-16	-	CGR
PDCR-03	Todos los componentes de los sistemas de descenso deben resistir aceleraciones equivalentes a 10 G's.	Alta	SYSR-15	-	CGR
PDCR-04	Todos los componentes de los sistemas de descenso deben resistir fuerzas de impacto equivalentes a 30 G's.	Alta	SYSR-14	-	CGR
PDCR-05	El sistema de descenso debe reducir la tasa de descenso de la carga útil a un nivel lo suficientemente bajo que permita un aterrizaje seguro.	Media	-	MECR-17	DR
PDCR-06	El peso total del sistema de descenso de la carga útil debe ser menor o igual a <i>150 gramos</i> .	Media	SYSR-02, SYSR-03	-	DR

CGR= Guía de requerimientos de la competición; DR= Derivados

*El ID fue asignado como un valor alfanumérico. Este se compone de un número correlativo precedido de un código de letras que representan el sistema al que pertenece. Por ejemplo, MECR-17 hace referencia al requerimiento No.17 que proviene del módulo encargado de la estructura del CanSat.

4. SISTEMA DE SENSORES

Cuadro 6. Requerimientos sistema de sensores

ID	Requerimiento	Prioridad	Predecesor	Sucesor	Fuente
SSR-01	El voltaje de operación de todos los sensores y componentes debe de estar en un rango de 3.3V a 5V	Alta	-	EPS-06	DR
SSR-02	Los sensores deben de tener conexión SPI, I2C o UART	Alta	-	-	DR
SSR-03	El sensor GPS debe de muestrear: Tiempo UTC, Latitud, Longitud, Altitud sobre el nivel del mar, Número de satélites en línea.	Alta	-	-	CGR
SSR-04	El sensor de altitud debe de tener alta resolución	Alta	-	-	DR
SSR-05	El sensor de temperatura debe de tener alta resolución	Alta	-	-	DR
SSR-06	Todos los sensores deben de poder muestrear a una razón de 1Hz como mínimo.	Alta	-	-	DR
SSR-07	La cámara de video debe ser activada al momento de la separación y capturar el video del descenso. El video debe de poder ser visto luego de recuperar el CanSat	Alta	-	-	CGR

CGR= Guía de requerimientos de la competición; DR= Derivados

*El ID fue asignado como un valor alfanumérico. Este se compone de un número correlativo precedido de un código de letras que representan el sistema al que pertenece. Por ejemplo, MECR-17 hace referencia al requerimiento No.17 que proviene del módulo encargado de la estructura del CanSat.

5. SISTEMA DE ENERGÍA

Cuadro 7. Requerimientos sistema de energía

ID	Requerimiento	Prioridad	Predecesor	Sucesor	Fuente
EPS-01	La batería del CanSat debe de tener capacidad suficiente para aguantar hasta una hora en plataforma de lanzamiento más el tiempo de operación en vuelo y recuperación.	Alta	-	EPS-07	CGR
EPS-02	Se deben seleccionar baterías de Li-Ion, LiFePO4, NiMH, NiCd o baterías alcalinas. Las baterías de litio-polímero (LiPo) no están permitidas.	Alta	-	-	CGR
EPS-03	El CanSat debe de tener un interruptor externo de energía, así también como un indicador de encendido y apagado.	Alta	-	-	CGR
EPS-04	La batería no debe de ser muy pesada.	Media	-	-	DR
EPS-05	Se debe de medir el voltaje en la batería para reportar a base de lanzamiento en tierra.	Alta	-	-	CGR
EPS-06	Un regulador de 3.3V debe de ser utilizado.	Alta	SSR-01	-	DR
EPS-07	Se debe de elegir un método de medición de voltaje de batería eficiente para que no demande mucha corriente.	Media	EPS-01	-	DR

CGR= Guía de requerimientos de la competición; DR= Derivados

*El ID fue asignado como un valor alfanumérico. Este se compone de un número correlativo precedido de un código de letras que representan el sistema al que pertenece. Por ejemplo, MECR-17 hace referencia al requerimiento No.17 que proviene del módulo encargado de la estructura del CanSat.

6. COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS

Cuadro 8. Requerimientos sistema de comunicación y manejo de datos

ID	Requerimiento	Prioridad	Predecesor	Sucesor	Fuente
CDHR-01	El cansat debe incluir un dispositivo de localización acústica que tenga una salida sobre los 80dB y que pueda operar por lo menos 3 horas. Puede ser activado en el lanzamiento o en el aterrizaje.	Alta	SYSR-07	-	CGR
CDHR-02	Las comunicaciones del cansat deberán ser efectuadas por el XBee Series 1 o 2, deberán tener su NETID configurado al número del equipo y no pueden utilizar el modo "broadcast"	Alta	SYSR-08	-	CGR
CDHR-03	El radio XBee puede operar en cualquier modo, siempre y cuando no interfiera con otros radios XBee.	Alta	-	-	CGR
CDHR-04	Durante el descenso, el contenedor tendrá que transmitir la siguiente telemetría de datos cada dos (2) segundos: 1. datos GPS incluyendo tiempo UTC, latitud, longitud, altitud media sobre el nivel del mar, y numero de satélites rastreados. 2. Altitud sobre el nivel del mar en metros, obtenida de un sensor que no sea GPS. 3. Temperatura del aire. 4. Voltaje de la batería en volts. 5. El estado del software de vuelo. 6. Tiempo transcurrido de la misión.	Alta	-	FSW-01	CGR
CDHR-05	El cansat debe transmitir y guardar paquetes de telemetría en un formato de campos separados por comas seguidos de un carácter especial indicando fin de transmisión.	Alta	-	FSW-06	CGR

CGR= Guía de requerimientos de la competición; DR= Derivados

*El ID fue asignado como un valor alfanumérico. Este se compone de un número correlativo precedido de un código de letras que representan el sistema al que pertenece. Por ejemplo, MECR-17 hace referencia al requerimiento No.17 que proviene del módulo encargado de la estructura del CanSat.

7. SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES

Cuadro 9. Requerimientos sistema de monitoreo de comunicaciones

ID	Requerimiento	Prioridad	Predecesor	Sucesor	Fuente
GCSR-01	La antena del Sistema de Monitoreo de Comunicaciones deberá estar elevada a un mínimo de 3.5 metros (11.5 pies) sobre el nivel del suelo para asegurar un rango y cobertura adecuado. Debe estar asegurada para evitar caídas.	Alta			CGR
GCSR-02	El cansat no deberá transmitir telemetría hasta que el equipo dé la orden. Esta orden puede ser ejecutada mientras el cansat se encuentre dentro del cohete en la estación de lanzamiento.	Alta	SYSR-08		CGR
GCSR-03	El Sistema de Monitores de Comunicaciones tiene que tener una base móvil para que pueda seguir la línea de vista con el cansat.	Alta			DR
GCSR-04	La antena deberá estar ajustada firmemente a una estructura.	Alta			DR
GCSR-05	Los datos recibidos en tierra deben ser transmitidos vía protocolo RS-232 a la computadora	Media			DR
GCSR-06	El costo del Sistema de Monitoreo de Comunicaciones no debe exceder US\$100	Media	SYSR-10		DR
GCSR-07	La computadora a utilizar tiene que tener el software de National Instruments, LabView instalado para poder ejecutar el programa	Alta			DR
GCSR-08	Toda telemetría debe ser desplegada en pantalla en tiempo real durante el ascenso y descenso	Alta			CGR
GCSR-09	Los datos recibidos deberán ser graficados	Alta			DR

CGR= Guía de requerimientos de la competición; DR= Derivados

*El ID fue asignado como un valor alfanumérico. Este se compone de un número correlativo precedido de un código de letras que representan el sistema al que pertenece. Por ejemplo, MECR-17 hace referencia al requerimiento No.17 que proviene del módulo encargado de la estructura del CanSat.

B. SELECCIÓN DE CONCEPTO

1. **SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL.** Se definió para cada módulo diferentes conceptos de las diferentes partes que lo conforman. Para delimitar el concepto que cumpliera en mayor cantidad con los requerimientos necesarios se utilizó como base el proceso de toma de decisiones. Para el sistema mecánico y estructural se definió una ponderación de factores utilizando el cero como la calificación más baja y el cuatro la más alta.

a. **Geometría de la carga útil:** En el Cuadro 10 se pueden observar la ponderación de factores para la geometría de la carga útil del sistema. Se utilizaron como factores los siguientes:

1) **Peso:** El peso es una parte vital del proyecto ya que uno de los requerimientos generales es que el CanSat no debe pesar más de $700\text{gr} \pm 10\text{gr}$. Además, el requerimiento específico de peso de la estructura es de 470 gr inicialmente.

2) **Manufactura:** Debido a que es un proyecto a pequeña escala y en un tiempo relativamente corto de desarrollo, se debía elegir un concepto que no requiriera una manufactura muy complicada. Esto también era necesario debido a que existe un presupuesto limitado y mientras la manufactura tenga mayor dificultad, el proyecto subiría de precio.

3) **Volumen disponible:** La cantidad de volumen disponible en la carga útil delimitaría el espacio útil para los componentes electrónicos y el espacio para la colocación de los módulos de descenso.

4) **Compatibilidad con el cohete:** Debido a que se tenían restricciones de tamaño y que el CanSat se tendría que introducir en el compartimiento para carga útil del cohete, debía contar con una geometría que fuera compatible con el mismo para evitar problemas de armado a la hora de introducirse.

5) **Coefficiente de arrastre:** Para minimizar el impacto al aterrizar, el CanSat debía contar con un coeficiente de arrastre alto y así poder reducir la velocidad de descenso. Este coeficiente de arrastre apoya además el objetivo de ambos módulos de descenso de disminuir la tasa del mismo, para poder finalizar la misión con todas las partes del CanSat intactas.

6) **Ensamblaje:** La dificultad del ensamblaje era una parte sumamente crítica. Esto se debe a que se tendría que armar y desarmar para poder verificar el cumplimiento de todos los requisitos en el transcurso de la competencia, incluyendo la inserción del huevo en el CanSat previa al lanzamiento. Debía poderse manipular fácilmente y regresar a su forma original cuando se requiera.

b. **Geometría del compartimiento del huevo:** En el Cuadro 11 se puede observar la ponderación de factores para la geometría del compartimiento del huevo. Se utilizaron como factores los siguientes:

1) **Peso:** Al igual que en la geometría de la carga útil, el peso del compartimiento es una parte vital del proyecto ya que también afecta en gran proporción el peso del CanSat completo, el cual es limitado por un requerimiento de 700 ± 10 gr. Este compartimiento está incluido dentro de los 470 gr de requerimiento específico de la estructura.

2) **Manufactura:** El compartimiento debía ser de una manufactura simple ya que se deben realizar varias pruebas, luego de las cuales podría sufrir algún daño, para confirmar que sea capaz de proteger al huevo en el momento de la separación del cohete y del aterrizaje. La baja dificultad de manufactura permitiría poder crear varias veces las piezas y poder continuar con las pruebas sin limitaciones. Además, debido a que el presupuesto es limitado, se debía aprovechar los recursos económicos y tomar en cuenta que no se tenía acceso a talleres con alto nivel de precisión que trabajasen con poco tiempo de anticipación. Esto es importante ya que los diseños cambiarían constantemente y se debía tener la seguridad que se pueden crear piezas rápidamente con los cambios necesarios.

3) **Habilidad para absorber el impacto:** Esta es la característica más importante del compartimiento del huevo. Mientras más impacto absorba el compartimiento, menos porcentaje del impacto sería transmitido al huevo, lo cual permitía que el mismo pudiera sobrevivir la misión sin ninguna rotura.

4) **Volumen requerido en carga útil:** La carga útil estaría formada en su interior por los elementos electrónicos y el compartimiento del huevo, con el huevo dentro. Por esta razón, era necesario que el compartimiento fuera lo más compacto posible para no ocupar mucho del volumen disponible, el cual es bastante reducido, ya que debía haber lugar para instalar correctamente el resto de elementos.

5) **Ensamblaje:** El huevo se insertaría dentro del compartimiento luego de haber pesado el CanSat completo y de haber verificado que su peso sí cumpliera con los 700 ± 10 gr. Esto exigía que la inserción del huevo fuera rápida y fácil, confiando que el diseño con el que se comprobó su funcionamiento no fuera alterado en el momento de introducirlo. Para poder elegir el concepto a utilizar, se debió crear un sistema de calificación. Este sistema define los factores principales que se deben considerar para crear una calificación y poder comparar los diferentes conceptos desarrollados. Para poder otorgar una calificación, se define un sistema de valores normalizados dependiendo de la característica del factor que se desea evaluar. Luego de definir estos valores, se elige una ponderación dentro de los mismos para cada factor. En el Cuadro 10 y en el Cuadro 11, se detallan los factores, valores normalizados y la ponderación de la geometría de la carga útil y del sistema de protección del huevo respectivamente.

Cuadro 10. Valores normalizados de factores - Geometría carga útil

FACTOR	PONDERACIÓN	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Peso	4	Pesado								Liviano	
Manufactura	4	Difícil								Fácil	
Volumen disponible	2	Bajo				Promedio		Alto			
Compatibilidad con cohete	4	Baja								Alta	
Coefficiente de arrastre	3	Bajo								Alto	
Ensamblaje	4	Difícil								Fácil	

Cuadro 11. Valores normalizados de factores - Sistema de protección del huevo

FACTOR	PONDERACIÓN	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Peso	3	Pesado								Liviano	
Manufactura	3	Difícil								Fácil	
Habilidad para absorber Impacto	4	Baja				Promedio		Alta			
Volumen requerido en carga útil	3	Alto								Bajo	
Ensamblaje	4	Difícil								Fácil	

c. Desarrollo de conceptos

1) Geometría carga útil

a) Concepto A: Carga útil cilíndrica

Figura 4. Carga útil cilíndrica



Esta idea surgió luego de conocer las características de la carga útil del cohete. Debido a la integración de un huevo de gallina y varios elementos electrónicos, así como también sistemas de descenso, se debía encontrar una geometría donde fuera fácil integrar el resto de sistemas. Una carga útil cilíndrica permite que

las piezas del sistema de descenso de carga útil sean de fácil ensamblaje, así como también el tablero de componentes electrónicos dentro de las mismas.

1) **Peso:** el peso de este tipo de geometría sería mayor debido a que se necesitan varias piezas para ensamblarlo. Esto era una desventaja debido a que aumentaba la tasa de descenso del sistema, lo cual podía afectar el aterrizaje y comprometer a los componentes electrónicos, el huevo y a la misma estructura. Puntaje asignado: 5/10

2) **Manufactura:** la manufactura de esta geometría se considera fácil debido a que son cilindros, los componentes se podrían fabricar utilizando como herramienta un torno, tanto para el cuerpo del cilindro como para los toques del mismo. Puntaje asignado: 9/10

3) **Volumen disponible:** el volumen disponible de esta geometría es el máximo que se podría obtener, aprovechando al máximo el volumen de la carga útil del cohete. Puntaje asignado: 10/10

4) **Compatibilidad con el cohete:** la carga útil del cohete tenía una geometría cilíndrica, lo cual implicaba que al crear el CanSat con una estructura de forma cilíndrica se podría facilitar la inserción del mismo dentro del cohete, lo cual se necesita para que el ensamblaje sea rápido y sin complicaciones. Puntaje asignado: 10/10

5) **Coficiente de arrastre:** dependiendo del centro de gravedad del sistema, el cilindro debía caer con su parte plana perpendicular al fluido. Esto causaba un mayor coeficiente de arrastre, lo cual aportaba al sistema de descenso de carga útil una disminución de la velocidad. Esto permitía que el aterrizaje de la carga útil fuera a una velocidad controlada y así evitar la desintegración de cualquiera de las partes de la misma. Puntaje asignado: 7/10

6) **Ensamblaje:** el ensamblaje de sistemas cilíndricos es sencillo por la simplicidad de su geometría. Puntaje asignado: 9/10

b) **Concepto B: Carga útil hemisférica**

Figura 5. Carga útil hemisférica



Este concepto pretendía mantener el coeficiente de arrastre de la carga cilíndrica al tener el mismo diámetro en su base, que sería el lado plano del hemisferio. Al mantener este diámetro el coeficiente de arrastre del cilindro se mantendría y al momento de estar en la parte de descenso de la misión, la parte que iría en contra del flujo sería la planicie del hemisferio. De esta manera, se eliminaría la parte superior del

cilindro y se disminuye tanto el volumen como el área superficial que se tendrá que utilizar. Esto se vería reflejado en una disminución de cantidad de material y también una disminución en el peso.

1) Peso: el peso de esta geometría disminuía considerablemente en comparación de la cilíndrica. Se tenía una menor área superficial y menor volumen, lo cual se traducía en menos material y por consiguiente en menos peso asignado a estructura. Puntaje asignado: 8/10

2) Manufactura: la manufactura de esta geometría era muy exigente ya que se debía trabajar con geometrías que requerían muchos accesorios y precisión. Esto creaba una desventaja ya que se necesitaría de un trabajo muy complejo, lo cual aumentaría los costos y disminuiría la confiabilidad de la estructura. Puntaje asignado: 1/10

3) Volumen disponible: el volumen disponible en esta geometría disminuía considerablemente en comparación de la cilíndrica aunque sería mayor que la carga útil elíptica y esférica por la geometría de cada una. Esto creaba un problema con el resto de sistemas ya que en varios de ellos se utilizarían componentes prefabricados, limitando el espacio para los mismos ya que estos no pueden ser modificados. Puntaje asignado: 1/10

4) Compatibilidad con el cohete: la ventaja de esta geometría es que tiene un lado plano el cual podría asentar perfectamente en la carga útil del cohete. Se evitaría la transferencia de vibraciones al interior de la carga útil ya que la parte superior del hemisferio no llegaría a estar en contacto con las paredes del cohete. La desventaja sería que es muy difícil de manipular y existe la posibilidad que tuviera mucho movimiento dentro del cohete. Esto debido a que sus dimensiones de largo serían mucho menores que las de la carga útil del cohete por lo que permitiría demasiado movimiento a lo largo de la carga útil del mismo, poniendo en riesgo la configuración de los sistemas y la supervivencia de los mismos. Puntaje asignado: 2/10

5) Coeficiente de arrastre: el problema con esta geometría es que tendría que tener la distribución de peso perfectamente balanceada para que baje con el área plana perpendicular al flujo de aire. Se podría tener el mismo coeficiente de arrastre del cilindro si se logra que el área plana sea la que es perpendicular al flujo. En caso llegara a voltearse en el descenso, aumentaría su aerodinamismo debido a la forma del hemisferio y aumentaría su tasa de descenso, provocando un impacto mayor al aterrizar y probablemente causando que se dañen los componentes electrónicos y el huevo de gallina. Puntaje asignado: 5/10

6) Ensamblaje: el ensamblaje de esta geometría era complicado respecto al resto de componentes de los otros sistemas. Se debían acoplar a la geometría semiesférica ya que la base de la carga útil sería la parte plana del hemisferio. Esto requiere que todos los demás componentes puedan acoplarse a una geometría redondeada, lo cual hace que al momento de que exista la necesidad de manipular componentes la dificultad sea muy alta y se pierda tiempo en el ensamblaje. Puntaje asignado: 2/10

c) Concepto C: Carga útil elíptica

Figura 6. Carga útil elíptica



La base de este concepto era minimizar el peso de la estructura, aprovechar esquinas que son espacios perdidos en los conceptos cilíndricos y hemisféricos y de esta manera aprovechar al máximo el volumen disponible en la carga útil.

1) **Peso:** el peso de esta geometría era menor al de la geometría cilíndrica, pero mayor al de la geometría hemisférica, ya que requeriría de menor área superficial y por ende su volumen sería menor. Esto genera una ventaja al disminuir el peso de la estructura y poder aprovechar esta holgura de peso para el resto de elementos del resto de sistemas. Además, permitiría lugar a factores de último momento que pudieran hacer variar el peso. Puntaje asignado: 7/10

2) **Manufactura:** la manufactura de esta geometría sería extremadamente complicada, aún más que la hemisférica ya que se elimina el lado plano de la misma. Es un tipo de geometría en la cual sería muy difícil mantener su simetría en un torno ya que no es circular, además de tener que crear varios accesorios para poderse manufacturar. Esto aumentaría el costo de la misma ya que se necesitaría un nivel de manufactura de mucha precisión y especialización. Puntaje asignado: 1/10

3) **Volumen disponible:** el peso de esta geometría sería menor pero se disminuiría en un gran porcentaje el volumen disponible que existiría para el resto de sistemas. La reducción de volumen disponible afectaría especialmente en los elementos electrónicos, ya que estos no se pueden variar en tamaño y limitaría el tipo de componentes a utilizar. Además, limitaría el espacio disponible para el sistema de protección del huevo de gallina. Puntaje asignado: 5/10

4) **Compatibilidad con el cohete:** la geometría elíptica sería fácil de insertar en el cohete, lo cual es una ventaja ya que no se tiene problemas en este sentido. El problema principal es que debido a que no tendría un fondo recto como lo tiene el diseño cilíndrico y el hemisférico, no se mantendría estable dentro del cohete, dando lugar a golpes y movimiento de la carga útil. Esto pondría en peligro el ensamblaje de los componentes electrónicos, además de que sería difícil delimitar la posición de los elementos respecto a tierra ya que podría rotar dentro del mismo cohete. Puntaje asignado: 5/10

5) **Coefficiente de arrastre:** la forma de elipse es bastante aerodinámica ya que la nariz redondeada reduce el arrastre y aumenta así la velocidad que alcanza la carga útil. Esto sería un factor negativo debido a que la tasa de descenso aumentaría, poniendo en riesgo la carga útil al momento de aterrizar. Puntaje asignado: 4/10

6) Ensamblaje: el ensamblaje de una elipse podría complicarse al ser tan compleja su manufactura. La manufactura tendría que ser perfectamente simétrica para no tener problemas pero por su geometría se crean muchos problemas con la integración del resto de sistemas. La mayoría de componentes electrónicos tienen formas rectangulares y no son modificables. Su tamaño y geometría por lo tanto limitaría el espacio disponible dentro de la misma carga útil además de limitar la manipulación que se pudiera tener de los componentes. Puntaje asignado: 2/10

d) Concepto D: Carga útil esférica

Figura 7. Carga útil esférica



1) Peso: la carga útil esférica sería la de menor peso en estructura ya que es la que tiene el área superficial menor entre los diferentes diseños. Puntaje asignado: 8/10

2) Manufactura: la manufactura de una esfera de cualquier material es de gran dificultad debido a la necesidad de una gran precisión para poderse crear. Se tendría que invertir mucho dinero en la manufactura para lograr obtener una esfera perfecta de cualquier material. Puntaje asignado: 1/10

3) Volumen disponible: debido a que esta carga es la que tendría un área superficial mínima, también es la que cuenta con un volumen disponible mínimo. Además, esto dependería totalmente de la precisión de la manufactura ya que al tener defectos en la misma podría ser que el volumen real disponible fuera aún menor que el teórico. Puntaje asignado: 3/10

4) Compatibilidad con el cohete: este tipo de geometría tendría las mismas características que la carga útil elíptica. Sería fácil insertarlo en el cohete pero se aumentarían los movimientos innecesarios dentro del mismo, pudiendo afectar así la misma carga útil como también los componentes electrónicos y resto de sistemas, causando problemas durante la misión. Puntaje asignado: 4/10

5) Coeficiente de arrastre: la geometría esférica tiene el mismo problema que la elíptica por su bajo coeficiente de arrastre. La esférica es aún más aerodinámica que la hemisférica ya que es simétrica en todos sus ejes, por lo que tendría una velocidad de descenso demasiado grande. Esta velocidad podría disminuirse dependiendo solamente del sistema de descenso de carga útil, poniendo en gran riesgo a la misma. La alta velocidad que podría alcanzar afecta en la capacidad de controlar los sensores ya que los

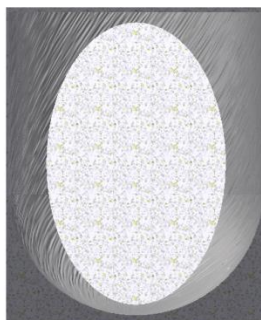
cambios de altura son muy rápidos. Además, existe un peligro inminente de que el aterrizaje sea demasiado fuerte para que la carga útil pudiera resistir manteniéndose intacta. Puntaje asignado: 3/10

6) Ensamblaje: el ensamblaje sería muy complicado debido a la interfaz con el resto de dispositivos. Como se mencionó en la carga útil elíptica, la mayoría de componentes tienen geometrías rectangulares, lo cual haría que su ensamblaje con la estructura esférica fuera de gran complicación. Puntaje asignado: 1/10

2) Geometría compartimiento del huevo

a) Concepto A: Cilindro con fluido

Figura 8. Cilindro con fluido



Este concepto surgió de la investigación de fluidos no newtonianos. Estos son un grupo de materiales que cambian sus propiedades físicas como reacción a estímulos externos.

1) Peso: ese concepto tiene como desventaja el peso. Debido a que se utiliza un fluido, el peso del mismo sería muy grande en comparación con el resto de conceptos que no consideran el uso del mismo. El resto de conceptos consideran solamente un elemento y este tendría que incluir el fluido a utilizar además del compartimiento donde se tendrá que introducir tanto el fluido como el huevo. Puntaje asignado: 4/10

2) Manufactura: la manufactura conllevaría crear un compartimiento lo suficientemente liviano para no agregar mucho peso pero que además sea hermético ya que el fluido debe mantenerse dentro de él. Además, el compartimiento debía poderse insertar en la carga útil sin tener movimiento relativo dentro de ella. Debía ser un compartimiento hermético que se pudiera acoplar al resto de la estructura por lo que se limitaba el uso de bolsas herméticas y se debía hacer de un material sólido. Esto crea un nivel mayor de dificultad ya que no es posible usar cualquier material y se deben tener medidas exactas para que no se salga el fluido del compartimiento y mantenerlo hermético, poniendo en riesgo la supervivencia del huevo en la separación del cohete y en el momento del aterrizaje. Si se verifica que el huevo soporta estos impactos con cierto volumen del fluido en un espacio determinado, el tener un cambio en este volumen durante la misión podría variar los resultados obtenidos. Puntaje asignado: 7/10

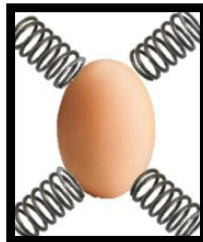
3) Habilidad para absorber el impacto: el utilizar un fluido no newtoniano otorgaría la ventaja de que puede soportar fuerzas grandes y absorber un gran porcentaje del impacto. Esta es la característica que agrega más valor ya que cumpliría con los requerimientos de fuerzas de impacto y de aceleración, confirmando así que el huevo sería capaz de sobrevivir toda la misión sin romperse o rajarse. Puntaje asignado: 9/10

4) Volumen requerido en carga útil: esta sería una desventaja al utilizar un cilindro con fluido, ya que se necesita un volumen relativamente grande de fluido para proteger el huevo. Esto significaría que el compartimiento donde se vertería tendría que ser lo suficientemente grande para poder colocar el huevo y el fluido en el mismo. Además, debido a que no se conocen las medidas exactas del huevo, debería ser lo suficientemente grande para poder introducir un huevo de las medidas máximas otorgadas en los requerimientos cumpliendo todavía con la cantidad de fluido que se necesite para poder soportar el impacto. Entonces, el cilindro ocuparía un gran porcentaje del volumen disponible en la carga útil, disminuyendo así aquel volumen disponible para el resto de los componentes. Puntaje asignado: 5/10

5) Ensamblaje: el ensamblaje de este concepto tendría una baja dificultad. Existen actualmente varios recipientes herméticos con la geometría necesaria, lo que otorga una idea de manufactura y ensamblaje que no requiere de mucho esfuerzo o complicaciones. Además, se tendría que poder abrir y manipular fácilmente para poder introducir el huevo y que al introducir el mismo no se pierda nada de volumen del fluido. También debe ser fácil de ensamblar con la estructura ya que si no queda bien asegurado existe el peligro que se pueda desarmar dentro de la carga útil y dejar salir ya sea fluido o que huevo se salga del compartimiento. Puntaje asignado: 8/10

b) Concepto B: Resortes

Figura 9. Resortes



Este concepto se basa en los sistemas de amortiguamiento que sirven para disipar la energía cinética, en este caso la energía cinética del impacto en varios puntos de la misión.

1) Peso: con este concepto se puede reducir el peso del sistema de protección del huevo al eliminar la segunda componente que se tomó en cuenta que sería el fluido, otorgando parte del presupuesto de peso de la estructura a ser usado para el resto de elementos. Esto es una ventaja ya que da lugar a cambios inesperados de la estructura o a reforzar los sistemas de seguridad del CanSat. Puntaje asignado: 9/10

2) Manufactura: la manufactura de este sistema sería de un bajo nivel de complicación. Esto se debe a que puede utilizarse resortes que estén en cierto rango de valor de amortiguamiento los cuales existen en el mercado. Puntaje asignado: 10/10

3) Habilidad para absorber el impacto: como se puede observar en la mayoría de sistemas que cuentan con amortiguamiento, el sistema de resortes es muy seguro para absorber impactos. Además, se podría utilizar un factor de seguridad lo suficientemente grande para asegurar que pueda soportar todas las fuerzas a las que estaría sometido el CanSat, cumpliendo así con los requerimientos de fuerza de impacto y de aceleración definidos. El problema con este sistema es que el huevo tendría que estar lo suficientemente aislado para no ser lastimado por algún otro elemento que pueda moverse dentro de la carga útil. Puntaje asignado: 5/10

4) Volumen requerido en carga útil: debido al sistema se requeriría un mayor volumen dentro de la carga útil para poder ensamblarse. En este sistema se requeriría suficiente espacio de movilidad para que los resortes que sostienen el huevo pudieran absorber el impacto y evitar que el huevo choque con algún elemento de la carga útil. Básicamente deberían de mantener el huevo suspendido dentro de la carga útil. Puntaje asignado: 6/10

5) Ensamblaje: el ensamblaje de este sistema es sumamente difícil. Se deben acoplar los sistemas a la carga útil de una forma que no puedan liberarse y causar que el huevo pueda moverse o colisionar con la misma estructura. También deben acoplarse al huevo, lo cual es difícil ya que debe ser un sistema que pueda acoplarse a un huevo con cualquier geometría y con una variación en medidas ya que no se conocerán durante el proceso de construcción del CanSat. Se tiene que tomar en cuenta que los resortes mismos podrían lastimar al huevo, lo cual se debe tomar en cuenta en el momento de ensamblarse. Puntaje asignado: 2/10

c) Concepto C: Plastilina

Figura 10. Plastilina



Este concepto funciona de la misma manera que el cilindro con fluido, diferenciándose que la plastilina es más rígida por lo que no necesita un recipiente. Además se eliminarían los problemas de necesitar un recipiente hermético por el riesgo de que se arruinen el resto de componentes al entrar en contacto con el fluido.

1) **Peso:** el peso de la plastilina sería menor al del fluido, aunque sería mayor que el peso que tendrían los resortes. Puntaje asignado: 4/10

2) **Manufactura:** la manufactura de este sistema sería prácticamente nula. Sólo se necesitaría la plastilina en cuestión para poder cubrir el huevo. Gracias a esto, se podría utilizar el presupuesto para el resto de partes de la estructura y no se dependería de tiempo o de la persona que lo esté manufacturando, dando ventajas en la cantidad de veces que puede modificarse para realizar pruebas. Puntaje asignado: 8/10

3) **Habilidad para absorber impacto:** al igual que el fluido cuenta con una gran capacidad para absorber impacto. El problema con la plastilina es que se transmite más impacto por ser un coloide, en comparación del fluido no newtoniano. Puntaje asignado: 7/10

4) **Volumen requerido:** el volumen requerido es mínimo ya que no se necesita tanto volumen de masa como de fluido para proteger el huevo. Sin embargo, se necesita la plastilina suficiente para asegurarse de que el huevo no vaya a sufrir algún impacto que pueda lastimarlo. Puntaje asignado: 6/10

5) **Ensamblaje:** el ensamblaje de la plastilina es fácil ya que se puede acoplar a cualquier tamaño y forma de huevo, lo más importante para la elección de la protección del huevo. Además, debido a que no requiere mayor volumen y que no existe el peligro de que contamine o arruine los demás componentes ya que mantiene su rigidez, no se necesita asegurarse con tanta seguridad de que no pueda existir contacto entre ellos y la plastilina que cubre el huevo. El utilizarla permitiría que la manipulación del huevo y su inserción sean fáciles ya que no dependería de alguna otra parte de la estructura o de algún otro sistema. Puntaje asignado: 8/10

d. **Selección del sistema a utilizar.** Al tener el puntaje asignado para cada factor de cada concepto, se necesitaba obtener un valor numérico que ayudara a evaluar y a elegir la opción más adecuada para el sistema completo. Este valor se conoce como valor ponderado, y se obtiene al sumar el producto de la puntuación individual de cada criterio y su factor de ponderación. La ecuación del valor ponderado se obtiene con la siguiente ecuación:

Ecuación 2 Cálculo de valores normalizados

$$\text{Valor ponderado (VN)} = \text{puntaje asignado (PA)} \times \text{valor de ponderación del factor}$$

El valor ponderado obtenido luego se utilizaría para hacer la selección. Aquel concepto que tuviera una suma total de valores ponderados mayor que el resto, es el que cumpliría con la mayor cantidad de requisitos necesarios.

En el cuadro de valores ponderados de la geometría de carga útil se puede observar los valores ponderados de la geometría de carga útil. El valor mayor al sumar todos los valores ponderados fue el de la carga útil cilíndrica, el cual obtuvo un valor de 169, mayor que el resto de conceptos. Se puede observar la comparación de los conceptos en el Gráfico 1, la cual refleja la diferencia entre la sumatoria de todos los

conceptos. El obtuvieron una puntuación parecida pero existe una gran diferencia entre la carga cilíndrica y el resto de conceptos.

En el cuadro de valores ponderados del sistema de protección del huevo se puede observar los valores ponderados del sistema de protección del huevo El concepto que obtuvo el mayor valor ponderado fue el del cilindro con fluido no newtoniano.

Este proceso de selección se realizó en conjunto con el resto de sistemas, especialmente la selección de componentes que afectan directamente otros módulos, para no tener luego problemas de interfaces entre los mismos. De esta manera se realizaron lluvias de ideas y se obtuvieron tanto los factores a ponderar como su valor o peso para el proyecto. Así se aseguró la relación entre módulos y se desarrolló la capacidad de trabajar todos en conjunto, lo cual era necesario ya que la mayoría de ellos eran dependientes de más de un módulo externo.

Cuadro 12. Valores ponderados - Geometría carga útil

Factor	Carga útil cilíndrica		Carga útil hemisférica		Carga útil elíptica		Carga útil esférica		
	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	
Peso	5	20	8	32	7	28	8	32	
Manufactura	9	36	1	4	1	4	1	4	
Volumen disponible	10	20	1	2	5	10	3	6	
Compatibilidad con cohete	10	40	2	8	5	20	4	16	
Coefficiente de arrastre	7	21	5	15	4	12	3	9	
Ensamblaje	9	36	2	8	2	8	1	4	
	Total:		173		69		82		71

Cuadro 13. Valores ponderados - Sistema de protección del huevo

Factor	Cilindro con fluido		Resortes		Plastilina		
	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	
Peso	4	12	9	27	4	12	
Manufactura	7	21	3	9	8	24	
Habilidad para absorber impacto	9	36	5	20	7	28	
Volumen requerido en carga útil	5	15	6	18	6	18	
Ensamblaje	8	32	2	8	8	32	
	Total:		116		82		114

Gráfico 1. Valores ponderados - Geometría carga útil

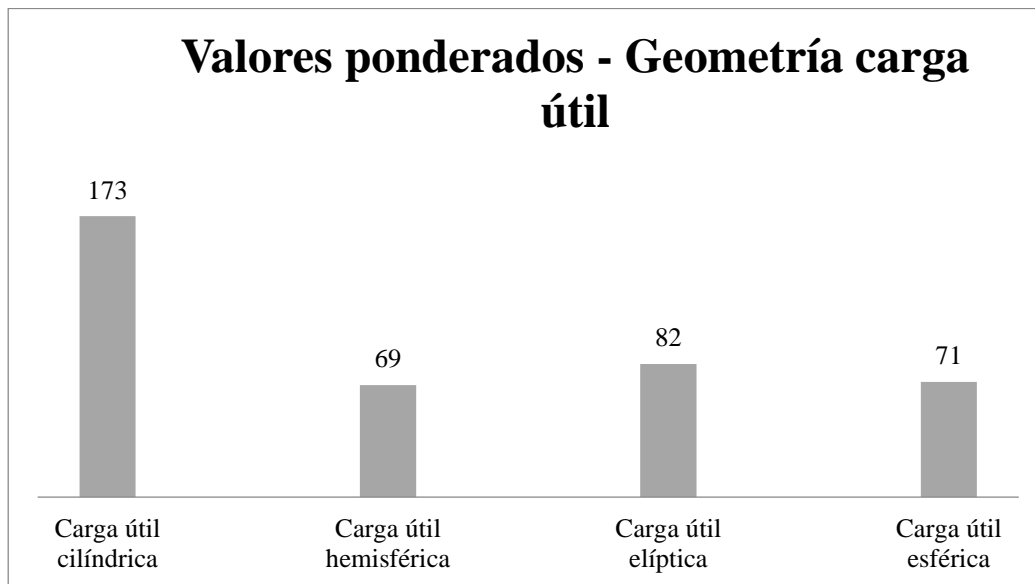
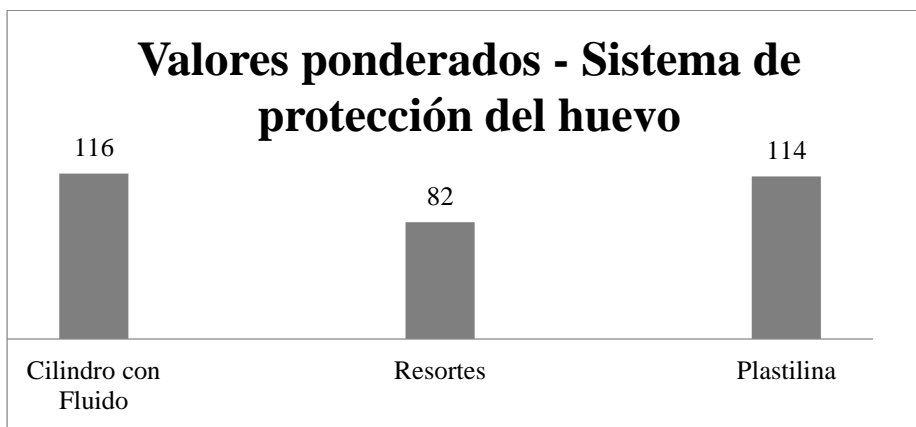


Gráfico 2. Estudio de factores - Geometría compartimiento del huevo



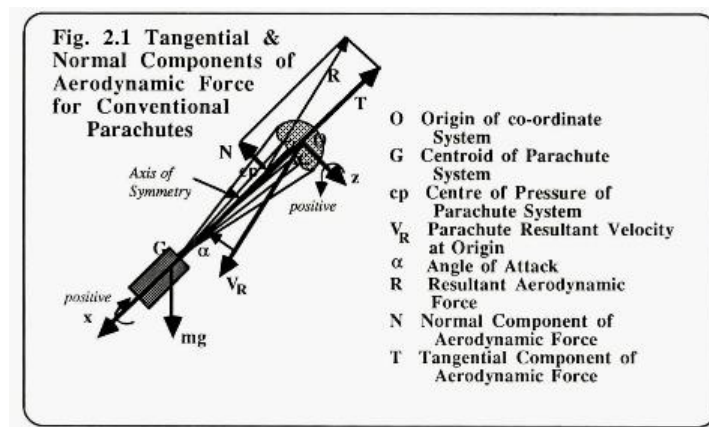
2. SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DE CANSAT. Se limitó el sistema de descenso de estabilización del CanSat a un paracaídas, que sería el encargado de descender junto al *Container*, debía ser un sistema de descenso pasivo que generase el arrastre suficiente para disminuir la velocidad de descenso a 20 m/s en la primera parte del vuelo.

En la fase inicial del diseño del sistema de estabilización se investigó sobre las distintas formas de paracaídas que existen, sus características, y ventajas/desventajas de unas con respecto de otras. Entre las

formas más comunes utilizadas en el campo se encontraron los paracaídas circulares planos (se conocen así por su esquema de construcción totalmente plano), los hemisféricos y los cruciformes.

Entre las características más importantes de los paracaídas circulares planos están su bajo costo y bajo peso por su simple geometría. Sin embargo presentan una alta oscilación, de aproximadamente 20-30°. Cuando se habla del ángulo de oscilación de un paracaídas este se refiere al ángulo existente entre el vector de dirección de vuelo del paracaídas y del vector de peso. En el caso de la figura que se presenta a continuación, el ángulo de oscilación es entre el vector x y el vector mg . Otra forma de visualizar la oscilación es que tanto se mueve la carga de lado a lado en el momento del descenso. (Cockrell, 1987)

Figura 11. Vectores que forman el ángulo de oscilación de un paracaídas



(Cockrell, 1987)

La característica principal de los paracaídas hemisféricos es su fuerte estructura por la forma en que se construye. Debido a esto, son empleados comúnmente para la desaceleración de vehículos. Cuentan con una eficiencia de arrastre baja ya que normalmente tienen un agujero en el centro llamado *spill hole*, que sirve para darle estabilidad durante el descenso. En este caso se sacrifica arrastre por estabilidad. Entre las características más importantes de los paracaídas cruciformes están su fácil construcción y alto arrastre, así como también su baja oscilación (aproximadamente de 0-3°). Una de sus desventajas es que en el descenso tienden a rotar respecto a su eje de simetría. Otro tipo común de paracaídas, principalmente utilizados para el deporte de paracaidismo, son los *paragliders*, que normalmente se utilizan cuando es necesario manejar o establecer una dirección de descenso. Para el caso del CanSat no fue considerado ya que no se tenía ninguna necesidad de tener una dirección específica y podía ser contraproducente ya que la recuperación del *Container* por comportarse como planeador se hubiera complicado (Cockrell, 1987)

Otro factor importante en el funcionamiento de un paracaídas es la fuerza de apertura que presenta al momento de desplegarse. Según el Cuadro 15 presentado en el libro *Parachute Recovery Systems Design*

Manual, la forma de paracaídas con menor fuerza de apertura (por el coeficiente presentado en tal cuadro) es la cruciforme, a la que le sigue la hemisférica y por último con la mayor fuerza de apertura con respecto a los tres, la forma circular plana. (Knacke, 1991)

Para poder seleccionar el concepto más adecuado para la necesidad planteada, se utilizó la herramienta *Trade Study*. Esta permite escoger un concepto objetivamente basándose en las necesidades o prioridades del diseño. Para realizar el *Trade Study*, se construyeron dos tablas que ayudarían a tomar la decisión óptima. La primera, que se presenta a continuación (lado izquierdo, Cuadro 14), establece las variables que se van a medir en cada opción y el peso que tiene cada una de ellas, es decir su criticidad. En este caso la variable de más importancia (por su peso) era la manufactura. La de menos importancia era el peso, ya que por tratarse de un paracaídas pequeño el peso del paracaídas iba a ser muy similar en todos los conceptos. Las otras variables consideradas para poder comparar las tres posibilidades fueron la estabilidad, relacionada con la oscilación del vuelo del paracaídas; la confiabilidad, ya que depende de este sistema de estabilización que otros pueden funcionar correctamente; la fuerza de apertura, ya que por tener limitante de peso la estructura no iba a ser robusta para resistir altas fuerzas; y el volumen, ya que el espacio disponible para guardar el paracaídas es limitado.

Cuadro 14. Definición de factor “peso” y valores normalizados.

FACTOR	PONDERACIÓN	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Manufactura	4	Difícil								Fácil	
Oscilación	4	Bajo				Promedio				Alto	
Confiabilidad	3	Bajo				Promedio				Alto	
Fuerza apertura	2	Alto								Bajo	
Volumen	2	Alto								Bajo	
Peso	1	Pesado								Liviano	

En el Cuadro 14 se establece una forma de medir la variable, y un valor normalizado que se le dará a la variable según el caso del concepto que se está evaluando. Por ejemplo, si el paracaídas hemisférico es difícil de manufacturar, se le dará un valor cercano a uno. Este valor se multiplicará al peso de la variable y se obtendrá un valor. Esta evaluación se hace para cada concepto, y luego se suman los valores de cada concepto (y cada variable) para determinar la selección más conveniente para el sistema. Normalmente se hace una tabla con datos respecto a las variables para facilitar su evaluación y el establecimiento de un valor normalizado. Esta tabla se presenta a continuación:

Cuadro 15. Comparación entre conceptos

Conceptos: Sistema de descenso para estabilización					
Forma para caídas	<i>Manufactura</i>	<i>Oscilación</i>	<i>Confiabilidad</i>	<i>Fuerza apertura</i>	<i>Volumen</i>
Circular Plano	Muy fácil	10-40°	Bajo	10.4 N	Bajo
Hemisférico	Difícil	10-15°	Alto	9.8 N	Mediano
Cruciforme	Fácil	0-3°	Mediana	7.4 N	Bajo

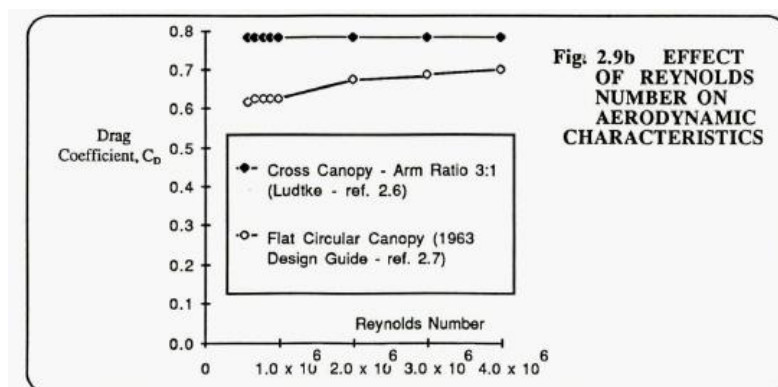
Cuadro 16. Selección final (Trade Study)

	Paracaídas circular plano		Paracaídas hemisférico		Paracaídas cruciforme	
	Valor normalizado	Total	Valor normalizado	Total	Valor normalizado	Total
Manufactura	10	40	4	16	9	36
Oscilación	3	12	7	28	10	40
Confiabilidad	2	6	10	30	8	24
F. apertura	4	8	6	12	10	20
Volumen	10	20	6	12	8	16
Peso	9	9	8	8	10	10
Total:		95		106		146

El resultado de la selección, utilizando el método antes descrito, se presentó en el Cuadro 16. Como se puede observar el concepto que se debe seleccionar es el paracaídas cruciforme, ya que es el que más ventajas presenta respecto a los demás; se ajusta mejor a las limitaciones propuestas. De tal manera se eligió el paracaídas cruciforme como método de estabilización en la primera parte del descenso del CanSat.

Con el diseño cruciforme seleccionado se continuó con la investigación específica de la forma y se encontró otra ventaja: presenta un coeficiente de arrastre constante respecto al número de Reynolds. El número de Reynolds depende básicamente de la velocidad del fluido y de la viscosidad del mismo (que es función de la temperatura). En conclusión el coeficiente de arrastre de un paracaídas cruciforme no cambia con respecto a la velocidad del fluido ni la viscosidad del mismo.

Figura 12. Coeficiente de arrastre vs. número de Reynolds.



(Cockrell, 1987)

Como se puede observar en la gráfica obtenida del documento *The Aerodynamics of Parachutes*, el coeficiente de arrastre para un paracaídas en forma de cruz permanece constante en un valor de 0.8. Este coeficiente será el que se utilizara para dimensionar el paracaídas y que así cumpla con el requerimiento de velocidad impuesto por la competencia. (Cockrell, 1987)

Para construir el paracaídas se seleccionaron los componentes conforme a requerimientos y funcionalidad. La tela para fabricar el paracaídas se escogió en base a la similitud con la tela comúnmente utilizada para sombrías y paraguas. Un factor importante fue encontrar la tela de color naranja fosforescente para que fuera fácil su ubicación visual durante el vuelo, así como también su recuperación. En la investigación se halló que uno de los materiales que más se utiliza para la construcción de paracaídas es el nylon *Ripstop*, sin embargo este no se encontró en el mercado guatemalteco. Para contrarrestar este inconveniente se determinaron las características que tienen las telas que se usa normalmente para la manufactura de paracaídas y finalmente se seleccionó un nylon naranja, liviano y resistente a tensión.

Se encontró que la permeabilidad de una tela, que cuantifica la velocidad del aire que fluye a través del material, depende de la porosidad de la misma, y esta no influye en el coeficiente de arrastre (en el caso de un paracaídas), siempre y cuando la porosidad no sea excesiva. Este aspecto lo cumplía el material seleccionado, ya que era impermeable al agua, lo que indica una baja porosidad. (Nakka, 2013)

Otro componente principal de un paracaídas son sus cuerdas. Para las mismas se seleccionó una cuerda de nylon con una resistencia a la tensión de 20 libras según el fabricante. Para poder unir el paracaídas con las cuerdas se utilizaron ojales, que se colocaron en cada esquina del mismo. Se encontró una forma de nudo no deslizante que funcionaba perfectamente para la aplicación. Estos nudos eran importantes, ya que de ellos dependía que las cuerdas estuvieran unidas al paracaídas todo el tiempo, resistiendo la fuerza de apertura y

la fuerza de arrastre que generaba el mismo. En los nudos se produce una concentración de esfuerzos, sin embargo la fuerza de apertura era aproximadamente un 10% respecto a la resistencia de 20 libras de la cuerda, por lo que se tenía un alto factor de seguridad.

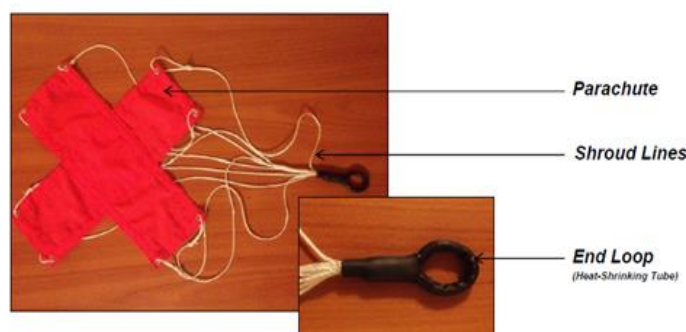
Figura 13. Ejemplo de nudo no deslizante.



(Grogg, s.f.)

En el extremo opuesto de los nudos se unieron todas las cuerdas por medio de tubo termo-encogible. Se aprovechó la maleabilidad de este material para hacer una argolla con el mismo para que el paracaídas tuviera un punto de unión con el *Container*. Durante el proceso de diseño del paracaídas se decidió colocar una argolla fabricada de elástico para que esta funcionara como absorbente de fuerza (conocido en inglés como *shock cord*) a la hora de la apertura del paracaídas. Esta se fabricó con elástico común que usualmente se utiliza en prendas de vestir.

Figura 14. Componentes principales en primer prototipo



Al *Container* se le instaló una pequeña argolla metálica para poder unir el sistema de estabilización al CanSat.

3. SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT. Para la toma de decisiones fue necesario utilizar algún sistema que dejara por un lado las preferencias personales y subjetivas. Para ello se decidió utilizar como base el proceso de toma de decisiones. Este consiste en el análisis y selección de opciones basándose en una matriz numérica para evaluar cada opción disponible. Para

ello es necesario determinar una serie de criterios de selección y su ponderación de acuerdo con su importancia. Esta se define según el criterio de quien los realice, para este proceso se definió a cero (0) como la importancia más baja y cuatro (4) como la más alta. Ver el cuadro de criterios de decisión utilizados para el sistema de descenso de la carga útil. Estos criterios fueron seleccionados tratando de mantener un formato estándar para todos los demás sistemas del proyecto. Luego de esto, el método establece que se debe desarrollar cada una de los conceptos y luego evaluarlos utilizando los índices de ponderación determinados para estas alternativas. Para llevar a cabo la evaluación de cada elemento, se decidió utilizar una escala de 10, en la cual los valores altos representan afinidad a lo que se busca y los valores bajos no lo hacen. Al final, la alternativa con el valor numérico mayor que resulte de la sumatoria de la multiplicación de cada calificación asignada y su valor de ponderación será la que representa la mejor opción a elegir (Robbins & Coulter, 2010).

Cuadro 17. Criterios de decisión utilizados para el sistema de descenso de la carga útil.

FACTOR	PONDERACIÓN	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Estabilidad	1	Baja				Promedio					Alta
Peso	2	Pesado									Liviano
Volumen	2	Alto									Baja
Tasa de descenso	2	Baja									Alta
Costo	3	Bajo									Alto
Integración con la carga útil	3	Difícil									Fácil
Confiabilidad	3	Baja				Promedio					Alto
Resistencia estructural	3	Baja									Alto
Manufactura	4	Complicada									Sencilla

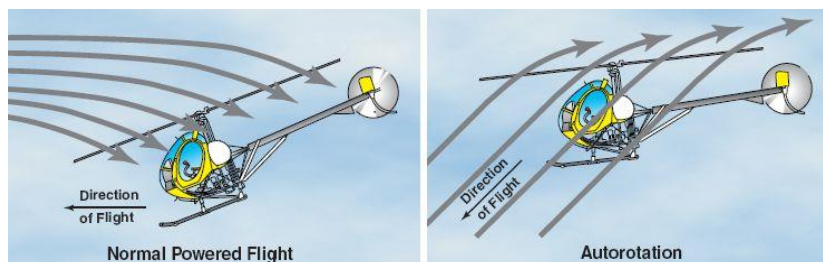
A continuación se presenta el desarrollo de los conceptos más sólidos que fueron analizados para el sistema de descenso de la carga útil. Es necesario mencionar, que durante el proceso previo a la definición de los conceptos fue necesario analizar un gran número de ideas o alternativas. Sin embargo, no todas ellas fueron tomadas en cuenta.

a. Desarrollo de conceptos y evaluación de conceptos

1) **Concepto auto rotación:** Este concepto está basado en el principio aerodinámico que rige a las denominadas alas rotatorias, el cual es utilizado para el funcionamiento de helicópteros (Ver Figura 15-a). Estos utilizan un motor para hacer girar una serie de aspas con un determinado perfil aerodinámico que generan sustentación al desplazarse a altas velocidades por el aire. Este mismo modelo puede ser aplicado

sin la necesidad del uso de un motor, a esto se le llama auto rotación. Su aplicación en la actualidad puede ser en maniobras de emergencia de helicópteros, así como en el autogiro; dispositivo desarrollado en las primeras décadas del siglo XX por Juan de la Cierva.

Figura 15. Principio de auto rotación



(a) Principio de funcionamiento de helicóptero

(b) Principio de funcionamiento de auto rotación

La idea principal de esta alternativa es la de colocar una serie de aspas sujetas a un eje con movimiento libre en la parte superior del CanSat, el cual, al tener un flujo axial de aire comenzará a rotar generando así una fuerza de sustentación. Algo similar a lo que se muestra en la Figura 15-b. A continuación se presenta el análisis de cada uno de los criterios de decisión para este sistema.

a) **Estabilidad:** La estabilidad de este tipo de mecanismos depende mucho del balance dinámico que posean las aspas. Es sabido que uno de los grandes problemas que sufría en sus inicios esta tecnología eran los súbitos volteos, incluso antes de su separación del suelo. Estos se deben a la inestabilidad generada por la diferencia de sustentación en las aspas que rotan hacia adelante respecto de las del lado opuesto. Puntaje asignado: 4/10

b) **Peso:** Según estimaciones, el peso de este sistema puede mantenerse en niveles cercanos a los requeridos. Esto se debe a que las aspas pueden tener un área relativamente pequeña respecto a la sustentación que genera. Los riesgos se encuentran en el aumento de peso de las aspas para lograr la rigidez estructural adecuada. Además es necesario colocar rodamientos para permitir la libre rotación. Esto puede incrementar el peso, por lo que hay que mantenerlo en mente a la hora de realizar el diseño. Puntaje asignado: 7/10

c) **Volumen:** El volumen que ocupa el sistema puede llegar a ser un inconveniente. Debido a la disposición radial que deben tener las aspas y a también a que estas deben de sobresalir de la carga útil para lograr un flujo adecuado de aire, se debe de diseñar de tal forma que estas se puedan plegar para su almacenamiento. Esto a su vez aumenta el peso del sistema, así como afecta a la confiabilidad del mismo. Puntaje asignado: 6/10

d) **Tasa de descenso:** La tasa de descenso dependerá del área total con que cuenten las aspas, y también de la velocidad relativa del aire que circule por ellas. Como regla general, a mayor velocidad del flujo axial de aire, mayor será la sustentación generada. Como será de suponer, es un factor

clave lograr una tasa de descenso baja, sin embargo, para esto se requiere que el área total del rotor se incremente. Esto pone en riesgo el peso del sistema y el volumen del mismo. Puntaje asignado: 4/10

e) **Costo:** Los costos principales de este sistema se encuentran en los materiales y en la manufactura. Debido a lo complicado que puede llegar a ser el perfil aerodinámico, los costos de manufactura, así como los materiales para mantener liviano el sistema pueden incrementar los costos. Puntaje asignado: 5/10

f) **Integración con la carga útil:** Debido a la disposición cilíndrica vertical con que se planea realizar la carga útil (la cual se discute en la sección “Sistema mecánico y estructural”), se dificulta la integración del sistema. La mayor dificultad radica en que el sistema de liberación de la carga útil se piensa instalar en la parte superior de la misma, pudiendo interferir con la operación del rotor. Puntaje asignado: 5/10

g) **Confiabilidad:** El sistema tiene dos puntos principales de falla. El primero es que no se despliegue alguna de las aspas. Esto no solo originaría la falla del sistema, sino que debido al desbalance lo volvería inestable y con tendencia a rotar. La segunda falla podría suceder al variar las condiciones del viento, ocasionando que el rotor no gire por sus propios medios y no genere sustentación. En ambos casos la falla ocasionaría que la velocidad de descenso sea muy alta; poniendo en riesgo la integridad de los componentes al momento del aterrizaje. Puntaje asignado: 3/10

h) **Resistencia estructural:** El sistema debe de ser capaz de soportar las fuerzas de apertura. Un factor importante del despliegue es que este debe de realizarse una vez el sistema se encuentra debajo de los 400 metros y descendiendo a una rapidez constante de 20 m/s. Sin embargo, el sistema no está basado en la generación de fuerzas de arrastre, las cuales dependen de grandes áreas superficiales que se oponen al flujo de aire. Esto ocasiona que la aceleración negativa al momento de su apertura sea baja, y por consiguiente las fuerzas a resistir son bajas. Puntaje asignado: 8/10

i) **Manufactura:** La elaboración de este sistema requerirá un alto grado de control sobre el detalle superficial de las aspas. Esto es importante para lograr que se genere el fenómeno de auto rotación; es decir, la sustentación. En la actualidad existen distintas técnicas de manufactura que permiten la elaboración de complejos perfiles aerodinámicos, aunque es importante mencionar que los costos pueden ser altos. Puntaje asignado: 7/10

2) **Concepto varillas telescópicas:** Esta idea consiste en la creación de un área superficial grande, capaz de desplegarse para generar una fuerza de arrastre que disminuya la rapidez de descenso de la carga útil. Uno de los métodos pensados para el aumento del área es el uso de 4 varillas telescópicas; cada una colocada a 90 grados de las otras. Estas a su vez tendrán entre ellas una membrana la cuál será la encargada de funcionar como freno aerodinámico. El despliegue de esta estructura puede ser realizado por medio de resortes internos en cada una de ellas. En la Figura 16 se puede ver un ejemplo de las varillas a utilizar. A continuación se presenta el análisis de cada uno de los criterios de decisión para este sistema.

Figura 16. Ejemplo varilla telescópica



a) **Estabilidad:** La estabilidad de este tipo de mecanismos depende mucho del balance que se genere entre el centro de gravedad y el momento generado por la fuerza de arrastre. El hecho de que el mecanismo se abra por medio de resortes, resta un poco de importancia a la estabilidad. Esto se debe a que al estar desplegada la superficie el arrastre se dará, en cualquier posición que se encuentre la carga útil. Puntaje asignado: 7/10

b) **Peso:** Según estimaciones el peso de este sistema puede mantenerse en niveles cercanos a los requeridos. Debido al tamaño reducido de las varillas, las cuales a su vez son el componente más pesado, ayuda a disminuir el riesgo de sobre pasar el peso establecido. Además se puede utilizar componentes más pesados para la sujeción del sistema a la carga útil. Puntaje asignado: 9/10

c) **Volumen:** El volumen que ocupa el sistema es una de sus grandes ventajas. Debido a que se cuenta con pocos componentes sólidos, se incrementaría el espacio disponible. Es importante tener en cuenta el material de la membrana flexible que irá entre las varillas, pues al estar retraída algunos materiales ocupan más espacio que otros. Puntaje asignado: 9/10

d) **Tasa de descenso:** La tasa de descenso dependerá del área total con que cuenten el sistema extendido. Con este sistema el área al extenderse puede llegar a ser 10 veces mayor, por lo que se pueden alcanzar tasas de descenso muy bajas. Sin embargo, una limitante será la resistencia estructural que tengan las barras. Al aumentar el arrastre, las fuerzas generadas al momento de apertura resultan significativas y pueden llegar a romper el sistema. Puntaje asignado: 7/10

e) **Costo:** El costo de este sistema se puede incrementar al utilizar materiales compuestos. El uso de estos materiales se puede dar para buscar una alta resistencia estructural y permitir un aumento en el arrastre generado. Además, debido a que la manufactura de este elemento debe de ser precisa para lograr que los componentes sean plegables, el costo es un tema que debe tenerse en cuenta. Puntaje asignado: 3/10

f) **Integración con la carga útil:** Debido a la disposición cilíndrica vertical con que se planea realizar la carga útil (la cual se discute en la sección “Sistema mecánico y estructural”), se dificulta la integración del sistema. La mayor dificultad radica en que el sistema de liberación de la carga útil se piensa instalar en la parte superior de la misma, pudiendo interferir con la operación del sistema. Sin embargo, al ser solo 4 componentes, estos se pueden sujetar de una manera que dejen un espacio disponible para su uso en otros sistemas. Puntaje asignado: 6/10

g) **Confiabilidad:** Al contar el sistema con una membrana que debe de estar replegada, se incrementa el riesgo de que la estructura no pueda desplegarse adecuadamente. Además de ello, de originarse algún problema en la apertura se pone en riesgo la estabilidad del sistema desde un inicio.

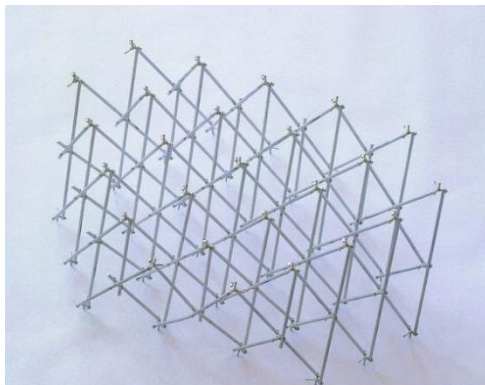
Puntaje asignado: 4/10

h) **Resistencia estructural:** Para mantener las mayores ventajas de tamaño y peso, es necesario que las barras telescópicas de un perfil de pared delgada. Esto compromete la resistencia estructural pues los esfuerzos que se pueden generar al momento de la apertura son considerables. Puntaje asignado: 3/10

i) **Manufactura:** Para lograr la confiabilidad requerida por el sistema, se debe de realizar un proceso de manufactura óptimo para el desarrollo de componentes de este tipo. Es probable que sea necesario realizar ranuras precisas que permitan replegar la membrana interna. Al ser componentes que deslizan entre ellos, el proceso de manufactura debe de ser extremadamente cuidadoso para evitar que se produzcan protuberancias que puedan atrancar al sistema. Por ello la manufactura puede llegar a ser un factor clave si se decide utilizar este concepto. Puntaje asignado: 3/10

3) **Concepto estructura plegable:** Esta idea, al igual que la anterior, consiste en la creación de un área superficial grande, capaz de desplegarse (por medio de resortes) para generar una fuerza considerable de arrastre que disminuya la rapidez de descenso de la carga útil. El método pensado surge de la idea de tratar de incrementar la resistencia estructural del sistema de varillas telescópicas. Para realizar esto, se pensó en realizar una estructura de tipo tijera capaz de hacer la función de un freno aerodinámico. Se elige este tipo de estructura debido a una alta relación entre el área desplegada respecto a la que ocupa en su posición retraída. En la Figura 17 se puede ver un ejemplo de la estructura propuesta. Al igual que con las otras ideas, se analizó cada uno de los criterios de decisión para este sistema. El análisis se muestra a continuación.

Figura 17. Ejemplo de estructura plegable.



a) **Estabilidad:** La estabilidad de este tipo de mecanismos depende mucho del balance que se genere entre el centro de gravedad y el momento generado por la fuerza de arrastre. El hecho de que el mecanismo se abra por medio de resortes, resta un poco de importancia a la estabilidad. Esto se debe a que al estar desplegada la superficie, el arrastre se dará en cualquier posición que se encuentre la carga útil. Puntaje asignado: 7/10

b) **Peso:** A pesar del hecho de ser elaborada de barras delgadas, el peso de la estructura puede llegar a ser un problema. Debido a que se debe contar con un alto número de eslabones, el área total posible de alcanzar se vería limitada por la cantidad de elementos a utilizar (limitación de peso). De la misma manera, es necesario considerar que cada una de las uniones debe de llevar algún tipo de pasador, los cuales incrementan el peso total. Puntaje asignado: 4/10

c) **Volumen:** Si bien la estructura es capaz de plegarse y reducir hasta 4 veces el área que ocupa, la altura útil de la carga se ve comprometida por el uso de este sistema. Al estar replegado, las barras adquieren una posición vertical. Esto puede ser contraproducente pues, el sistema de protección del huevo es sensible a reducciones en la altura del amortiguamiento que posee, la cual tiene relación con la altura total de la carga útil. Puntaje asignado: 3/10

d) **Tasa de descenso:** La tasa de descenso dependerá del área total con que cuenten el sistema extendido. Con este sistema, el área puede ser alrededor de 3 veces mayor a la de la carga útil, por lo que se pueden alcanzar tasas de descenso muy bajas. Sin embargo, una limitante será la resistencia estructural que tengan la estructura. Al aumentar el arrastre, las fuerzas generadas al momento de apertura resultan significativas y pueden llegar a romper el sistema. Es importante mencionar que, este diseño aumenta la resistencia estructural, por lo que el área total de arrastre puede llegar a ser mayor que en el sistema anterior. Puntaje asignado: 8/10

e) **Costo:** El costo de este sistema se puede incrementar al utilizar materiales compuestos. El uso de estos materiales se puede dar para buscar una alta resistencia estructural y permitir un aumento en el arrastre generado. Sin embargo, debido a que los elementos no deben presentar una geometría tan elaborada, es posible mantener un costo de manufactura bajo. Puntaje asignado: 4/10

f) **Integración con la carga útil:** Debido a la disposición cilíndrica con que se planea realizar la carga útil (la cual se discute en la sección “Sistema mecánico y estructural”), se dificulta la integración del sistema. La mayor dificultad radica en que el sistema de liberación de la carga útil se piensa instalar en la parte superior de la misma, pudiendo interferir con la operación del rotor. Puntaje asignado: 5/10

g) **Confiabilidad:** El sistema cuenta con una membrana que debe de estar replegada, lo cual incrementa el riesgo de que la estructura no pueda desplegarse adecuadamente. Sin embargo, debido a la simplicidad de la estructura la probabilidad de que esto ocurra, comparado con el concepto anterior, es más baja. La simplicidad de este sistema se estableció tomando en cuenta que los

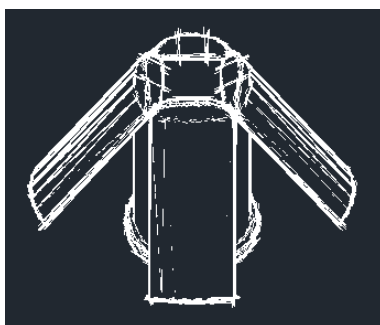
componentes necesitan de un pasador para su operación, los cuales raras veces presentan problemas operativos. Puntaje asignado: 6/10

h) **Resistencia estructural:** Uno de los objetivos principales de este sistema es la de aumentar la resistencia estructural. A pesar de ello, es importante tomar en cuenta que debido al peso se buscará un balance entre la resistencia estructural y el tamaño de los componentes. Al reducir su tamaño, la resistencia se ve afectada por lo que es necesario encontrar un balance. Puntaje asignado: 5/10

i) **Manufactura:** La manufactura de los elementos que componen la estructura puede resultar bastante sencilla. Quizás el único cuidado que se debe de tener es el de mantener una uniformidad en todos los elementos realizados. Puntaje asignado: 8/10

4) **Concepto estructura envolviendo el cuerpo de la carga útil:** El principio que rige esta idea es el de la creación de un freno aerodinámico desplegable que utilice los costados de la carga útil para su almacenamiento. Esta idea surgió al darse cuenta que se puede aprovechar a almacenar alguna estructura de forma longitudinal a lo largo de la carga útil y al desplegarse, esta se coloque en una posición transversal al flujo de aire, maximizando el arrastre creado. Para esto se pensó en una estructura compuesta de 4 secciones cilíndricas unidas por medio de bisagras a la parte superior de la carga útil, permitiéndose un movimiento de aproximadamente 90 grados para su despliegue. En la Figura 18 se puede observar un bosquejo que ejemplifica la idea principal de este sistema. Además, para disminuir aún más la tasa de descenso se puede colocar membranas entre cada una de las estructuras móviles. El análisis de los criterios de decisión arrojó lo siguiente.

Figura 18. Bosquejo de estructura que envuelve a la carga útil



a) **Estabilidad:** La estabilidad del sistema dependerá del balance que se genere entre el centro de gravedad y el momento generado por la fuerza de arrastre. Para el caso de este sistema, se espera que su colocación ayude a estabilizar el descenso de la carga útil. Sin embargo, a diferencia de los otros conceptos, este sistema depende únicamente del flujo de aire para su despliegue, por lo que la estabilidad antes de su apertura toma cierta relevancia. Por esta razón este sistema dependerá de la etapa de estabilización previa (antes de separar la carga útil del contenedor). De darse algún problema en la separación, se espera que el centro de gravedad de la carga útil se encuentre en la parte inferior para lograr

mantener el sistema orientado de tal forma que se pueda desplegar el sistema. De encontrarse en otra posición, se pueden experimentar problemas al momento de la apertura. Puntaje asignado: 7/10

b) **Peso:** Debido a la necesidad de agregar componentes de sujeción que soporten las fuerzas del impacto generado por la apertura, se espera que el peso sea una parte crítica de este sistema. De no tenerse el suficiente cuidado se podrá tener problemas para cumplir con el peso objetivo. Por otro lado, es necesario realizar un análisis adecuado del dispositivo de sujeción que se usará para las membranas. Puntaje asignado: 5/10

c) **Volumen:** El aprovechamiento del espacio por parte de este sistema logra minimizar el volumen ocupado por el sistema. Sin embargo, en la parte superior será necesario contar con una parte de la estructura capaz de absorber el impacto generado en la apertura, así como para delimitar la posición final de cada una de las secciones. Esto incrementa un poco el espacio requerido por este diseño. Puntaje asignado: 6/10

d) **Tasa de descenso:** La tasa de descenso dependerá del área total con que cuenten el sistema extendido. Con esta configuración se busca el aprovechamiento del espacio longitudinal disponible. Sin embargo, esto restringe a las secciones, ya que estas no pueden exceder la altura de la carga útil. Lo cual limita el área total de arrastre aerodinámico que se puede generar. Dependiendo de la longitud de la carga útil y de su diámetro final, el área obtenida al momento de la apertura puede llegar a ser 3 veces mayor que el área de la carga útil. Puntaje asignado: 7/10

e) **Costo:** El costo de este sistema se logra mantener bajo debido a que consta de una baja cantidad de partes móviles, por lo cual las tolerancias con las que se trabaja pueden ser mayores. Además, para la sujeción se puede aprovechar la misma tapa de la carga útil para realizar algún tipo de relieve que tenga una función similar a una bisagra. Esto permite compartir los costos con los otros módulos. Puntaje asignado: 7/10

f) **Integración con la carga útil:** Debido a la disposición cilíndrica con que se planea realizar la carga útil, se facilita la integración. La mayor dificultad radica en que el sistema de liberación de la carga útil se piensa instalar en la parte superior de la misma, por lo que al desplegarse completamente el sistema de control de descenso se debe tener cuidado de que no interfiera con el elemento de liberación. Puntaje asignado: 5/10

g) **Confiabilidad:** Este concepto cuenta con solo cuatro componentes móviles, por lo cual la confiabilidad llega a ser alta. Uno de los riesgos más altos que se tiene es que falle el método de sujeción al momento de desplegarse, por lo que se debe prestar especial atención a esta parte. Sobre el despliegue, se espera que las membranas colocadas permitan la entrada de aire por los costados. Con esto se espera asegurar la apertura del sistema. Sin embargo. Debido a la relación de dependencia que se genera entre el flujo de aire y el despliegue se debe prestar atención a este aspecto para asegurar un funcionamiento adecuado del sistema. Puntaje asignado: 7/10

h) **Resistencia estructural:** La resistencia estructural de esta configuración dependerá claramente de las características de los materiales a utilizar, así como del espesor mismo de la sección. Es fácil suponer que este elemento entrará en conflicto con el peso, pues para mejorar la resistencia puede que sea posible hacer partes con un mayor grosor. Puntaje asignado: 6/10

i) **Manufactura:** La manufactura de los elementos que componen la estructura puede resultar bastante sencilla. Quizás el único cuidado que se debe de tener es el de mantener una uniformidad en todos los elementos realizados. Además de ello, para la realización de estos componentes, se puede hacer uso de una impresora 3d, la cual facilita el proceso de manufactura. Puntaje asignado: 8/10

b. **Selección del sistema a utilizar.** Tal y como se puede ver en el Cuadro 18 la puntuación más alta corresponde al sistema (d), una estructura envolviendo el cuerpo de la carga útil. Es importante resaltar que el proceso de toma de decisiones se realizó en conjunto con todos los involucrados del proyecto. Es recomendable hacerlo de esta manera así cada uno puede defender sus ideas y definir desde un inicio las necesidades individuales que cada sistema debe respetar para que la integración de todos los sistemas sea exitosa.

Cuadro 18. Resumen de valores normalizados para los conceptos del sistema de descenso de la carga útil

Variable	<u>Concepto A</u>		<u>Concepto B</u>		<u>Concepto C</u>		<u>Concepto D</u>	
	PA	VP	PA	VP	PA	VP	PA	VP
Estabilidad	4	4	7	7	7	7	7	7
Peso	7	14	9	18	4	8	5	10
Volumen	6	12	9	18	3	6	6	12
Tasa de descenso	4	8	7	14	8	16	7	14
Costo	5	15	3	9	4	12	7	21
Integración con la carga útil	5	15	6	18	5	15	5	15
Confiabilidad	3	9	4	12	6	18	7	21
Resistencia estructural	8	24	3	9	5	15	6	18
Manufactura	7	28	3	12	8	32	8	32
Total	129		117		129		150	

4. SISTEMA DE SENSORES Y ENERGÍA

a. **Proceso de selección sensor GPS.** Se eligieron tres componentes para comparar luego de la investigación, a continuación se encuentran enlistados con sus características principales:

Cuadro 19. GPS a comparar

Fabricante	Componente	Precio (\$)	Corriente (mA)	Voltaje (V)	Peso (g)	Tiempo de arranque (Frio/Caliente)	Tasa de actualización (Hz)	Velocidad de bits (bps)	Dimensiones (mm)
Locosys	LS20033	59.79	32	3.3	14	32s /1s	1	9600	15 x 15 x 35
Locosys	LS20126	59.99	31/178	3.0-6.0	10	36s /1s	1	9600	12.4 x 20.4 x 2.2
SkyTraq	Venus63 8FLP	49.95	90	3.3	4.3 6	29s/1s	1	9600	22.21 x 17.78
	*Antena	11.95	12	3.3	18.53	-	-	-	-

Teniendo los componentes elegidos y su información para comparar, se realizó el *Trade Study* para el sensor de GPS, el criterio utilizado para éste componente fue diseñado específicamente según las características y los requerimientos, al igual que para cada uno de los componentes.

Cuadro 20. Ponderación de variables según peso y valores de normalización para GPS

VARIABLE	PESO	VALORES NORMALIZADOS																		
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10									
Precisión	4																			
Tamaño	4																			
Compatibilidad	3																			
Antena	3																			
Peso	2																			
Tiempo de arranque	1																			
Tasa de actualización	1																			

El Cuadro 20 nos indica el peso de la variable según sea la importancia, las variables elegidas y su peso fueron analizadas dependiendo de su impacto en el cumplimiento de su función. Cabe mencionar que para este componente en especial el precio no fue tomado en cuenta debido a que los tres componentes elegidos estaban en el mismo rango de precio. La mayoría de variables se explican con el nombre, pero en el caso de la compatibilidad, se refiere a la compatibilidad de comunicación con el microcontrolador a seleccionar, así también como compatibilidad con el ambiente de trabajo. El próximo paso sería normalizar los valores para cada uno de los tres componentes seleccionados anteriormente y de esta manera se obtendrá la mejor opción a elegir. El proceso de normalización consiste en la multiplicación del peso por el valor de normalización según sea el caso para cada variable. El resultado de esta multiplicación será sumada con el valor de las otras variables, y de esta manera se obtendrá el total, el cual nos indicara por medio del valor más alto, el componente óptimo.

Cuadro 21. Valores finales de normalización GPS

<i>Variable</i>	<i>Locosys</i>		<i>SkyTraq</i>		<i>Locosys</i>	
	LS20126		Venus638FLP		LS200033	
	Normalización	Total	Normalización	Total	Normalización	Total
<i>Precisión</i>	9	36	9	36	8	32
<i>Tamaño</i>	6	24	9	36	7	28
<i>Compatibilidad</i>	9	27	9	27	9	27
<i>Antena</i>	9	27	8	24	8	24
<i>Peso</i>	5	10	8	16	6	12
<i>Tiempo de arranque</i>	9	9	9	9	8	8
<i>Tasa de actualización</i>	8	8	8	8	8	8
	<i>Puntos</i>		<i>141</i>		<i>156</i>	
			<i>139</i>			

Luego de normalizar los valores y obtener la puntuación máxima para cada uno de los componentes, se puede observar que la mejor opción es el sensor GPS Venus638FLP. Éste es un sensor de alto rendimiento, ofrece un consumo de energía reducido, así también como un costo menor considerando las otras opciones. Cabe mencionar que se le tiene que agregar una antena al sensor. Este será un punto a favor en el posicionamiento dentro del CanSat, ya que la antena podrá ser colocada en donde se requiera, sin tener que colocar el componente en esa posición. Se puede mencionar también que uno de los factores para la toma de decisión de este sensor fue que se le puede colocar un capacitor para que soporte rápidos arranques luego de que la alimentación principal haya sido desconectada.

Figura 19. Sensor GPS Venus638FLP.

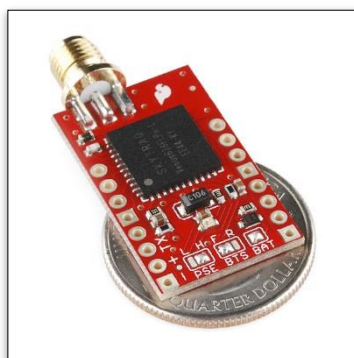


Figura 20. Antena GPS



b. **Proceso de selección sensor altitud.** Se seleccionaron tres componentes luego de la investigación realizada en internet y en tiendas locales, a continuación se muestra una tabla donde están ciertas características de cada uno de los componentes.

Cuadro 22. Sensores de altitud a comparar

Fabricante	Componente	Precio (\$)	Corriente (mA)	Voltaje (V)	Peso (g)	Tasa de actualización (Hz)	Rango	Comunicación	Dimensiones (mm)
Bosch	BMP085	19.95	0.05	3.6	2	1	300 a 1100 hPa	I ² C	15.24 x 15.24
Freescall	MPL115A1	24.95	0.01	2.375/5.5	-	1	50 a 115 kPa	SPI	19 x 12
Freescall	MPL3115A2	4.95	0.04	1.95/3.6	1.29 g	1	50 to 110 kPa	I ² C	18.23 x 15.4

De igual forma que para el GPS, teniendo los tres diferentes sensores de altitud, se procedió a realizar el *Trade Study* para este componente en especial. A continuación se muestran las tablas de variables y de normalización de valores para su análisis más adelante. Se tomaron en cuenta variables como la precisión, tamaño, la compatibilidad del sensor con el microcontrolador y el ambiente requerido, el peso, precio, frecuencia de muestreo y su consumo de energía.

Cuadro 23. Ponderación de variables según peso y valores de normalización sensor altitud

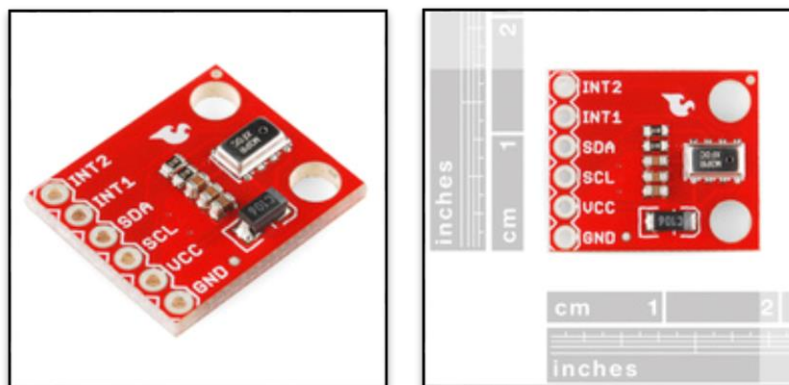
VARIABLE	PESO	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Precisión	4	Preciso							Exacto		
Tamaño	4	Grande							Pequeño		
Compatibilidad	3	Bajo							Alto		
Peso	3	Alto				Moderado			Bajo		
Frecuencia de muestreo	2	Baja							Alta		
Precio	1	Alto				Moderado			Bajo		
Consumo de energía	1	Elevado							Reducido		

Cuadro 24. Valores finales de normalización de sensor de altitud

Variable	Freescale		Freescale		Bosh	
	MPL3115A2		MPL115A1		BMP085	
	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
Precisión	9	36	9	36	9	36
Tamaño	6	24	7	28	6	24
Compatibilidad	9	27	8	24	9	27
Peso	9	27	8	24	9	27
Frecuencia de muestreo	8	16	8	16	8	16
Precio	9	9	7	7	8	8
Consumo de energía	8	8	7	7	6	6
	Puntos	147		142		144

Observando el Cuadro 24, el componente con mayor puntaje es el MPL3115A2, por lo que es el sensor seleccionado. Este sensor es de un tamaño reducido y de bajo peso, lo que hace que sea una buena opción a tomar. Además de ser un sensor barométrico, a su vez también es un sensor de temperatura lo que lo hace más completo y cumple con el requerimiento del sensor de temperatura. Al escoger este componente, se está escogiendo un solo componente, en lugar de escoger un sensor barométrico y otro de temperatura. Es un sensor preciso para ambas aplicaciones y tiene la facilidad de realizar los cálculos de presión para darnos un dato de altitud en metros. Esto es un punto extra ya que de esta manera se evita hacer la conversión en el microcontrolador o en base de lanzamiento, reduciendo la carga de instrucciones a realizar. Este criterio no fue tomado en cuenta para las variables de peso, ya que sólo este componente contaba con esta característica al momento de comparar los componentes se busca que la mayoría cuente con las mismas variables a considerar.

Figura 21. Sensor de altitud y temperatura MPL3115A2.



c. Proceso de selección de cámara de video. Antes de empezar con el proceso de investigación para la cámara de video, es necesario mencionar que este componente era un seleccionable. Es decir, se podía escoger entre una cámara de video que grabara un video del descenso del CanSat, o un sensor de fuerza que midiera la fuerza del impacto en el CanSat al momento del aterrizaje. Luego de una discusión con los miembros del equipo se decidió escoger la cámara de video. Al igual que con los otros componentes, a continuación se encuentra una tabla donde se comparan las tres mejores encontradas en el mercado.

Cuadro 25. Cámaras de video a comparar

Fabricante	Componente	Precio (\$)	Corriente (mA)	Voltaje (V)	Peso (g)	Capacidad (GB)	Resolución	Comunicación	Dimensiones (mm)
ACME	FlyCamOne eco V2	39.95	180	3.7-6	16	Hasta 8	VGA 640x480p	-	Placa de control: 30x57x7, Cámara: 22x24x28
-	HackHD 1080p	159.95	600	3.7	33.4	Hasta 32	1080P	-	65 x 40 x 25
LinkSprite	Color Camera TTL	49.95	100	3.3- 5	11	-	VGA 160*120	UART	32x32

Al momento de hacer la investigación se trató de elegir componentes que tuvieran facilidad de uso y que su método de extracción del video fuera fácil para poder mostrarlo sin complicaciones. A continuación el *Trade Study* correspondiente para este componente. Las variables consideradas para la cámara de video son: el consumo de energía, el tamaño, peso, precio, calidad de imagen y la facilidad de uso, en esta última variable se toma en cuenta el método para empezar a grabar y parar de grabar, así también como el método de extracción del video.

Cuadro 26. Ponderación de variables según peso y valores de normalización para cámara de video

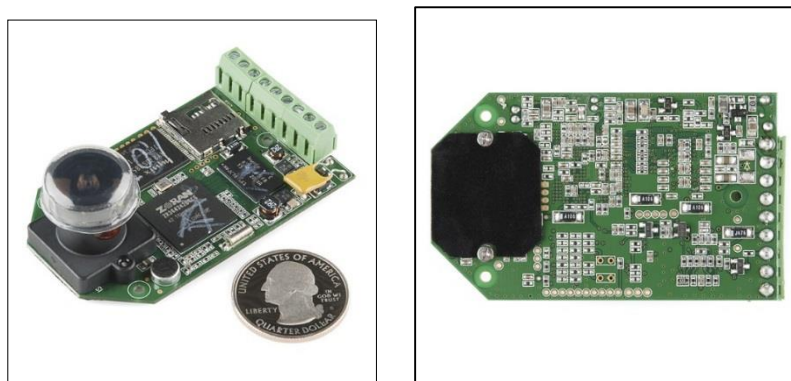
VARIABLE	PESO	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Consumo de energía	4	Preciso					Exacto				
Facilidad de uso	4	Complicada					Accesible				
Tamaño	3	Pequeño					Grande				
Peso	3	Alto			Moderado			Bajo			
Precio	2	Bajo					Alto				
Calidad	1	Alta			Moderado			Baja			

Cuadro 27. Valores finales de normalización de cámara de video

Variable	Acme				LinkSprite	
	FlyCamOne eco V2		HackHD 1080p		Color Camera TTL	
	Normalización	Total	Normalización	Total	Normalización	Total
Consumo de energía	8	32	7	28	9	36
Facilidad de uso	9	36	9	36	4	16
Tamaño	6	18	7	21	8	24
Peso	7	21	8	24	8	24
Precio	9	18	5	10	8	16
Calidad	8	8	10	10	6	6
	Puntos	133		129		122

Luego de la normalización, la cámara de video con más puntaje es la FlyCamOne. Por un momento esta fue la cámara seleccionada, pero luego de analizar el presupuesto del proyecto con los miembros del equipo, se tomó la decisión de optar por la HackHD, ya que tiene una mejor resolución y lo que se desea es que el video del descenso se pueda apreciar. La cámara seleccionada (HackHD) es de fácil uso, se puede activar mediante un pulso generado por el microcontrolador, tanto para empezar a grabar, como para terminar de grabar. Esta cuenta con un puerto para colocar una tarjeta miniSD, en donde se guarda el video en formato AVI, lo que hace que su extracción sea fácil y así poder ver el video en una computadora de una forma más rápida.

Figura 22. Cámara de video HackHD 1080p



d. **Proceso de selección de batería.** El proceso de selección de batería es un tanto complicado, debido a que existen varios tipos de batería y cada una de diferente tecnología, tamaño, peso, aplicación y un sin número de características. Para saber que batería sería la que mejor se aplica para esta aplicación se comparó el tipo de baterías que se utilizan en celulares, en juguetes de alto desempeño, en cámaras de video y en elementos en los que se utilizaran sensores o actuadores.

Se escogieron baterías de Li-Ion (Iones de litio) debido a su elevada capacidad energética y su resistencia a la descarga así también como el poco efecto de memoria que sufren. Este tipo de baterías son altamente utilizadas en la gamma de teléfonos móviles y aparatos eléctricos y electrónicos. Son de las baterías que menos pesan, considerando su capacidad de carga.

Cuadro 28. Baterías a comparar

Componente	Precio (\$)	Peso (g)	Voltaje (V)	Capacidad nominal (mAh)	Potencia (Wh)	Dimensiones (mm)
Li-Ion 14500	9.95	20	3.7	750	2.775	18x54
Li-Ion 18500	14.95	36.8	3.7	1400	5.18	19x50
NiMH	10.00	40	3.6	800	2.88	22x20x48

Teniendo las tres baterías a comparar según investigación y datos de consumo de energía del proyecto, se realizó el *Trade Study* correspondiente. Las variables a considerar para la batería fueron: la capacidad o potencia que ofrece la batería, su peso y tamaño, el precio, si era necesario cablearla o ya está lista para conectar, y su tipo, si es alcalina o de iones de litio por ejemplo.

Cuadro 29. Ponderación de variables según peso y valores de normalización para batería

VARIABLE	PESO	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Capacidad	4	Baja					Alta				
Peso	4	Alto					Bajo				
Tamaño	3	Grande					Pequeña				
Precio	3	Alto			Moderado			Bajo			
Cableada	2	No cableada					Cableada				
Tipo	1	Alcalina			NiMh,NiCd			Li-Ion			

Cuadro 30. Valores finales de normalización de batería

Variable	Li-Ion 14500		Li-Ion 18500		NiMH	
	Normalización	Total	Normalización	Total	Normalización	Total
Capacidad	6	24	9	36	6	24
Peso	8	32	7	28	6	24
Tamaño	8	24	8	24	7	21
Precio	9	27	8	24	9	27
Cableada	9	18	9	18	9	18
Tipo	9	9	9	9	6	6
	Puntos	134		139		120

Luego del *Trade Study* correspondiente, la mejor opción a seleccionar es la batería de iones de litio: Li-Ion18500. Esta tiene el voltaje necesario para proveer al circuito de energía así también como la capacidad necesaria para soportar en el área de lanzamiento por lo menos una hora, más las exigencias de la misión y el tiempo de rescate del CanSat. Es una batería de dimensiones aceptables, lo que hace que su posicionamiento dentro del CanSat no sea complicado y su peso cumple con los requerimientos de no ser una batería tan pesada. Una característica importante de esta batería es que cuenta con un circuito de protección, este circuito protege a la batería de una sobrecarga, sobre-descarga y exceso de drenaje de corriente, previene de esta manera que la batería explote, se incendie o se dañe.

Figura 23. Batería Li-Ion 18500



5. SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS

a. **Proceso de selección de microcontrolador.** Para elegir el microcontrolador se tomó la decisión de solo comparar modelos de la marca Arduino, por su facilidad en cuanto a programación, bajo precio y su amplia variedad de productos. El elegido fue el Arduino Pro Mini, por su cantidad de puertos, su tamaño, su precio y su bajo consumo eléctrico.

Cuadro 31. Factores de ponderación microcontrolador

VARIABLE	PESO	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Comunicación	4	Menos puertos					Más puertos				
Velocidad	4	Lento					Rápido				
Precio	3	Alto					Bajo				
Voltaje	3	Alto			Promedio				Bajo		
Tamaño	2	Grande					Pequeño				
Memoria	1	Menos					Más				
Corriente	1	Más					Menos				

Cuadro 32. Resultado “Trade Study” microcontrolador

Pro Mini		Uno		Leonardo	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
9	36	6	24	7	28
10	40	5	20	6	24
10	30	4	12	6	18
10	30	5	15	5	15
6	12	9	18	9	18
5	5	10	10	10	10
9	9	9	9	9	9
Total	162		108		122

b. **Proceso de selección antena.** En el caso de la selección de la antena se analizaron los cuatro posibles escenarios presentados por el fabricante, las variantes entre los tipos de antena son los métodos de conexión, el tamaño y su ganancia. Como se tenía espacio reducido el tamaño era un factor con mucha importancia. Los tipos de antenas disponibles son mostrados en la siguiente figura.

Cuadro 34. Resultado “Trade Study” antena

Integrada		PCB		RPSMA		U.FL	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
8	32	1	4	10	40	7	28
9	27	10	30	6	18	8	24
9	18	7	14	9	18	9	18
9	9	10	10	3	3	8	8
Puntos	86		58		79		78

c. **Proceso de selección Buzzer.** Como la función del buzzer era generar un sonido lo suficientemente fuerte para ser escuchado luego de aterrizar. De las tres opciones disponibles en el mercado guatemalteco el que funcionaba con 1.5V fue escogido ya que disponíamos con 3.3V en la placa y los otros dos necesitaban de 5V para alcanzar el nivel de sonido necesario. Se realizaron pruebas y aunque el buzzer estaba diseñado para 1.5V, no sufrió ningún daño aplicándole 3.3V por lo que fue escogido para el CanSat.

Cuadro 35. Factores de ponderación Buzzer

VARIABLE	PESO	VALORES NORMALIZADOS DE VARIABLES									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Sonido	4		Bajo							Alto	
Voltaje	4		Alto							Bajo	
Frecuencia	3		Baja		Promedio					Alta	
Tamaño	2		Grande							Pequeño	
Peso	1		Mas							Menos	

Cuadro 36. Resultado “Trade Study” Buzzer

COM-07950		1.5VDC		5VDC	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
9	36	8	32	9	36
9	36	10	40	8	32
9	27	9	27	9	27
8	16	9	18	9	18
7	7	7	7	7	7
Puntos	122		124		120

d. **Proceso de Selección XBee.** Se considera que el modelo PRO-S2B es la mejor opción por su bajo consumo de corriente, su cantidad de canales disponibles y la versatilidad en cuanto a las antenas que se le pueden adaptar. El resultado del “Trade Study” demostró que las tres opciones

evaluadas son bastante parecidas y que las tres funcionarían de la misma manera, el escogido ganó por su bajo consumo de corriente.

Cuadro 37. Factores de ponderación XBee

VARIABLE	PESO	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Corriente	4			Alta							Baja
Canales	4			Menos							Más
Rango	3			Bajo							Alto
Antena	3			Incorporada		Promedio					Varias
Velocidad de datos	2			Baja							Alta
Tamaño	1			Grande							Pequeño
Frecuencia	1			Menos							Más

Cuadro 38. Resultado "Trade Study" XBee

Xbee-PRO S2B		Xbee-PRO S2		Xbee-PRO	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
10	40	6	24	8	32
9	36	8	32	6	24
9	27	9	27	9	27
8	24	8	24	6	18
8	16	8	16	8	16
10	10	10	10	10	10
10	10	10	10	10	10
Puntos	163		143		137

C. DISEÑO ANÁLISIS Y CÁLCULOS

1. SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL

Primer Prototipo

Luego de haber seleccionado el concepto a utilizar se comienza el diseño del mismo. Las medidas bases para el diseño de la carga útil fue el requerimiento de tamaño definido por las medidas de la carga útil del cohete. Estas medidas constaban de un largo de 250 mm de largo y 130 mm de diámetro. Basándose en estas medidas y en el concepto de geometría de carga útil que se eligió, se definió que el CanSat debía ser un cilindro con un diámetro máximo de 120 mm y una altura máxima de 240 mm. Estas medidas fueron definidas para que no existiera ningún problema a la hora de que el CanSat debiera desplegar del cohete.

Otra característica que se tomó en cuenta para el diseño del CanSat fue la base de PMMA transparente. Esto se decidió luego de haber tomado como objetivo seleccionable la cámara de video para grabar toda la

misión. Para poder disminuir el peso y la cantidad de elementos estructurales del CanSat, así como el peso del mismo, se definió que esta base sería común para la carga útil y el contenedor. Con base en esta parte del diseño también se eligió el tipo de interfaz entre la carga útil y el contenedor. Esta interfaz contaba con un servomotor, el cual sería accionado a cierta altura para que existiera la separación de la carga útil y del contenedor.

Luego de esta fase, se decidió que el compartimiento del huevo, el cual se definió como un cilindro con fluido no newtoniano, debería estar en la parte inferior del CanSat para ayudar con la estabilidad. Esto ayudaría a que no existiera riesgo de que el CanSat se volteara, apoyando el sistema de descenso de la carga útil, la cual dependería por completo de la posición de la misma. El objetivo de que el compartimiento estuviera en la parte inferior es para mover el centro de gravedad del CanSat a su parte inferior y así poder confiar en que el CanSat buscaría siempre la misma posición, sin importar el viento y otros factores. En este caso se utilizaría la fuerza de la gravedad para hacer que la parte del volumen donde se encuentre el huevo sea la que esté más cerca del suelo durante todo el descenso.

Para poder unir todas las partes de la carga útil se debía tener algún elemento rígido pero lo suficientemente liviano para poder cumplir con el requerimiento del peso. Para no limitar el espacio disponible dentro de la carga útil, se definió como elemento de unión tres tornillos de acero que enroscaran la parte superior de la carga útil con la inferior, sosteniendo así los elementos intermedios con presión, evitando su movimiento y asegurando su posición. Además, son la principal estructura que absorberá el impacto para que el resto de los componentes no sufran en mayor grado durante la misión.

Basándose en estos conceptos se desarrolló el primer prototipo del CanSat: la carga útil consta de dos volúmenes separados; el inferior donde se encuentra el compartimiento del huevo y el superior donde se encuentra la tarjeta electrónica con todos los elementos electrónicos. Para poder separar estos dos volúmenes se utilizó un triángulo separador, el cual ayudará a distribuir la presión con la cual se fijarán los elementos. El volumen superior tiene una altura de 94 mm y el inferior de 74 mm y la altura total de la carga útil es de 169mm.

Figura 25. Carga útil primer prototipo



Luego de tener definida la idea principal de la carga útil, se continúa con el desarrollo del contenedor de la misma. El contenedor tiene como función principal crear una interface entre la carga útil del CanSat y la carga útil del cohete. Para facilitar la inserción dentro del cohete y evitar problemas de interfaz tanto con la carga útil del CanSat como con el cohete, se eligió una geometría cilíndrica como se mencionó anteriormente. El alto del contenedor se definió de 240 mm y su diámetro de 120 mm, teniendo así una tolerancia de 5mm de la pared del contenedor a la pared de la carga útil del cohete y una tolerancia de 6 mm de largo. Estas tolerancias son lo suficientemente pequeñas para evitar el movimiento excesivo del CanSat dentro del cohete, pero lo suficientemente grandes para que el CanSat no se atasque cuando sea expulsado del cohete.

Para el diseño del CanSat se utilizó un software de diseño asistido por computadora de Autodesk conocido como Inventor. En esta fase no se ha tomado en cuenta la instalación de los electrónicos dentro de la carga útil.

- a. Tapa superior carga útil. La tapa superior del contenedor debe ser lo suficientemente fuerte para que se pueda sujetar el sistema de descenso a la misma. Además, el diámetro debe ser suficientemente pequeño para que la diferencia entre este y el diámetro del contenedor sea la suficiente para poder instalar el sistema de descenso de la carga útil. Esta medida se definió como 106 mm para que existiera un espacio de 6mm entre la carga útil y el contenedor para el sistema de descenso de la carga útil. El espesor de la tapa es de 3mm y un diámetro de 106mm.

Figura 26. Tapa superior carga útil Prototipo 1



Este diseño consta de 3 agujeros pasados con diámetro de 1/16 pulg, para poder roscar los tornillos que sostendrán todas las piezas. Estos agujeros se encuentran en un diámetro de 97mm respecto al centro de la pieza. Además, en su parte inferior cuenta con una disminución de diámetro de 1mm de espesor para poder colocar la cubierta de la carga útil y fijar su posición durante toda la misión.

Para la tapa superior se eligió un polímero, en este caso se pensó utilizar policarbonato por su baja densidad, para disminuir el peso de la estructura. La densidad teórica del policarbonato es $\rho_{policarbonato} =$

1.2 g/cm^3 . Al tener el prototipo diseñado en Inventor se calculó el volumen teórico el cual es de $V_{\text{tapadera superior}} = 25802.936 \text{ mm}^3$. Utilizando la relación de volumen y densidad definida como $m = \rho V$, se encuentra la masa teórica de la tapa la cual es de 30.964 gr . La tapa constaría entonces del 6.59% del peso disponible para la estructura.

b. Tapa inferior carga útil. La tapa inferior se decidió que tendría que ser de polimetilmetacrilato transparente para poder utilizar la cámara de video. Esta tapa tiene el mismo diámetro del contenedor de 120 mm para poder utilizarla como base para este también. Además, cuenta con un espesor de 4 mm para asegurarse que al momento de aterrizar no se rompa y se puedan lastimar los componentes que están en el interior.

Figura 27. Tapa inferior carga útil Prototipo 1



La tapa inferior consta solamente de tres agujeros, colocados en el mismo diámetro de 97mm según el centro que los de la tapa superior. Esto para que queden alineados para los tornillos y poder sujetar las piezas correctamente. La densidad teórica del plexiglás es de $\rho_{\text{polimetilmetacrilato}} = 1.188 \text{ g/cm}^3$. El volumen teórico calculado es de $V_{\text{tapadera inferior}} = 45215.182 \text{ mm}^3$, lo cual significa que la masa teórica es de 53.716 gr . La tapa inferior constaría entonces del 11.43% del peso disponible para la estructura.

Debido a que esta tapa va a ser la que se encuentra en contacto directo con el fluido, que en este caso es el aire exterior, es la que determina el valor del coeficiente de arrastre del CanSat. Además, como está compartida tanto con el contenedor como con la carga útil, también define el coeficiente de arrastre para el descenso de la carga útil luego de la separación del contenedor.

c. Cubierta de carga útil. La función principal de la cubierta es proteger los componentes electrónicos y demás componentes de la carga útil del ambiente. Esto se debe a que durante la segunda parte del descenso, cuando la carga útil se haya separado del contenedor, estará expuesta a grandes vientos por lo que se pueden lastimar o mover los electrónicos. Por esta razón se decidió hacerla de policarbonato al igual que la tapa superior para disminuir su peso ya que no es un elemento estructural principal sino que sirve para cumplir

uno de los objetivos del sistema, el requerimiento MECR-05, y mantener la carga útil intacta durante la misión.

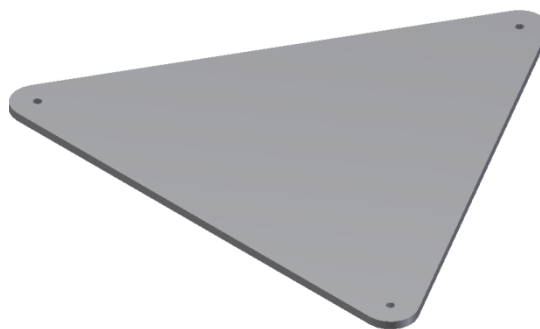
Figura 28. Cubierta carga útil Prototipo 1



La cubierta tiene un diámetro exterior de 106mm y un espesor de pared de 1/32 pulg para minimizar el peso. El largo de la cubierta es de 165.5 mm. La densidad es la misma que la de la tapa superior $\rho_{\text{policarbonato}} = 1.2 \text{ g/cm}^3$ y el volumen teórico es de $V_{\text{cubierta carga útil}} = 43418.333 \text{ mm}^3$, obteniendo una masa teórica de 52.102 gr para la cubierta. Esta masa representa el 11.09% del peso disponible para la estructura.

d. Triángulo de separación. El triángulo de separación tiene como función principal dividir los dos volúmenes principales de la carga útil. Sirve además, para poder fijar la posición del tablero eléctrico y ejercer presión sobre el compartimiento del huevo. Este triángulo tiene tres agujeros al igual que las dos tapas, en el mismo diámetro para poder pasar los tornillos estructurales y alinear todas las partes internas de la carga útil.

Figura 29. Triángulo de separación Prototipo 1



El triángulo es de policarbonato tiene un espesor de 1/16pulg, por lo tanto un volumen de $V_{\text{triángulo de separación}} = 6895.114 \text{ mm}^3$. El triángulo tiene un peso de 8.274gr, siendo así el 1.76% del peso total de la estructura de la carga útil.

e. Tornillos estructurales. Los tornillos sirven principalmente para absorber impacto y evitar que la carga útil sufra una gran deformación o que se rompa por cualquiera de los momentos que sufre algún impacto durante la misión. Los tornillos elegidos son de 1/32 pulg de diámetro para poder ser insertados en los agujeros de ambas tapas y tienen un largo de 175.5mm para poder llegar de la parte inferior de la tapa inferior hasta la parte superior de la tapa superior. El material elegido es el acero para disminuir la posible deformación y absorber una mayor proporción del impacto y evitar que se transmita al resto de los componentes. Los tornillos se colocarán desde la parte inferior de la carga útil. De esta manera la cabeza de los mismos estará en la parte exterior de la tapa inferior de la carga útil por lo cual sobresaldrán de la carga útil y podrán tener una mayor probabilidad de recibir el impacto.

Figura 30. Tornillos estructurales Prototipo 1



La densidad teórica del acero es de $\rho_{\text{acero}} = 7.850 \text{ g/cm}^3$ y el volumen de cada tornillo es de $V_{\text{tornillo}} = 353.729 \text{ mm}^3$, obteniendo una masa total por los tres tornillos de 8.330gr. Este es el 1.77% del peso disponible de la estructura.

f. Compartimiento del huevo. El compartimiento del huevo se definió con una geometría cilíndrica. Se consideró un huevo de medidas máximas de 66mm y se aproximó a una esfera para poder calcular el tamaño del compartimiento. Se definieron entonces un diámetro de 72mm y un largo de 74mm. Con estas dimensiones se cumple el requerimiento MECR-14, ya que el compartimiento es suficientemente grande para que quepa un huevo de gallina dentro de él.

El espesor de la pared es de 1mm, la base es de 2mm para que no sea tan frágil ya que estará en contacto con la tapa inferior de la carga útil, y la tapa es de 2mm de espesor también para evitar alguna deformación. Se eligió un material de plástico ABS por su capacidad de absorber impacto.

Figura 31. Compartimiento del huevo Prototipo 1



La densidad teórica del compartimiento es $\rho_{plástico\ ABS} = 1.493\ g/cm^3$ y el volumen teórico es $V_{compartimiento\ del\ huevo} = 31899.732mm^3$, teniendo así una masa teórica de 45.904 gr, la cual es el 9.77% del peso total disponible para la estructura.

g. Contenedor. Para el contenedor se eligió también policarbonato. Esto se debe a que es el elemento estructural con mayor área superficial, lo que significa que será un gran porcentaje del peso, por lo que debe ser de un material liviano para poder cumplir el requerimiento de peso para el sistema estructural. Se eligió de una geometría cilíndrica para poder cumplir con el requerimiento MECR-01, el cual define que el contenedor no debe tener bordes afilados que puedan causar que se quede atascado en la sección de carga útil del cohete y también con el requerimiento MECR-03, el cual describe que no se permiten protuberancias fuera del contenedor mientras esté guardado en el cohete. De esta manera, utilizándola misma geometría que tiene la carga útil del cohete, se elimina la posibilidad de que ocurran estos eventos y se cumple con un requerimiento que es de alta prioridad.

El largo es de 240 mm, el diámetro exterior es de 120mm y su espesor es de 1/32 pulg al igual que la cubierta de la carga útil. Este espesor es tan pequeño ya que no es un elemento estructural sino que es más un elemento de protección y de interfaz con el cohete.

Debido a que tiene que poder guardarse el sistema de descenso principal y tiene que tener un flujo de aire para poderse abrir, se colocó unos agujeros en la parte superior del contenedor para este propósito. Se colocaron 12 agujeros de 12mm de diámetro, a una distancia de 7.5 mm debajo de la parte superior del contenedor. La tapa superior entonces queda a una distancia de 15mm por debajo de la superficie superior del contenedor. La tapa superior tiene un espesor de 3mm para poder acoplar el paracaídas del sistema principal de descenso y que la tapa pueda soportar la fuerza que ejerza el mismo al momento de abrirse. Con esta tapa se cumple el requerimiento MECR-12, el cual especifica que el diseño de paracaídas necesita un punto de unión, localizado en el centro del plato superior del contenedor.

Figura 32. Contenedor Prototipo 1



La densidad del material es $\rho_{\text{policarbonato}} = 1.2 \text{ g/cm}^3$ y el volumen teórico es $V_{\text{contenedor}} = 168273.045 \text{ mm}^3$, obteniendo una masa teórica de 201.928 gr, la cual es el 42.96% del peso disponible para la estructura.

En el Cuadro 39 se puede observar los datos anteriores y el peso total que se tiene acumulado de los elementos estructurales. El peso total es de 401.217gr, el cual es el 85.37% del peso que se encuentra disponible para la estructura.

Cuadro 39 .Elementos estructurales prototipo 1

Elemento	Material	Densidad ($\frac{\text{gr}}{\text{cm}^3}$)	Volumen (mm^3)	Peso (gr)	Porcentaje del peso disponible
Tapa superior carga útil	Policarbonato	1.200	25,802.94	30.964	6.59%
Tapa inferior carga útil	Polimetilmetalacrato Transparente	1.188	45,215.18	53.716	11.43%
Cubierta carga útil	Policarbonato	1.200	43,418.33	52.102	11.09%
Triángulo de separación	Policarbonato	1.200	6,895.14	8.274	1.76%
Tornillos estructurales	Acero	7.850	1,061.19	8.330	1.77%
Compartimiento del huevo	Plástico ABS	1.439	31,899.73	45.904	9.77%
Contenedor	Policarbonato	1.200	168,273.05	201.928	42.96%
			Total	401.217	85.37%

Además de estos elementos, se debe tomar en consideración el sistema de protección del huevo: el fluido no newtoniano.

h. Sistema de protección del huevo. Tras haber realizado el estudio de las diferentes opciones para el sistema de protección del huevo, se definió que la que cumplía con un mayor porcentaje de características requeridas era el cilindro con fluido no newtoniano. Luego de haber seleccionado el concepto a utilizar se comienza el diseño del mismo. Luego de haber definido las medidas de todos los elementos estructurales de la carga útil, se tiene el espacio disponible para el huevo y el fluido que lo protegerá, definiendo así el volumen de fluido que será necesario utilizar.

Debido a que no se conocen las medidas del huevo, o que pueden variar, se decidió aproximarlos a una forma esférica, con un diámetro máximo de 66mm. Esta medida se obtuvo al consultar con los organizadores de la competencia sobre las medidas máximas que podrían tener los huevos el día de la competencia. Delimitaron que la medida máxima que podría tener un huevo es de aproximadamente 66mm en cualquier dirección por lo que al tomar una esfera de este diámetro se estaba tomando en cuenta el huevo de mayor tamaño que se tendría que utilizar. De esta manera se asegura que puede ser capaz de proteger desde el huevo

con menores dimensiones y volumen hasta el huevo más grande que puedan suministrar. El volumen disponible para el fluido es el volumen interior del compartimiento del huevo. Este es un cilindro de diámetro 70mm y altura de 70mm, teniendo entonces un volumen disponible para el sistema de protección del huevo de $V_{sistema\ de\ protección} = 269,391.57mm^3$. Dentro del compartimiento del huevo se insertará el huevo de gallina, el cual para calcular el volumen de fluido necesario se aproxima a una esfera de diámetro 66mm y por lo tanto un volumen de $V_{Huevo} = 150,532.55mm^3$. Entonces, el volumen disponible para el fluido sería entonces la diferencia de volumen del sistema de protección y del huevo: $V_{disponible\ fluido} = 118,859.02\ mm^3$.

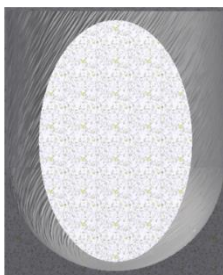
Cuadro 40. Volumen disponible fluido de protección prototipo 1.

Volumen disponible fluido de protección	
	Volumen(mm^3)
Volumen sistema de protección	269,391.57
Volumen huevo	150,532.55
Volumen disponible fluido	118,859.02

El fluido a utilizar en el sistema de protección del huevo es el Oobleck definido anteriormente. El volumen que tendrá que ocupar el Oobleck es el volumen que se había definido anteriormente como volumen disponible del fluido, que es de $V_{disponible\ fluido} = 118,859.02mm^3$. La densidad de este fluido es la misma que la del agua, ya que al agregar harina de maíz no se modifica esta propiedad. La densidad del agua es de $\rho_{agua} = 1\ g/cm^3$ y con el volumen definido anteriormente, el Oobleck tendría una masa de 118.859gr, el cual sería un 25.29% del peso total disponible.

La desventaja de utilizar este tipo de protección es que el peso de la estructura aumenta en gran magnitud ya que el total del peso incluyendo el fluido es de 520.076gr, sobrepasando por 10.65% el peso disponible de la estructura. Además, este peso de Oobleck se obtuvo aproximando el huevo a una esfera, lo cual no es real ya que un huevo promedio de gallina tiene un volumen aproximado de $V_{Huevo\ promedio} = 53,000.00mm^3$ el cual es un 35.21% menor que el volumen calculado al aproximar el huevo a una esfera que era de $V_{Huevo} = 150,532.55mm^3$. Si el huevo real se aproximara la medida promedio de un huevo de gallina, el peso del fluido sería de 53gr, obteniendo un peso total de la estructura de 454.217gr, el cual está 3.36% debajo del requerimiento de 470gr.

Figura 33. Posición del huevo dentro del compartimiento del huevo



Cuadro 41. Peso de elementos estructurales Prototipo 1 con volumen Oobleck aproximando huevo a esfera.

Elementos estructurales Prototipo 1					
Elemento	Material	Densidad ($\frac{\text{gr}}{\text{cm}^3}$)	Volumen (mm^3)	Peso (gr)	Porcentaje de peso
Tapa superior carga útil	Policarbonato	1.200	25,802.94	30.964	6.59%
Tapa inferior carga útil	Polimetilmetallicrato Transparente	1.188	45,215.18	53.716	11.43%
Cubierta carga útil	Policarbonato	1.200	43,418.33	52.102	11.09%
Triángulo de separación	Policarbonato	1.200	6,895.14	8.274	1.76%
Tornillos estructurales	Acero	7.850	1,061.19	8.330	1.77%
Compartimiento del huevo	Plástico ABS	1.439	31,899.73	45.904	9.77%
Contenedor	Policarbonato	1.200	168,273.05	201.928	42.96%
Oobleck (huevo aproximado a esfera)	Agua con harina de maíz	1.000	118,859.02	118.859	25.29%
Total				520.076	110.65%

Cuadro 42. Peso de elementos estructurales Prototipo 1 con volumen Oobleck aproximando huevo a promedio

Elementos estructurales Prototipo 1					
Elemento	Material	Densidad ($\frac{\text{gr}}{\text{cm}^3}$)	Volumen (mm^3)	Peso (gr)	Porcentaje de peso
Tapa superior carga útil	Policarbonato	1.200	25,802.94	30.964	6.59%
Tapa inferior carga útil	Polimetilmetallicrato Transparente	1.188	45,215.18	53.716	11.43%
Cubierta carga útil	Policarbonato	1.200	43,418.33	52.102	11.09%
Triángulo de separación	Policarbonato	1.200	6,895.14	8.274	1.76%
Tornillos estructurales	Acero	7.850	1,061.19	8.330	1.77%
Compartimiento del huevo	Plástico ABS	1.439	31,899.73	45.904	9.77%
Contenedor	Policarbonato	1.200	168,273.05	201.928	42.96%
Oobleck (huevo promedio)	Agua con harina de maíz	1.000	53,000.00	53.000	11.28%
Total				454.217	96.64%

Con ninguna de estas opciones se logra cumplir con el requerimiento MECR-13, el cual define que la estructura debe tener un peso de 470gr. Por esta razón se deben encontrar oportunidades de reducción de peso.

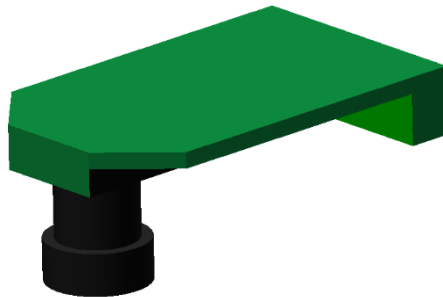
Segundo Prototipo

Luego de crear el primer prototipo, se revisó el porcentaje de cumplimiento de requerimientos con el mismo y se revisó también las interfaces entre sistemas. Hasta este punto los sistemas estaban siendo desarrollados individualmente y no se había discutido a detalle el nivel de diseño que se debía tener para poder ensamblar todos los componentes y que funcionaran como se habían planteado.

Los tres problemas principales que se encontraron son los siguientes:

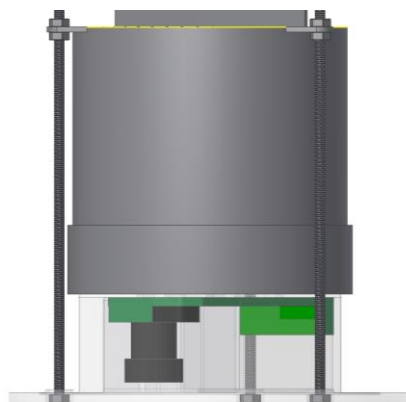
Originalmente la cámara estaría posicionada en la base de la carga útil direccionada hacia abajo. Por esta razón, se eligió el material de Polimetilmetacrilato transparente, para que la cámara pudiera tomar video durante todo el trayecto. Debido a la disposición de componentes dentro de la carga útil, la cámara debía ir posicionada a la par del compartimiento del huevo. En este momento se tenía un espacio aproximado de 17 mm de espesor para poder colocar la cámara. Debido al desarrollo del resto de los elementos, la cámara elegida cambió y la nueva contaba con unas dimensiones de 40mm de ancho por 65.6 mm de largo y aproximadamente 25.4 mm de altura tomando en cuenta el lente. Esto creaba un problema ya que no había donde posicionar la cámara más que sobre el triángulo de separación. El problema con colocarla en este punto es que iba a tener una línea de visión muy reducida, lo cual desperdiciaría la capacidad de la cámara y limitaría la posibilidad de cumplir con el objetivo secundario de grabar toda la misión del CanSat.

Figura 34. Cámara HD



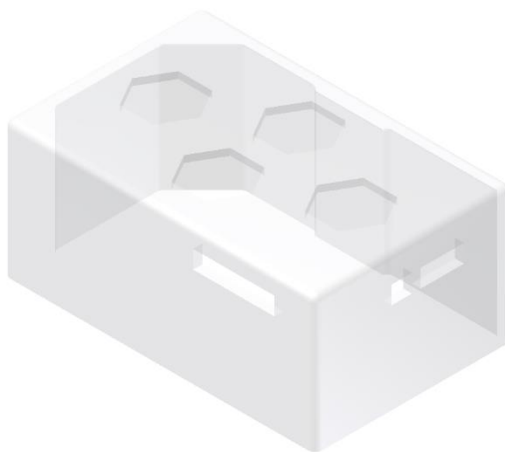
Luego de varias ideas se realizó una propuesta para realizar un cambio en la disposición de elementos dentro de la carga útil. En esta propuesta se elevaría el compartimiento del huevo y en lugar de estar sobre la tapa inferior de la carga útil, estaría sobre la cámara HD. La cámara entonces necesitaría de algún tipo de protección y fijación para poder soportar el compartimiento del huevo sin lastimar ninguno de sus componentes y evitar su correcto funcionamiento.

Figura 35. Propuesta cámara debajo de compartimiento del huevo



Para poder protegerla, se diseñó una caja de ácido poliláctico (PLA) que se imprimiera en una impresora 3D para poder insertar la cámara y que quedara fija. Esta caja debía ser lo suficientemente rígida para poder soportar el compartimiento del huevo y aun así mantener todos los elementos dentro de la carga útil a presión.

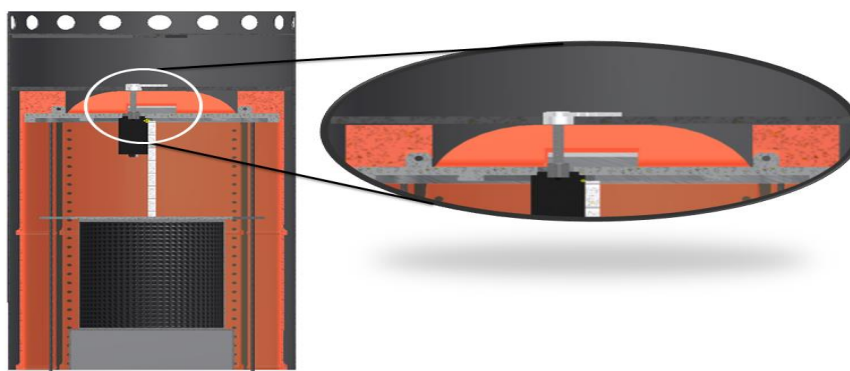
Figura 36. Caja cámara HD



La interfaz entre la carga útil y el contenedor no se había tomado en cuenta dentro del diseño del primer prototipo de la estructura. La carga útil debía ser capaz de separarse del contenedor a una altura de 400m durante su descenso. Esto debía ser un sistema simple para poder dictarlo desde la estación en tierra y que tuviera la mínima posibilidad de tener algún problema durante el vuelo. Debido a que el CanSat estaría sujeto a varios esfuerzos y movimientos durante el lanzamiento y la separación del cohete, debía ser un mecanismo lo suficientemente simple para no depender de este tipo de movimientos. El mecanismo elegido fue un

servomotor, el cual es un tipo especial de motor de corriente continua que se caracteriza por su capacidad para posicionarse de forma inmediata en cualquier posición dentro de su intervalo de operación. El servomotor estaría posicionado en la parte interior de la tapa superior de la carga útil y necesita una interfaz con el contenedor para poder funcionar correctamente. Por esta razón, es necesario idear un anexo en el contenedor para poder instalarlo debido a que el largo del eje del servomotor es limitado. Para poder solucionar esto se agregó un disco a una altura determinada dentro del contenedor. Este disco debe ser lo suficientemente rígido para poder soportar el peso de la carga útil y debe tener una apertura donde pase el accesorio de posicionamiento al girar el ángulo requerido para poder realizar la separación de la carga útil.

Figura 37. Colocación de servomotor en disco de contenedor



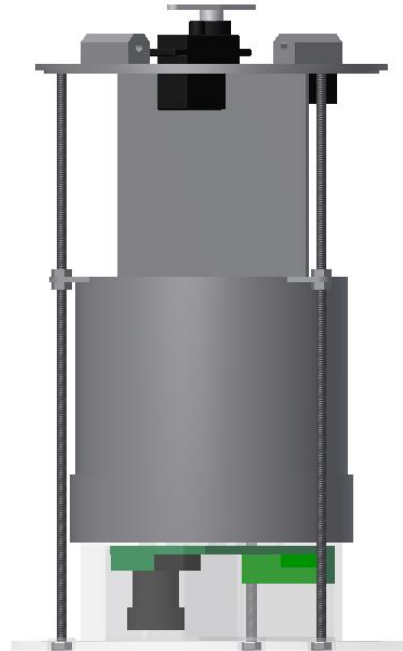
El Policarbonato que se iba a utilizar para la tapa superior de la carga útil, la cubierta de la carga útil, el triángulo de separación y el contenedor se encuentra en el mercado guatemalteco únicamente en presentación de planchas. Esto es un problema ya que se creaba una dificultad grande al manufacturar las piezas, especialmente la cubierta de la carga útil y el contenedor. Se necesitaba un material con las mismas propiedades y con una densidad parecida para mantener el peso, pero que estuviera en presentación de cilindro sólido para poder elaborar las piezas. Se eligió un termoplástico semicristalino llamado poliamida 6. El material que se utiliza es Ertalón y sus propiedades comparadas con las del Policarbonato son las siguientes: Cuadro 43. Comparación Policarbonato/Ertalón

Comparación Policarbonato/Ertalón		
Propiedad Física	Policarbonato	Ertalón
Density ($\frac{g}{cm^3}$)	1.200	1.140
Esfuerzo último de tensión (MPa)	63.3-74	80
Esfuerzo de cedencia (MPa)	58.6-70.0	76
Módulo de elasticidad (GPa)	1.79-3.24	3.25

Con estos cambios se desarrolló el segundo prototipo del CanSat, el cual sigue constando básicamente de dos volúmenes: el superior con los electrónicos y el inferior con el compartimiento del huevo y la cámara. El

volumen disponible varía respecto del primero debido a que la posición del compartimiento del huevo es más alta, lo que causa que el espacio disponible para la tarjeta electrónica disminuye.

Figura 38. Carga útil segundo Prototipo



En el nuevo prototipo la altura de la parte superior es de 60.95 mm y la altura del volumen inferior es de 107.53mm. La carga útil del segundo prototipo consta de una altura total de 176mm.

a. Tapa superior carga útil. La tapa original no tenía más que los agujeros para roscar los tornillos estructurales. Luego de definir la interfaz entre el contenedor y la carga útil, se definió la posición del servomotor. Para poder colocar el servomotor en su posición, se debía abrir un agujero en la tapa de 14.6mm de ancho por 24.8mm de largo. Debido a que el tablero está en contacto con la tapadera superior, se debe tomar en cuenta que se debe abrir un agujero también al tablero para colocar al servo. Para minimizar el volumen que se eliminará del tablero para poder colocar el servo, la cara paralela al tablero será la más pequeña: 14.6mm. Además, se decidió abrir una ranura para poder fijar el tablero electrónico y evitar el movimiento relativo dentro de la carga útil a través de toda la misión.

En el primer prototipo es que la cubierta de la carga útil podía moverse en relación a la tapadera por no tener ningún tipo de fijación. Por esta razón, se decidió eliminar un anillo de 2.85mm y de 1mm de espesor. Esto ayudaría a disminuir las dimensiones de la cubierta de la carga útil para minimizar el peso de la misma y además sería un mecanismo de ajuste para que la cubierta proteja a todos los elementos durante toda la misión.

Además de las modificaciones que se tuvieron que realizar para poder colocar el servomotor, el tablero y la cubierta, se tuvieron que agregar accesorios para poder montar el sistema de descenso de la carga útil.

Estas son un tipo de bisagras donde se insertarían los elementos de este sistema y serían del mismo material que la tapadera para poder fabricarlo de una sola pieza. Esto hace que la pieza sea más rígida y soporte más esfuerzos que si fueran elementos separados.

Figura 39. Tapa superior carga útil Prototipo 2 (Vista superior)

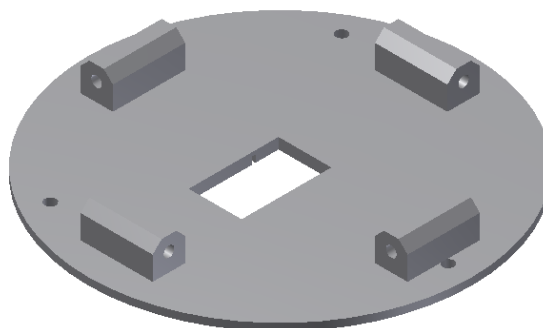
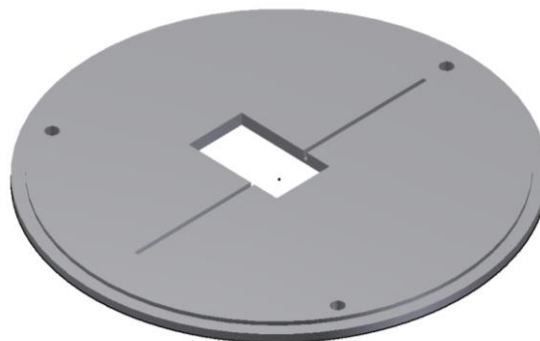


Figura 40. Tapa superior carga útil Prototipo 2 (Vista inferior)



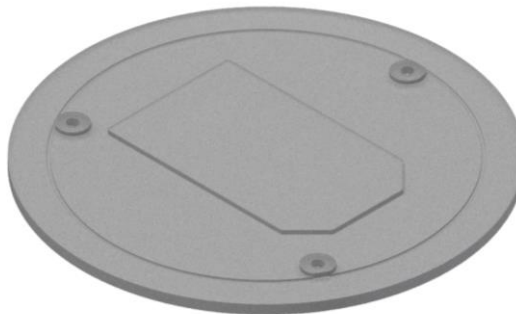
Con estas modificaciones y el nuevo material a utilizar el volumen de la tapa se modifica y por ende también el peso. La densidad del Ertalón es $\rho_{\text{Ertalón}} = 1.140 \text{ g/cm}^3$ y el volumen de la tapa con las modificaciones es de $V_{\text{tapa superior carga útil}} = 25247.630 \text{ mm}^3$. Con estos valores se obtiene un peso teórico de 22.782gr, el cual es un 6.12% del peso total disponible para la estructura. Además, es un 0.43% de diferencia con el prototipo 1, lo cual representa un peso de 2.18 gr.

b. Tapa inferior carga útil. El diámetro de la tapa inferior se mantiene ya que las dimensiones del contenedor no se modifican. El espesor se disminuye a 3mm para poder disminuir su peso. Además, se crea una ranura parecida a la del tablero electrónico en la tapa superior para fijar la cubierta de la carga útil en su parte inferior. También se deja un área de 1.3mm de espesor en la parte superior de la tapa con la geometría de la caja de la cámara para poderla fijar a la tapa inferior y evitar tener que utilizar elementos extra que agreguen peso a la estructura.

También se colocaron unos discos de un espesor de 1mm sobre la parte superior de la tapa y de un espesor total de 1.5mm, dejando espacio entre la parte inferior de los mismos y la parte inferior de la tapa. Este agujero se utilizará para poder roscar los tornillos estructurales y fijarlos a la tapa inferior.

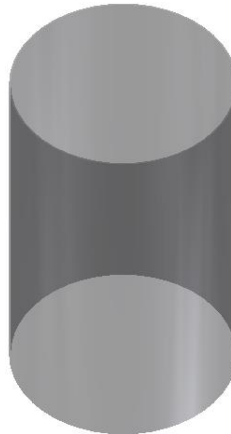
El material de la tapa inferior se mantiene ya que el requerimiento sigue siendo que pueda grabar la cámara todo el descenso por lo que necesita un material transparente. Por lo tanto, la densidad sigue siendo $\rho_{\text{polimetilmetacrilato}} = 1.188 \text{ g/cm}^3$ pero por los cambios de dimensiones el volumen de este modelo es de $V_{\text{tapa inferior carga útil}} = 36849.846 \text{ g/cm}^3$, obteniendo así un peso de 43.778gr. Este peso es 9.31% del peso total disponible. Tiene una disminución de 2.11% respecto al peso del prototipo 1, lo cual representa 9.94gr.

Figura 41. Tapa inferior carga útil Prototipo 2



c. Cubierta de carga útil. La cubierta se modifica para disminuir peso y optimizar el volumen dentro de la carga útil. Se cambia el diámetro exterior a 102mm y se mantiene el ancho de pared de 1/32 pulg. La altura se modifica a 171mm para cumplir con la altura requerida de la carga útil. El material de la cubierta también se cambia a Ertalón por lo que la densidad es de $\rho_{\text{Ertalón}} = 1.140 \text{ g/cm}^3$ y el volumen con las modificaciones es de $V_{\text{cubierta carga útil}} = 43155.590 \text{ g/cm}^3$ obteniendo así un peso teórico de 49.197gr el cual es un 10.47% del peso disponible. Con este cambio en el diámetro y la altura se obtiene una disminución de 0.62% de peso, lo cual representa una disminución de 2.90gr.

Figura 42. Cubierta carga útil Prototipo 2



d. Triángulo de separación. El triángulo de separación tiene como función principal separar los dos volúmenes de la carga útil y servir como base para el tablero electrónico. Para disminuir peso y debido a que será del mismo material que el compartimiento del huevo, se anexa al mismo y se convierten en una sola pieza, disminuyendo número de piezas, peso y complejidad del sistema.

e. Tornillos estructurales. Los tornillos estructurales se mantienen en material pero se modifica el largo. Esto debido a que cambian las medidas globales de la carga útil y se deben adaptar a las medidas nuevas. El diámetro se aumenta a 1/16 pulg y se utiliza una barra roscada para poder cortarla a la medida necesaria. El nuevo largo de los tornillos es de 175.5mm. La densidad del acero sigue siendo $\rho_{acero} = 7.850 \text{ g/cm}^3$ y el volumen nuevo de los tornillos es de $V_{\text{tornillos estructurales}} = 1389.487 \text{ g/cm}^3$, teniendo un peso de 32.722 gr, el cual es 6.96% del peso disponible de la estructura. En el caso de los tornillos se observa un porcentaje de aumento de peso de 5.19% debido al aumento en diámetro de los mismos. Esto representa un peso de 24.39 gr de aumento.

Figura 43. Tornillos estructurales Prototipo 2



Debido a que no pueden existir protuberancias fuera del contenedor mientras esté guardado en el cohete, se eliminó la cabeza del tornillo. La parte inferior estará fija en la tapa inferior de la carga útil por medio de tuercas que irán dentro de los espacios definidos en la misma tapa y en la parte superior estará colocados por medio de insertos. Esto para evitar problemas con el funcionamiento del sistema de descenso de la carga útil.

f. Compartimiento del huevo. El compartimiento del huevo del nuevo prototipo se separa en dos partes: el cuerpo del compartimiento que incluye el triángulo de separación y la tapadera del contenedor. Es necesario crear esta tapadera para poder facilitar la inserción del huevo, ya que el triángulo de separación ahora es parte del mismo compartimiento. La posición del compartimiento es invertida, ya que el cuerpo tiene su abertura hacia abajo y la tapadera hacia arriba. Esto se define para poder insertar el huevo desarmando solamente la tapa inferior de la carga útil y evitar tener que manipular el resto de elementos al momento de la inserción del huevo.

Las dimensiones del compartimiento se modifican para disminuir cantidad de material y por ende cantidad de peso. Esto se logra al definir realmente las dimensiones máximas de huevos de gallina utilizando varias muestras locales. Las dimensiones globales del compartimiento para el prototipo 2 se definen según sus dos componentes:

1) Cuerpo del compartimiento. El diámetro exterior del cuerpo del compartimiento es de 81.92 mm y la pared del cuerpo es de 1.075mm. La altura el cuerpo es de 74.68mm, la cual incluye el triángulo de separación. El triángulo de separación es parte de la base del cuerpo del cilindro y solamente sobresalen sus esquinas para poder alinearlos con los tornillos. La base del cilindro tiene un espesor de 2.56mm y cuenta con una ranura de 1.5mm de profundidad para poder fijar el tablero electrónico al compartimiento. Las extensiones con los agujeros para los tornillos tienen un espesor de 1mm. El cuerpo del compartimiento es de Ertalón $\rho_{\text{Ertalón}} = 1.140 \text{ g/cm}^3$ y tiene un volumen de $V_{\text{cuerpo compartimiento del huevo}} = 33458.117 \text{ g/cm}^3$. La masa del cuerpo del compartimiento es de 38.142 gr, el cual es 8.12% del peso disponible de la estructura.

Figura 44. Compartimiento del huevo Prototipo 2 (Vista superior)

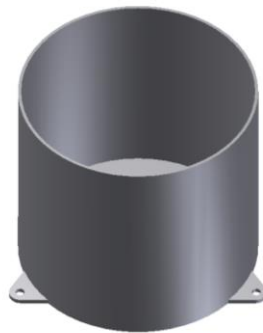
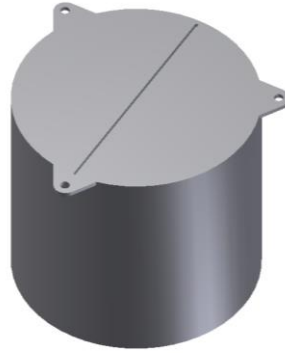


Figura 45 Compartimiento del huevo Prototipo 2 (Vista inferior)



2) Tapa del compartimiento. El diámetro exterior de la tapa del compartimiento es de 85.04mm y el espesor de la pared es de 3mm. La altura total de la tapa es de 20.46mm y el espesor de la tapa es de 1.35mm. En la parte superior de la tapa se hizo un vaciado de las mismas dimensiones de la caja de la cámara. Esto sirve para fijar el compartimiento y evitar su movimiento relativo dentro de la carga útil. Además, evita tener que utilizar partes extras como escuadras para poder fijarlo. La tapadera del compartimiento también es de Ertalón, $\rho_{\text{Ertalón}} = 1.140 \text{ g/cm}^3$, y consta de un volumen de $V_{\text{tapa compartimiento del huevo}} = 12784.373 \text{ g/cm}^3$. El peso de la tapa del cilindro es de 14.574gr, el cual es 3.10% del peso disponible de la estructura.

Figura 46. Tapadera del compartimiento del huevo Prototipo 2 (Vista superior)

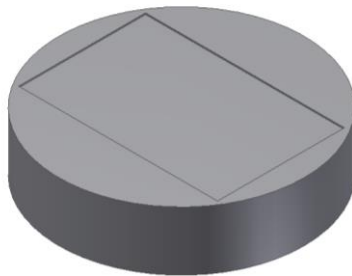
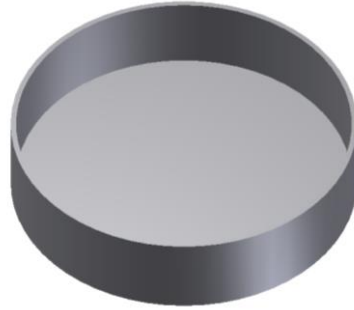


Figura 47. Tapadera del compartimiento del huevo Prototipo 2 (Vista inferior)



3) Interfaz de tapa y cuerpo del compartimiento. El compartimiento no puede abrirse o moverse dentro de la carga útil para evitar el movimiento del huevo. Por esta razón se debió idear una forma de sellar el compartimiento que no agregara peso pero que fuera lo suficientemente confiable y fuerte para mantener el sistema de protección del huevo constante durante la misión. Para crear esta interfaz segura, se hizo una rosca en la parte interior de la tapa y en la parte superior externa del cuerpo del cilindro. La rosca tiene un largo de 19mm.

Figura 48. Cuerpo del compartimiento del huevo con rosca Prototipo 2



Figura 49. Tapadera del compartimiento del huevo con rosca Prototipo 2



Con estas dimensiones se sigue cumpliendo el requerimiento MECR-14, ya que el compartimiento es suficientemente grande para que quepa un huevo de gallina dentro de él.

La masa total del compartimiento de huevo con los cambios es de 52.716gr. Debido a que se agregó un elemento, en este caso la tapadera, el peso del compartimiento aumenta a comparación del prototipo 1. El porcentaje de aumento de peso es de 1.45%, lo cual representa un peso de 5.81gr.

g. Contenedor. Las medidas exteriores del contenedor se mantienen para mantener la estabilidad dentro del cohete durante la misión. El diseño del primer prototipo tomaba en cuenta la interfaz con el sistema de control principal ya que en la tapadera superior se coloca un anillo para poder unir el paracaídas al contenedor. Debido a que en el diseño del primer prototipo no se había definido la interfaz entre el contenedor y la carga útil, no se había tomado en cuenta las partes adicionales con las que debe poseer el contenedor. Además de que se debe crear esta parte para poder unir el contenedor y la carga útil, se debe tomar en cuenta la resistencia del mismo, ya que la tapadera inferior es compartida entre el contenedor y la carga útil. Esto crea un riesgo que durante el lanzamiento se separen y la carga útil salga expulsada inmediatamente durante la separación del cohete, lo que evitaría que se estabilice y el descenso así como el aterrizaje se verían afectados. Para poder solucionar este problema, se agregó un disco de 2 mm a una altura de 187mm de la base del contenedor. Este disco cuenta con un agujero donde se colocará el accesorio de posicionamiento del servo. Este disco es una misma pieza con la pared del contenedor. Debido a esto, la tapa donde se colocará el sistema de descenso principal será una pieza individual. Esta tapa debe estar colocada de una forma que asegure que no se separe del contenedor. Esto debido a que adjunto a la misma está el sistema de descenso principal y si se llega a separar la tapa del contenedor, no se podrá estabilizar el CanSat y la misión se verá comprometida. Para poder crear esta interfaz confiable se hizo la tapa de un diámetro mayor al del interior del contenedor, de 118.4mm. De esta manera, se creó la pared del contenedor de la parte superior de la tapa de la interfaz con la carga útil de 1/16pulg en lugar de 1/32 pulg. Esto da la ventaja que el espesor de la parte donde se acopla el anillo se puede disminuir a 1/32pulg, otorgando una grada de un espesor de 1/32 para poder apoyar la tapa del sistema de descenso principal. Luego se acoplaría el anillo que tendría también un espesor de 1/32 pulg, logrando así continuar con el espesor de pared de 1/16 pulg y asegurándose

de que la tapa esté colocada correctamente y pueda soportar la fuerza aplicada al momento de comenzar a funcionar el sistema de descenso principal.

Finalmente, se abrieron agujeros en la pared del cilindro entre ambas tapaderas. Estos agujeros tienen como propósito disminuir peso y se pueden hacer ya que el contenedor no es un elemento estructural, es un elemento de protección. Se crearon 12 agujeros de 12mm de diámetro a una distancia desde la parte superior del contenedor hasta su centro de 36.5mm. Además, se crearon agujeros más pequeños entre estos agujeros de 12 mm, los agujeros pequeños son de 7.85mm y están a la misma distancia desde su centro hasta la parte superior del contenedor.

Todos los elementos del contenedor son de Ertalón, $\rho_{\text{Ertalón}} = 1.140 \text{ g/cm}^3$, y sus volúmenes respectivos son los siguientes: $V_{\text{cuerpo contenedor}} = 88952.017 \text{ g/cm}^3$, $V_{\text{tapa contenedor}} = 33037.429 \text{ g/cm}^3$ y $V_{\text{anillo contenedor}} = 1686.121 \text{ g/cm}^3$. Por consiguiente los pesos de cada elemento son: el peso del cuerpo del contenedor es 101.45gr, lo cual representa un porcentaje del peso disponible de 21.58%; el peso de la tapa del contenedor es 37.633gr, lo cual representa un porcentaje del peso disponible de 8.01% y finalmente el peso del anillo del contenedor es 1.922, el cual representa un porcentaje del peso disponible de 0.41%. El peso total del contenedor es de 140.990gr, el cual es 30% del peso disponible y en comparación del primer prototipo hay una disminución de 12.96% del peso, lo cual equivale a 60.94gr.

Figura 50. Contenedor Prototipo 2 (Vista interior, corte lateral)



Cuadro 44. Peso de elementos estructurales Prototipo 2

Elementos estructurales Prototipo 2					
Elemento	Material	Densidad (gr/cm ³)	Volumen (mm ³)	Peso P2 (gr)	Porcentaje de peso
Tapa superior carga útil	Ertalón	1.140	25,247.628	28.782	6.12%
Tapa inferior carga útil	Polimetilmetalacrato Transparente	1.188	36,849.846	43.778	9.31%
Cubierta carga útil	Ertalón	1.140	43,155.590	49.197	10.47%
Triángulo de separación	Ertalón	1.140	-	0.000	0.00%
Tornillos estructurales	Acero	7.850	1,389.487	32.722	6.96%
Cuerpo compartimiento del huevo	Ertalón	1.140	33,458.117	38.142	8.12%
Tapadera compartimiento del huevo	Ertalón	1.140	12,784.373	14.574	3.10%
Compartimiento del huevo (tapadera + cuerpo)	Ertalón	1.140	46,242.490	52.716	11.22%
Cuerpo del contenedor	Ertalón	1.140	88,952.017	101.405	21.58%
Tapa del contenedor	Ertalón	1.140	33,037.429	37.663	8.01%
Anillo del contenedor	Ertalón	1.140	1,686.121	1.922	0.41%
Contenedor (cuerpo+anillo+ tapa)	Ertalón	1.140	123,675.567	140.990	30.00%
Caja cámara	PLA	1.021	14,937.174	15.251	3.24%
			Total	363.437	77.33%

a. Caja cámara. La caja de la cámara tiene como función principal proteger a la misma. Se realizó el cambio de la posición de la cámara debido al cambio del modelo de la misma. La caja de la cámara se creó de PLA y sus dimensiones están calculadas para acoplarse perfectamente a la cámara. Sus medidas exteriores son un largo de 69mm por 44mm y cuenta con una altura de 30mm. Las dimensiones internas son de 42mm por 66mm y una altura de 28.5mm. Se realizó una parte de la pared más espesa para poder sostener correctamente la cámara. Además, las esquinas de la caja están rellenas para rigidizar la caja y evitar que se doble con el peso del resto de los componentes. La densidad del PLA es de $\rho_{PLA} = 1.021 \text{ g/cm}^3$ y el volumen de la caja es de $V_{caja\ cámara} = 14937.174 \text{ g/cm}^3$, con lo cual la caja de la cámara pesa 15.251 gr, representando el 3.24% del peso disponible para la estructura.

b. Sistema de protección del huevo. El sistema de protección en el primer prototipo contaba de un fluido no newtoniano que absorbería un gran porcentaje del impacto en varias partes de la misión como lo son el lanzamiento, la expulsión del CanSat del cohete y el aterrizaje. Debido a limitaciones de peso y a que no se conocen los datos exactos del huevo, la variación de peso podía ser muy grande. El volumen del fluido que se calculara para un huevo debía ser útil para cualquier tamaño de huevo, lo cual no es real ya que puede haber una variación muy grande. Además de esto, se tenía que crear el compartimiento del huevo completamente hermético para que no se pudiera salir nada del Oobleck dentro de la carga útil, ya que esto pondría en riesgo no solamente el huevo sino que el resto de componentes del CanSat. Esto es una dificultad mayor ya que además de ser hermético tendría que ser de fácil desmontaje y manipulación ya que se debe insertar el huevo al momento de recibirlo.

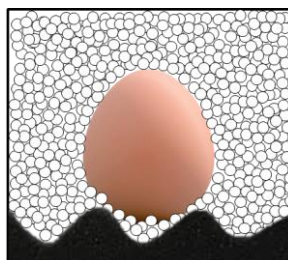
Debido a estos problemas se decidió utilizar un sistema de protección utilizando poliestireno expandido (EPS), el cual es un material plástico espumado derivado del poliestireno. Se decidió utilizar en presentación de esferas de aproximadamente 3mm de diámetro. Las esferas de EPS permiten el movimiento del huevo dentro del compartimiento pero evitan que tenga un choque con las paredes del contenedor, impidiendo que el huevo se rompa. Debido a que las esferas de EPS se mueven fácilmente y no son pesadas, en el momento de insertar el huevo existe el problema de que se salen del compartimiento. Además, no le crean ninguna resistencia al mismo durante la inserción, por lo que el huevo topa en el fondo y no hay ninguna protección entre el compartimiento y el mismo huevo en este punto. Por esta razón se decidió colocar esponja de empaque en la parte inferior del compartimiento. Se utilizó esponja conocida como Egg Foam.

Figura 51. Esponja sistema de protección de huevo



Se utilizó esta esponja para poder acumular esferas de EPS en el fondo del contenedor y utilizar las crestas de la esponja para apoyar el huevo, como se observa en la Ilustración 28. De esta forma al momento de colocar el huevo dentro del contenedor no topa con el fondo y se mantiene en posición mientras se cierra el contenedor.

Figura 52. Compartimiento del huevo con sistema de protección EPS (Corte)



Para poder colocar el huevo dentro del sistema se debe colocar primero la esponja en el fondo del contenedor. Es importante que el centro del contenedor no tenga una cresta ya que de esta forma el huevo no podría tener esferas debajo del mismo e igual impactaría con la cresta con la que esté en contacto. Luego de la esponja se debe introducir las esferas de EPS y finalmente el huevo. Debe haber suficientes esferas para que el cierre quede bajo presión y así disminuir el movimiento del huevo dentro del compartimiento. El peso total de las esferas utilizadas es de 3gr, el cual es 0.6% del peso disponible para la estructura.

Cuadro 45. Peso de elementos estructurales Prototipo 2 con EPS

Elemento	Material	Densidad (gr/cm ³)	Volumen (mm ³)	Peso P2 (gr)	Porcentaje de peso
Tapa superior carga útil	Ertalón	1.140	25,247.628	28.782	6.12%
Tapa inferior carga útil	Polimetilmetalacrato Transparente	1.188	36,849.846	43.778	9.31%
Cubierta carga útil	Ertalón	1.140	43,155.590	49.197	10.47%
Triángulo de separación	Ertalón	1.140	-	0.000	0.00%
Tornillos estructurales	Acero	7.850	1,389.487	32.722	6.96%
Cuerpo compartimiento del huevo	Ertalón	1.140	33,458.117	38.142	8.12%
Tapadera compartimiento del huevo	Ertalón	1.140	12,784.373	14.574	3.10%
Compartimiento del huevo (tapadera + cuerpo)	Ertalón	1.140	46,242.490	52.716	11.22%
Cuerpo del contenedor	Ertalón	1.140	88,952.017	101.405	21.58%
Tapa del contenedor	Ertalón	1.140	33,037.429	37.663	8.01%
Anillo del contenedor	Ertalón	1.140	1,686.121	1.922	0.41%
Contenedor (cuerpo+anillo+tapa)	Ertalón	1.140	123,675.567	140.990	30.00%
Caja cámara	PLA	1.021	14,937.174	15.251	3.24%
Sistema de protección	EPS			3.000	0.64%
			Total	366.437	77.97%

Utilizando el nuevo sistema de protección se disminuye el peso de 454.217gr a 366.437 gr. El nuevo peso es un 77.97% del peso disponible, estando un 22.03% debajo del requerimiento de 470 gr. Con este sistema de protección y los cambios en los elementos se logra cumplir con el requerimiento MECR-13, el cual no se había podido cumplir en el prototipo 1.

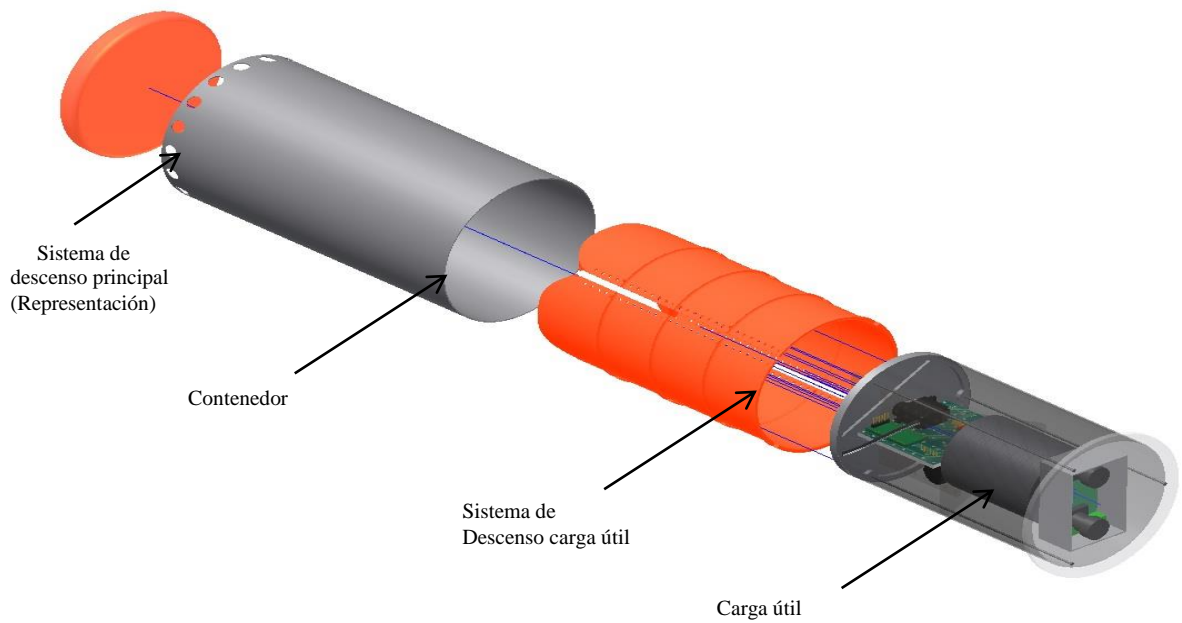
En la siguiente tabla se puede observar una comparación de los pesos de ambos prototipos. En la mayoría de elementos, exceptuando los tornillos y el compartimiento del huevo, se observa una disminución de peso. Esto es una ventaja ya que se desarrollan elementos más completos pero que se acoplan a las necesidades y se ahorra material al definir exactamente las características necesarias de cada elemento.

Cuadro 46. Comparación pesos elementos estructurales Prototipo 2 vs Prototipo 1

Elemento	Material	Densidad (gr/cm ³)	Volumen (mm ³)	Peso P2 (gr)	Porcentaje de peso	Peso P1 (gr)	Porcentaje de peso P1	Disminución peso	Porcentaje disminución peso
Tapa superior carga útil	Ertalón	1.140	25,247.62	28.7	6.12%	30.9	6.59%	2.18	0.46%
Tapa inferior carga útil	Polimetil metalicrat o Transparente	1.188	36,849.84	43.7	9.31%	53.7	11.43%	9.94	2.11%
Cubierta carga útil	Ertalón	1.140	43,155.59	49.1	10.47%	52.1	11.09%	2.90	0.62%
Triángulo de separación	Ertalón	1.140	-	0.00	0.00%	8.27	1.76%	8.27	1.76%
Tornillos estructurales	Acero	7.850	1,389.487	32.7	6.96%	8.33	1.77%	(24.39)	-5.19%
Cuerpo compartimiento del huevo	Ertalón	1.140	33,458.11	38.1	8.12%	42			
Tapadera compartimiento del huevo	Ertalón	1.140	12,784.37	14.5	3.10%	74			
Compartimiento del huevo (tapadera + cuerpo)	Ertalón	1.140	46,242.49	52.7	11.22%	46.9	9.77%	(5.81)	-1.45%
Cuerpo del contenedor	Ertalón	1.140	88,952.01	101.7	21.58%	405			
Tapa del contenedor	Ertalón	1.140	33,037.42	37.6	8.01%	63			
Anillo del contenedor	Ertalón	1.140	1,686.121	1.92	0.41%	2			
Contenedor (cuerpo+anillo+ tapa)	Ertalón	1.140	123,675.5	140.990	30.00%	201.928	42.96%	60.94	12.96%
Caja Cámara	PLA	1.021	14,937.17	15.2	3.24%	51			
Sistema de protección	EPS			3.00	0.64%	53.0	11.28%	50.00	10.64%
			Total	366.437	77.97%		Total	54.03	21.92%

En la siguiente imagen se puede observar una representación de todos los sistemas del CanSat con el diseño del segundo prototipo:

Figura 53. Representación CanSat



Supervivencia de la estructura

a. Aceleración. Según el requerimiento MECR-06 la estructura debe soportar 10g's de aceleración. Para poder comprobar esta resistencia se realizará una prueba aplicando una masa sobre la estructura para verificar su comportamiento cuando está bajo influencia de una carga, simulando los 10g's de aceleración.

Para calcular la magnitud de la fuerza que debe de soportar se utiliza la siguiente ecuación:

Ecuación 3 Cálculo de Masa para Fuerza de Shock

$$F = ma, \text{ donde } a = 10 \times 9.81 \text{ m/s}^2 = 98.1 \text{ m/s}^2.$$

Debido a que la masa del CanSat debe ser de 700gr, la fuerza de shock será la siguiente:

$$F = (0.700 \text{ kg}) (98.1 \text{ m/s}^2) = 68.67 \text{ N}$$

La masa que se debe aplicar es de 7kg.

b. Fuerza de impacto. Según el requerimiento MECR-07, la estructura debe soportar 30 g's de fuerza de impacto. Para analizar este requerimiento, se utiliza el método de la energía de aproximar el esfuerzo y la deformación bajo condiciones de carga de impacto. (Collins, 2003)

La fuerza de impacto es una fuerza aplicada en la estructura por cierta cantidad de tiempo. Esta fuerza se debe a un esfuerzo aplicado repentinamente en el momento en el que la estructura toca la superficie. Se define como aplicado repentinamente ya que la estructura tiene una velocidad y al tocar con el suelo desacelera inmediatamente al colisionar con el mismo. (Collins, 2003)

El esfuerzo aplicado repentinamente es equivalente al doble del esfuerzo axial como se define a continuación:

Ecuación 4 Esfuerzo Máximo

$$(\sigma_{max})_{aplicado \text{ repentinamente}} = 2 \frac{F}{A} \text{ (Collins, 2003)}$$

Para calcular la magnitud de la fuerza que debe soportar se utiliza la siguiente ecuación:

$$F = ma, \text{ donde } a = 30 \times 9.81 \text{ m/s}^2 = 294.3 \text{ m/s}^2.$$

Debido a que el peso del CanSat debe ser de 700gr, la fuerza de impacto será de:

$$F = (0.700 \text{ kg}) (294.3 \text{ m/s}^2) = 206.01 \text{ N}$$

1) Para el caso en que los tornillos absorban toda la fuerza de impacto

Usando la ecuación de esfuerzo máximo:

$$\begin{aligned} (\sigma_{max})_{aplicado \text{ repentinamente}} &= 2 \frac{F}{A_{\text{tornillos}}} = 2 \frac{206.01 \text{ N}}{\frac{\pi}{4} (0.004764 \text{ m})^2} = 23,114,521.68 \text{ Pa} \\ &= 23.1 \text{ MPa} \end{aligned}$$

2) Para el caso en el que la tapa inferior de la carga útil absorba toda la fuerza de impacto:

Usando la ecuación de esfuerzo máximo:

$$\begin{aligned}
 (\sigma_{max})_{aplicado\ repentidamente} &= 2 \frac{F}{A_{tapai\ nferior}} = 2 \frac{206.01N}{\frac{\pi}{4} (0.120m)^2} = 36,430.57 Pa \\
 &= 0.036 MPa
 \end{aligned}$$

Comparando la resistencia a la fluencia del material a la tensión máxima de cada material:

b) Tornillos

$$(\sigma_{max})_{aplicado\ repentidamente} = 23.1 MPa < s_{y,acero} = 170 MPa$$

c) Tapa inferior carga útil

$$(\sigma_{max})_{aplicado\ repentidamente} = 0.036 MPa \ll s_{y,policarbonato} = 72.4 MPa$$

Este análisis demuestra que en ambos casos la carga útil puede soportar el impacto.

c. Prueba de supervivencia. Según el requerimiento MECR-17, el huevo, los componentes electrónicos y la estructura deben soportar la tasa de descenso a la que la carga útil aterrizará. Para poder comprobar esto se diseñó una prueba de supervivencia que se realizará con una prueba de caída de una altura determinada, considerando un escenario en el que la velocidad de descenso se mantenga a 20m/s que es la velocidad a la que cae el CanSat luego de separarse del cohete. Esto significaría que el sistema de descenso de la carga útil no disminuiría esta tasa de descenso. (Con el sistema de descenso de la carga útil, la misma debería de aterrizar a 8.5 m/s).

El cálculo de la altura necesaria para simular el impacto se calcula de la siguiente manera:

$$\frac{1}{2} V_{max}^2 = gh, \text{ donde } V_{max} = \text{velocidad de descenso, } h = \text{altura que se está calculando y } g = \text{gravedad.}$$

La velocidad máxima considerada son los 20^{m/s}, a la cual estará viajando el CanSat en el momento que el contenedor y la carga útil se separen. Esto se hace para considerar el peor escenario si el sistema de descenso de la carga útil llegar a fallar.

Utilizando esta ecuación, la altura aproximada es:

Ecuación 5 Cálculo de altura para prueba de caída libre

$$h = \frac{V_{max}^2}{2g} = \frac{20 \text{ m/s}^2}{2 \times 9.8 \text{ m/s}^2} = 20.39 \text{ m}$$

Para simular el impacto que tendrá que soportar, el CanSat se debe dejar caer de 20.39m. Debido a que los edificios tienen pisos de 3m aproximadamente, esta caída se debe realizar desde el 7º piso de un edificio para tener un aproximado de 21 metros disponibles.

2. SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DE CANSAT.

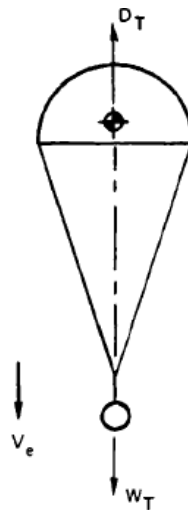
El análisis de descenso de un paracaídas conlleva tres etapas, donde su comportamiento es completamente distinto en cada uno de ellas debido a los cambios en aceleración. Estos escenarios son:

$$a = \begin{cases} 9.81 \text{ m/s}^2, t_0 - t_1 & (\text{paracaídas cerrado, caída libre}) \\ X \text{ m/s}^2, t_1 - t_2 & (\text{paracaídas abierto, descenso con aceleración}) \\ 0 \text{ m/s}^2, t_2 - t_3 & (\text{paracaídas abierto, descenso sin aceleración, velocidad terminal}) \end{cases}$$

En el caso del Sistema de Descenso para la Estabilización del CanSat, se considerará únicamente el último escenario, donde el paracaídas alcanza su velocidad terminal.

El proceso de diseño específico para un paracaídas cruciforme se tomó de *Parachute Recovery Systems Design Manual*. Para obtener las dimensiones del paracaídas, con una determinada velocidad de caída, se hace una sumatoria de fuerzas que están actuando sobre el sistema. En este caso las fuerzas presentes son el arrastre generado por el paracaídas y el peso que este desacelera. (Knacke, 1991)

Figura 54. Fuerzas presentes en descenso de paracaídas



(Knacke, 1991)

La sumatoria de fuerzas es la siguiente:

Ecuación 6 Sumatoria de fuerzas.

$$\sum F_y = m \cdot a = m \cdot \frac{dv}{dt} \quad D_T - W_T = m \cdot \frac{dv}{dt}$$

La fuerza de arrastre total D_T depende de la densidad del fluido ρ_a , en este caso aire, el coeficiente de arrastre C_D , el cuadrado de la velocidad del fluido v , y el área de arrastre A , la cual se quiere determinar en este caso.

Ecuación 7 Fuerza de arrastre.

$$D_T = \frac{1}{2} \rho_a C_D A v^2$$

El peso por su parte depende únicamente de la masa del objeto m y de la aceleración gravitacional g .

Ecuación 8 Peso

$$W_T = mg$$

Haciendo $\frac{dv}{dt} = 0$, ya que se busca la velocidad terminal (aceleración igual a 0), se obtiene la siguiente igualdad:

Ecuación 9 Igualdad arrastre y fuerza

$$\frac{1}{2} \rho_a C_D A v^2 = mg$$

En este caso como se quiere determinar el área de arrastre para cumplir con una velocidad de descenso especificada, se despeja la misma. El autor del libro antes mencionado, para el diseño de un paracaídas en cruz, establece que un paracaídas circular con un diámetro nominal D_o se comporta de la misma manera que un paracaídas en cruz con un brazo de largo igual a $1.19 D_o$. Entonces el largo de brazo para un paracaídas cruciforme L_A es:

Ecuación 10 Largo equivalente

$$L_A = 1.19 D_o$$

El área de un círculo se define como:

Ecuación 11 Área

$$A = \frac{D_o^2 \pi}{4}$$

Entonces sustituyendo la

Ecuación 11 dentro de la Ecuación 9, y luego despejando para el diámetro nominal D_o se obtiene:

Ecuación 12 Diámetro nominal

$$D_o = \sqrt{\frac{8mg}{\rho_a C_D \pi v^2}}$$

Sustituyendo los siguientes datos en la Ecuación 12 se obtiene el diámetro nominal del círculo que representa el paracaídas en forma de cruz.

$$m = 766 \text{ g} = 0.766 \text{ kg} \text{ (Masa considerando peso del CanSat y el huevo como carga útil)}$$

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

$$\rho_a = 1.184 \text{ kg/m}^3 \text{ (Densidad del aire para una temperatura aproximada de } 25^\circ\text{C en la atmósfera)}$$

$$C_D = 0.80$$

$$v = 20 \text{ m/s} \text{ (Velocidad requerida para el descenso de estabilización)}$$

$$D_o = \sqrt{\frac{8 * 0.766 \text{ kg} * 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{1.184 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 0.80 * \pi * \left(20 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2}}$$

El resultado de la operación anterior es:

$$D_o = 0.22473 \text{ m} = 22.473 \text{ cm}$$

Aplicando la Ecuación 10, para obtener el tamaño real del brazo del paracaídas en cruz, se obtiene:

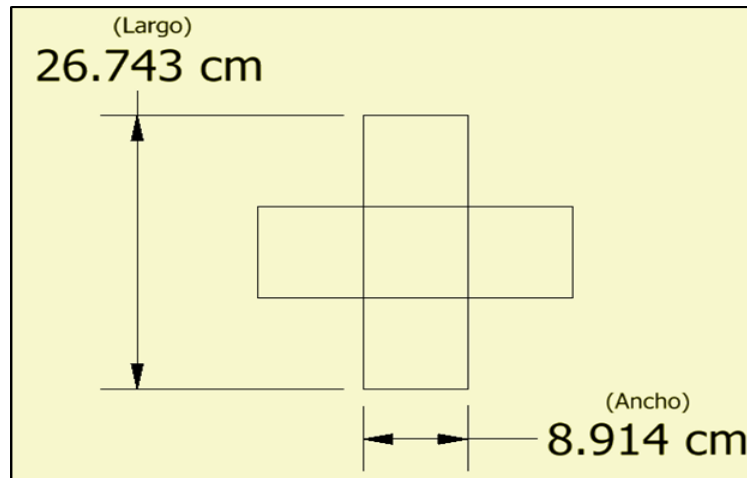
$$L_A = 1.19 D_o = 1.19 * 22.473 \text{ cm} = 26.743 \text{ cm}$$

Haciendo el paracaídas cruciforme simétrico, es decir que el ancho de los brazos sea igual a un tercio del largo de los mismos, las dimensiones finales para conseguir la velocidad de descenso especificada anteriormente serían:

$$L_A = 26.74 \text{ cm}$$

$$L_W = 8.91 \text{ cm}$$

Figura 55. Dimensiones finales de diseño (sin ajustes)



Para poder afirmar que el paracaídas alcanzara su velocidad terminal, se calculó el tiempo necesario para alcanzar la misma. Se recurre a la Ecuación 9, despejada para la derivada de la velocidad sobre el tiempo e implementando el coeficiente k , que se define como sigue:

Ecuación 13 Constante.

$$k = \frac{1}{2} C_D A \rho$$

Implementando los cambios recién mencionados a la Ecuación 4 y estableciendo la condición inicial, se obtiene la ecuación diferencial que define el comportamiento del paracaídas.

Ecuación 14 Ecuación Diferencial

$$\frac{dv(t)}{dt} = \frac{kv(t)^2}{m} - g, \quad v(0) = 0$$

Por medio del software *WolframAlpha* se obtuvo la solución de la ecuación diferencial:

Ecuación 15 Solución Ec. Diferencial

$$v(t) = -\frac{\sqrt{g}\sqrt{m} \tanh\left(\frac{\sqrt{g}\sqrt{k} t}{\sqrt{m}}\right)}{\sqrt{k}}$$

Con esta ecuación se puede establecer la velocidad terminal y el tiempo. La velocidad terminal es la velocidad que alcanzara el paracaídas cuando el tiempo tienda al infinito.

Ecuación 16 Velocidad terminal

$$v_{terminal} = \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{\sqrt{g}\sqrt{m} \tanh\left(\frac{\sqrt{g}\sqrt{k} t}{\sqrt{m}}\right)}{\sqrt{k}}$$

Despejando el tiempo de la Ecuación 15 se obtiene la ecuación correspondiente para el cálculo del mismo:

Ecuación 17 Tiempo para velocidad terminal

$$t = \frac{\tanh^{-1}\left(\frac{v(t)\sqrt{k}}{\sqrt{g}\sqrt{m}}\right)}{\frac{\sqrt{g}\sqrt{k}}{\sqrt{m}}}$$

Como ejemplo, tomando el paracaídas recién diseñado, se puede obtener la velocidad terminal y el tiempo necesario para llegar a esta.

$$m = 0.766 \text{ kg}$$

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

$$k = 0.018817 \text{ kg/m}$$

Entonces,

Ecuación 18 Velocidad terminal

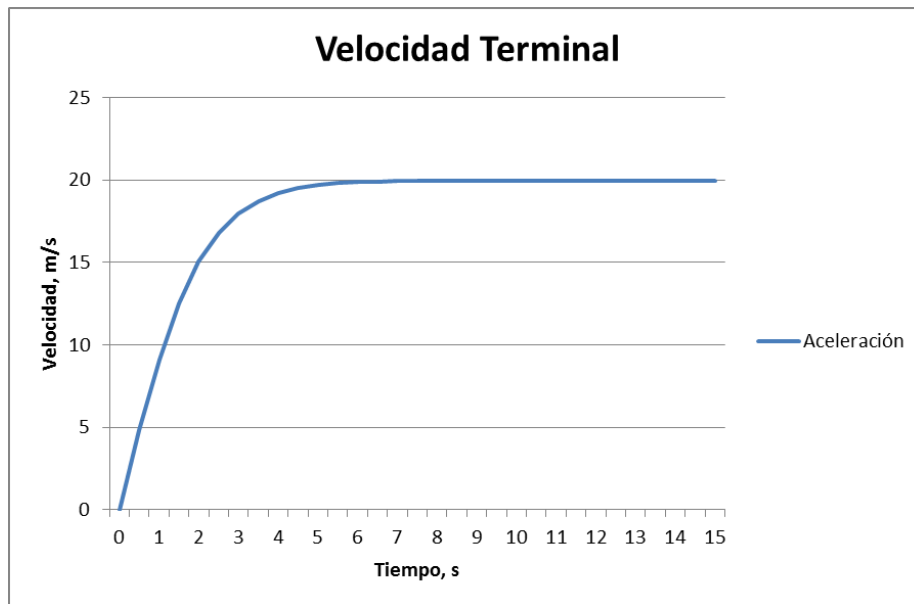
$$v(t) = 19.9835 \tanh(0.49090t)$$

$$v_{terminal} = 19.9835 \text{ m/s}$$

$$t \cong 6 \text{ s}$$

Todos los datos anteriormente calculados se reflejan en la siguiente gráfica (Ecuación 17):

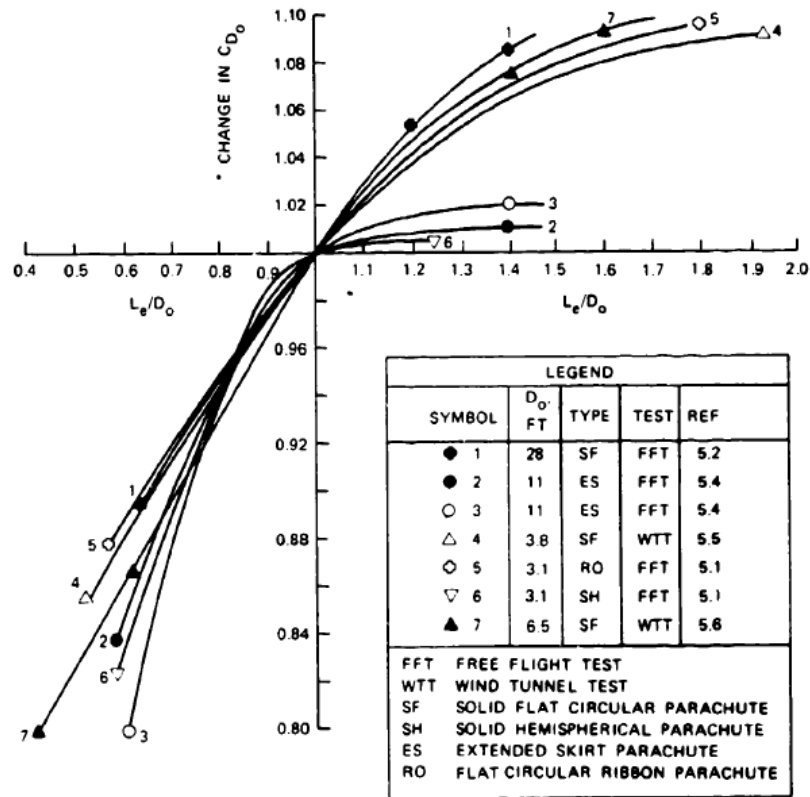
Gráfico 3. Ecuación 18



Por medio del tiempo necesario para alcanzar velocidad terminal se puede justificar que el paracaídas llegara a su velocidad terminal dentro de la distancia de estabilización (270 m). Un cuerpo en caída libre recorre 270 m en 7.5 s aproximadamente. Este tiempo es mayor que los ~6 s necesarios para alcanzar la velocidad terminal, lo que afirma que el paracaídas alcanzara su velocidad dentro de este recorrido.

Otro factor determinante en un paracaídas es la longitud de sus líneas de suspensión. Entre mayor longitud de la líneas de un paracaídas, mayor será su coeficiente de arrastre, ya que este puede abrirse mejor, causando un aumento de área en el perfil inflado del mismo. El estudio de paracaídas también indica que las razones de longitud de líneas por diámetro, L/D , por encima de 1.5 pueden ser perjudiciales debido al asociado aumento de peso de las líneas más largas. (Knacke, 1991)

Figura 56. Variación del coeficiente de arrastre con el aumento de largo de líneas.



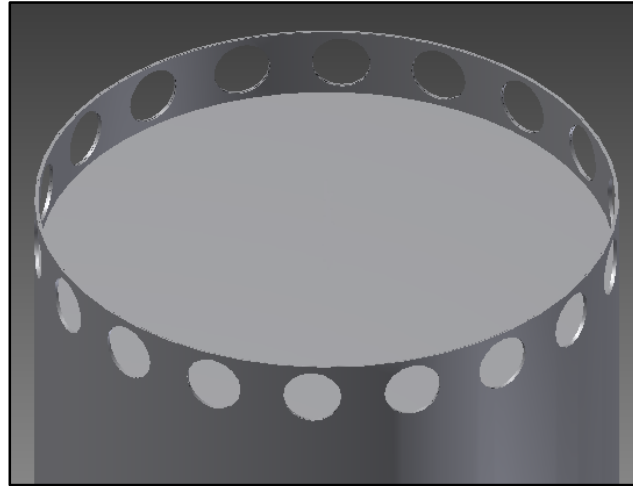
(Knacke, 1991)

Como se muestra en la figura anterior, los paracaídas circulares planos y cónicos, aumentan su coeficiente de arrastre hasta proporciones de largo de línea de 2.0 aproximadamente. Los paracaídas hemisféricos y de manga prolongada (*extended skirt parachutes*), por ejemplo, muestran solo un pequeño aumento en el coeficiente de arrastre con relaciones de línea superiores a 1.1. (Knacke, 1991)

Ya que el paracaídas cruciforme no aparece ejemplificado en la Figura 55, se decidió utilizar una razón de largo de línea por diámetro de 1.5. El valor de $L/D = 1.0$ era el límite inferior ya que se puede observar en la figura mencionada que hasta ese punto todos los paracaídas conservan su coeficiente de arrastre teórico y no disminuye. El valor de $L/D = 1.5$ se tomó como límite superior ya que por encima de ese punto el peso de las líneas es una desventaja.

Un aspecto importante a tomar en cuenta para el correcto funcionamiento del sistema era que el paracaídas debía desplegarse sin problemas del compartimiento donde iría colocado. Para asegurarse que este saliera de su compartimiento se le perforaron agujeros al *Container* en la parte superior, justo alrededor del espacio donde estaría guardado. De esta manera, cuando el *Container* estuviera fuera del cohete, en contacto con la atmósfera, y en caída libre, aire entraría por debajo del paracaídas por medio de los agujeros y expulsaría al mismo de su compartimiento para que se desplegara.

Figura 57. Agujeros alrededor de compartimiento de paracaídas en *Container*.



3. SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT. Una vez se seleccionó el concepto que se iba a utilizar, se inició con su desarrollo. Aparte del funcionamiento que se quería alcanzar, se debía contar con ciertas medidas para poder iniciar con el diseño. Estas correspondían a las dimensiones físicas de los elementos estructurales que definen este sistema. Entre ellas se puede mencionar la altura de la carga útil (169 milímetros), el diámetro exterior (106 milímetros), así como la separación que habría entre la carga útil y el contenedor (120 milímetros); estas se detallan en el Cuadro 47. Además era necesario definir de manera definitiva la configuración que se iba a utilizar. Una vez se llegó a un consenso con la persona encargada de la estructura, se inició con el diseño detallado del sistema.

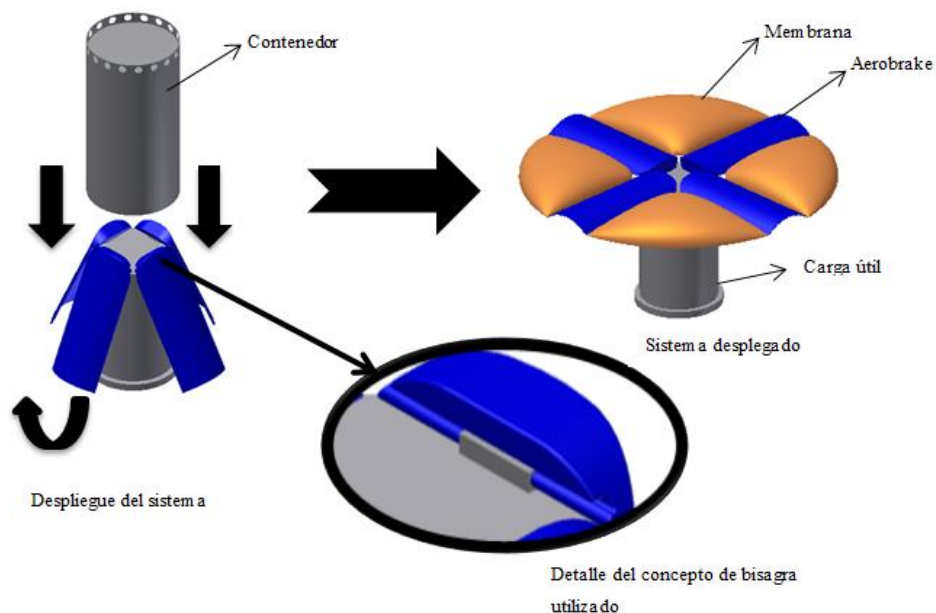
Cuadro 47. Resumen de medidas definidas para iniciar con el diseño

Componente	Medida (mm) [In]
Altura de la carga útil	169
Diámetro exterior de la carga útil	106
Espesor del contenedor	0.794 [1/32"]
Diámetro exterior de la carga útil	120

El punto de partida fue un bosquejo en papel, muy similar al de la Figura 18 . Luego se inició con el diseño de las piezas utilizando un software de diseño asistido por computadora (mejor conocido por sus siglas en inglés, CAD). El paso siguiente fue la creación de un modelo simplificado de la carga útil (utilizando las medidas críticas definidas anteriormente), este serviría para realizar un ensamble virtual, con el cual se podría analizar la forma en que se integraban ambos sistemas. Luego se inició con el desarrollo de los *Aerobrakes* (estructuras de arrastre aerodinámico). De los cuales el sistema debía contar con cuatro iguales.

La estructura se desarrolló partiendo del modo de sujeción que se quería tener con la tapadera de la carga útil. Este debía ser simple y de fácil fabricación, por esta razón se eligió una junta tipo bisagra. La cuál contaría con un relieve en la parte superior de la tapa, el cual se ajustaría entre una depresión realizada en las partes móviles. Para más detalles se puede ver el siguiente diagrama de operación del sistema utilizado y el primer prototipo diseñado. La pieza se diseñó a modo que los agujeros realizados se alinearan para permitir la colocación de un pasador, sobre el cual el sistema rota para desplegarse.

Figura 58. Diagrama de operación del sistema usado

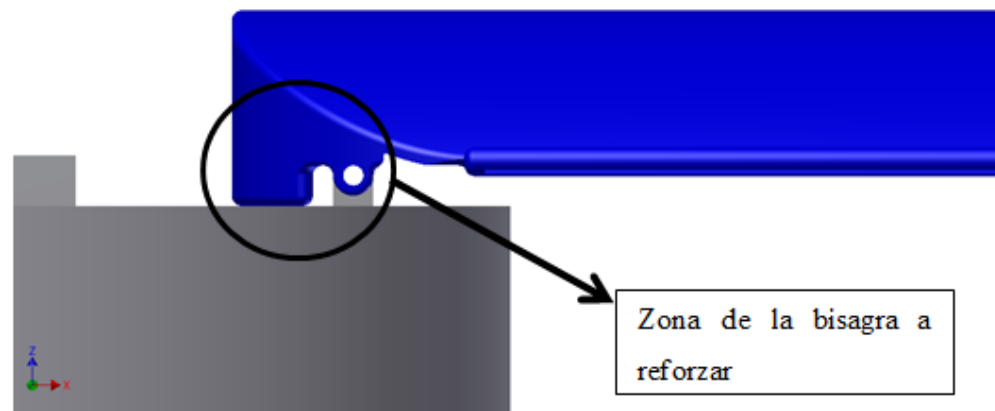


Otro de los elementos que se diseñó cuidadosamente fue una pestaña que limita la apertura del sistema. Esta impide, físicamente, que el freno aerodinámico rote más allá de su posición final. Un aspecto que se tuvo que tomar en cuenta fue que es en esta parte en dónde se absorbería el impacto generado al rotar rápidamente. Por esta razón, se buscó realizar un diseño robusto y fácil para su elaboración. En este punto, las medidas fueron asignadas según las limitaciones de espacio que brinda la carga útil. Después de esto se desarrolló la sección que envuelve el costado cilíndrico de la carga. Esta se realizó al extender una sección de cilíndrica de pared delgada de forma paralela a la carcasa exterior de la carga útil. Era importante que esta

fuera lo más larga posible, pues al extenderse se incrementa el área total generada, y por consiguiente una menor velocidad de descenso.

Uno de los aspectos que tuvo que tenerse en cuenta durante todo el proceso eran los espacios disponibles para el almacenamiento dentro del contenedor. Como es sabido, el conjunto de la carga útil y su sistema de descenso plegado, deben ser capaces de acomodarse en el interior del contenedor. Además, estos no deben de quedar ajustados para evitar problemas en la fase de separación. Con esto en mente se siguió con el proceso de diseño.

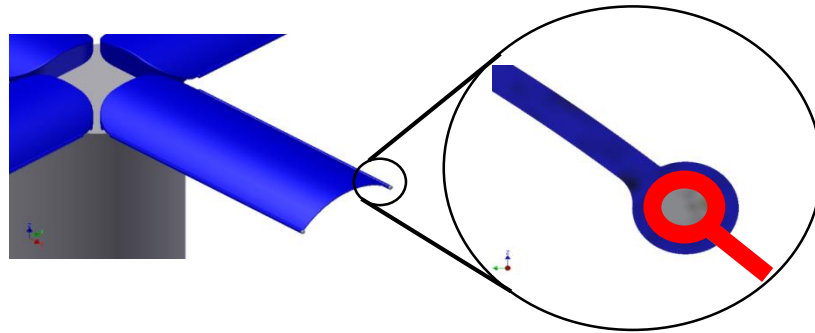
Figura 59. Primer prototipo diseñado



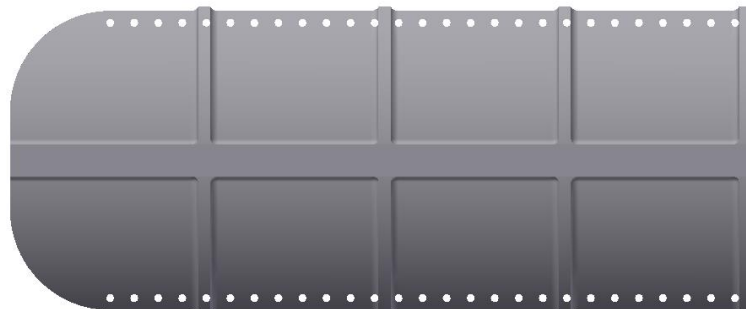
El siguiente paso fue la realización de un método que permitiera el montaje y desmontaje de las membranas que incrementan el área de arrastre. Este debía ser capaz de sujetar la membrana firmemente, así como permitir remplazarlas y ajustarlas según fuera necesario. La primera idea que surgió, funcionaba al deslizar un pin de diámetro menor entre una estructura cilíndrica realizada sobre la parte superior del Aerobrake. El diámetro interior de la camisa y el exterior del pin deben de tener cierta holgura, la cual serviría para deslizar una porción de la membrana y sujetarla a la estructura. Para comprenderlo mejor, se puede observar la Figura 60, donde la membrana se representa con las líneas rojas, lo gris es el pin y lo azul, la estructura.

Una vez se terminados todos los aspectos discutidos antes, fue posible realizar el primer prototipo de la estructura del sistema de descenso de la carga útil del CanSat. Este sirvió para realizar la primera prueba de manufactura, discutida más adelante. Sin embargo, como en la mayoría de procesos de diseño, este prototipo tuvo que ser mejorado y modificado para que fuera completamente funcional. Las modificaciones realizadas son discutidas a continuación.

Figura 60. Esquema de primera versión del método de sujeción de la membrana



Una de las primeras mejoras que se hizo al diseño fue la modificación del sistema de sujeción de la membrana a la estructura. El nuevo sistema que se diseñó tuvo en cuenta las limitaciones que se encontraron con el proceso de manufactura y la resistencia del material a las fuerzas de tensión que sufre la membrana en operación. Se optó por hacer una serie de 27 agujeros, de 3 milímetros de diámetro, en cada uno de los bordes de la estructura (Ver Figura 61). Estos se utilizarían en conjunto con una cuerda, la cual se haría pasar alternadamente por la membrana y los agujeros. Con este sistema se logró sujetar firmemente y a la vez mantener la funcionalidad de poder hacer modificaciones y remplazos al componente flexible de manera rápida y sencilla (en la siguiente figura es posible observar en detalle el resultado final del método de sujeción de la membrana). Hay que mencionar que en cuestión de peso, esta opción, resultó ser significativamente más eficiente en su uso. No solo era necesaria una cantidad menor de peso, sino que además, se incrementó la resistencia del sistema.

Figura 61. Patrón de 54 agujeros realizado a los *Aerobrakes* para la colocación de las membranas.

La siguiente mejora que se realizó fue un refuerzo en la zona de la bisagra (identificada en la

Figura 59), ya que una de las partes críticas del diseño era el área donde se iba a introducir el pasador. Por esta razón, se optó por rellenar los espacios vacíos y aumentar el tamaño de la bisagra en general. Si bien esto aumentó el peso total de la estructura, se incrementó la resistencia al impacto y a las fuerzas generadas por el arrastre a causa del aire.

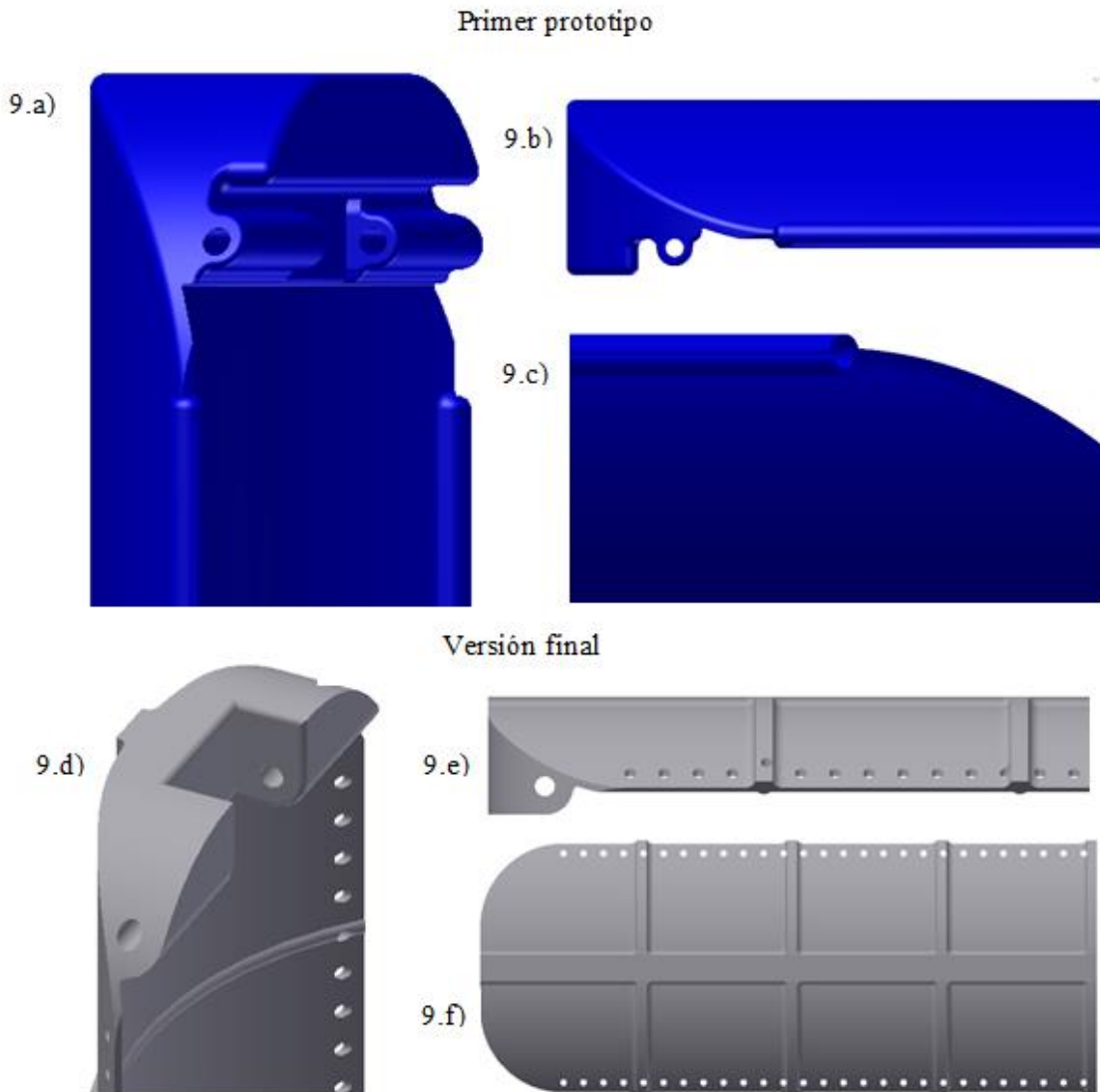
Figura 62. Resultado del sistema de sujeción de la membrana al *Aerobrake* (Resultado final)



Adicionalmente se encontró un problema con el diseño y es que, debido a las características del proceso de manufactura usado (el cual se discute más adelante) y al espesor de la sección cilíndrica, la resistencia a la flexión de la estructura era reducida. La primera prueba que se hizo para solucionar este problema fue el aumento del grosor de la sección de pared delgada. Sin embargo, esta solución fue descartada debido al incremento en peso que hubiera ocasionado. La solución que se encontró a este problema fue la de agregar 4 costillas radiales de 1.5 mm de alto por 3 mm de ancho. Esto incrementó significativamente la resistencia de la estructura. También se colocó un refuerzo longitudinal, logrando aumentar, aún más, la resistencia final. En la Figura 63 es posible observar una comparación entre primer prototipo y el diseño final. Además en la sección de anexos se podrá encontrar los planos en donde se detallan las medidas finales de los Aerobrakes y la tapa superior de la carga útil con los componentes de la bisagra.

Sin duda, otro de los componentes importantes que se diseñó fue la membrana, la cual tiene como fin la reducción de velocidad de descenso de la carga útil. Para esto fue necesario determinar las medidas del sistema de descenso en su posición extendida, las cuales se obtuvieron haciendo uso de las herramientas CAD que brinda el paquete de Autodesk Inventor Professional 2012. Al tener estas medidas se realizó el primer prototipo, el cual no busca más que rellenar el espacio disponible entre cada uno de los Aerobrakes extendidos. Al realizar la primera prueba se pudo determinar que la geometría podía ser utilizada en el modelo final (al igual que los demás componentes, los detalles de las medidas se pueden encontrar en los planos de la sección de anexos). Uno de los pocos ajustes que se realizó fue un refuerzo en la sección por donde pasaría la cuerda para sujetarla a la estructura. El refuerzo consistió en utilizar una técnica utilizada por costureros profesionales para reforzar los bordes de las telas (ver Figura 64), con este se obtuvo en la versión final utilizada. El material utilizado es una tela conocida popularmente como tela “Surfing” la razón principal de su elección fue el color naranja fuerte que esta tiene. Esto es recomendable para ayudar a distinguir el sistema desde lejos.

Figura 63. Comparación primer prototipo vs. versión final



Por último, falta discutir sobre el pin a utilizar en la bisagra. La primera opción que se utilizó para este era la de utilizar un pasador de resorte (mejor conocido en Guatemala como “rolled pin”). La razón principal de esto era la de contar con un pin de acero, el cual brindaría la resistencia necesaria para soportar la apertura del sistema. Además, debido a su configuración la cual tiene una ranura a lo largo de todo su cuerpo y un agujero interno, el peso sería menor comparado con el de un pin sólido del mismo material. Otra de las facilidades que se presentan al utilizar este componente es que es muy fácil conseguirlo en ferreterías locales. Sin embargo, debido a su característica de poder ser deformados a la hora de su instalación, es difícil contar con la consistencia adecuada en sus medidas de diámetro exterior. Esto ocasionó dificultades a la hora de

ensamblar el sistema; por lo que al ser ensamblado no se obtenía la solidez deseada. La solución de esto fue cambiar el componente, el que finalmente se utilizó fue un fragmento de barra roscada. La rugosidad de la superficie, debido a la rosca externa que presenta, logra crear la suficiente fricción para evitar que estos se caigan accidentalmente. Por último, es importante mencionar que, para lograr que el sistema girara sobre los pines, el diámetro de la parte central de la bisagra (ubicado en la tapa de la carga útil) se diseñó para que fuera mayor y permitiera la rotación libre del pin.

Figura 64. Refuerzo realizado a la membrana en zona de unión a la estructura



Para poder dar paso a la manufactura, fue necesario realizar una serie de cálculos que aseguraran que el diseño cumplía con los requerimientos. El primer cálculo realizado fue el de la velocidad final de descenso. Para esto se utilizó la Ecuación 19 (Cengel & Cimbala, 2006) la cual se usa para el cálculo del coeficiente de arrastre que experimenta un objeto al moverse a través de un fluido. Los datos que se utilizaron para este cálculo son los siguientes:

j) Densidad del aire (ρ): 1.157 kg/m^3 . Este valor se obtuvo utilizando un promedio histórico de las condiciones del aire estándar en Abilene, Texas (cercano al lugar de lanzamiento). El promedio se obtuvo para los años 2010, 2011 y 2012 para los primeros 15 días del mes de junio de estos años. Los datos se obtuvieron de la estación meteorológica ubicada en el Aeropuerto Internacional de Abilene (Código de la estación: KABI) los cuales se encuentran disponibles en la página web <http://www.wunderground.com>. Los valores con los que se obtuvo la densidad promedio son: Temperatura: 28.53°C , Humedad relativa: 53.18%, presión: 1009.96 hPa; todos a una altitud de 546 metros sobre el nivel del mar (msnm). (Weather Underground Inc., s.f.)

k) Fuerza de arrastre (F_D): 5.71 Newton. La velocidad terminal de un objeto que se encuentra cayendo libremente en un ambiente con atmósfera se da en el momento en que la fuerza de arrastre es igual en magnitud al peso del objeto. En este momento la velocidad deja de aumentar y se convierte en la tasa de descenso. Para el caso del sistema de descenso de la carga útil el peso consiste en la suma del peso

individual del sistema mismo, el huevo de gallina y todos los componentes estructurales y electrónicos que componen la carga útil. (Cengel & Cimbala, 2006)

l) Área proyectada perpendicular al flujo: 0.151 m^2 . Para este valor se decidió aproximar el área a la de un círculo circunscrito alrededor del área real (Ver Figura 65). Si bien es evidente que el área utilizada para el cálculo es un poco mayor que la real, se espera que el arrastre adicional generado por la parte inferior de la carga útil compense esta diferencia de áreas. Coeficiente de arrastre de la geometría (C_d): 1.1. La selección de este valor se efectuó como una aproximación, ya que el coeficiente de arrastre de geometrías complejas es un cálculo demandante que se obtiene al resolver la ecuación de Navier-Stokes, la cual es una ecuación de derivadas parciales no lineales, que rige el movimiento de un fluido pero que carece de una solución analítica. Por esta razón es que no se justifica su elaboración para fines prácticos (Zea, 2012). Es por esto que, debido a la semejanza que se encontró entre el sistema y la Figura 65 se decidió utilizar el valor proporcionado en la misma ilustración. (Cengel & Cimbala, 2006)

Ecuación 19 Ecuación para el coeficiente de arrastre.

$$C_d = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho v^2 A}$$

$C_d =$ Coeficiente de arrastre de la geometría

$F_D =$ Fuerza de arrastre (Newtons)

$\rho =$ Densidad del fluido (kg/m^3)

$v =$ velocidad del flujo (m/s)

$A =$ Area proyectada perpendicular al flujo (m^2)

Al sustituir los valores en la Ecuación 19 y luego despejar para determinar la velocidad, se obtuvo un valor aproximado de $7.71 \text{ m}/\text{s}$, el cuál resulta adecuado para la rapidez de descenso del sistema. Como se ha mencionado anteriormente, al analizar la configuración del sistema, se puede ver que un arrastre adicional sería generado por la superficie de la tapa inferior de la carga útil, sin embargo, a falta de datos que muestren la influencia de geometrías, este no fue incluido en el análisis.

Figura 65. Detalle del área utilizada para el cálculo del arrastre. La medida aparece en milímetros

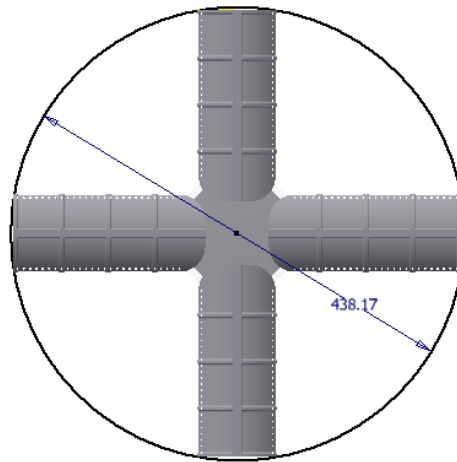
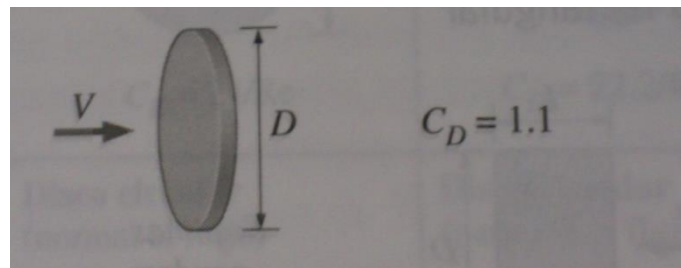
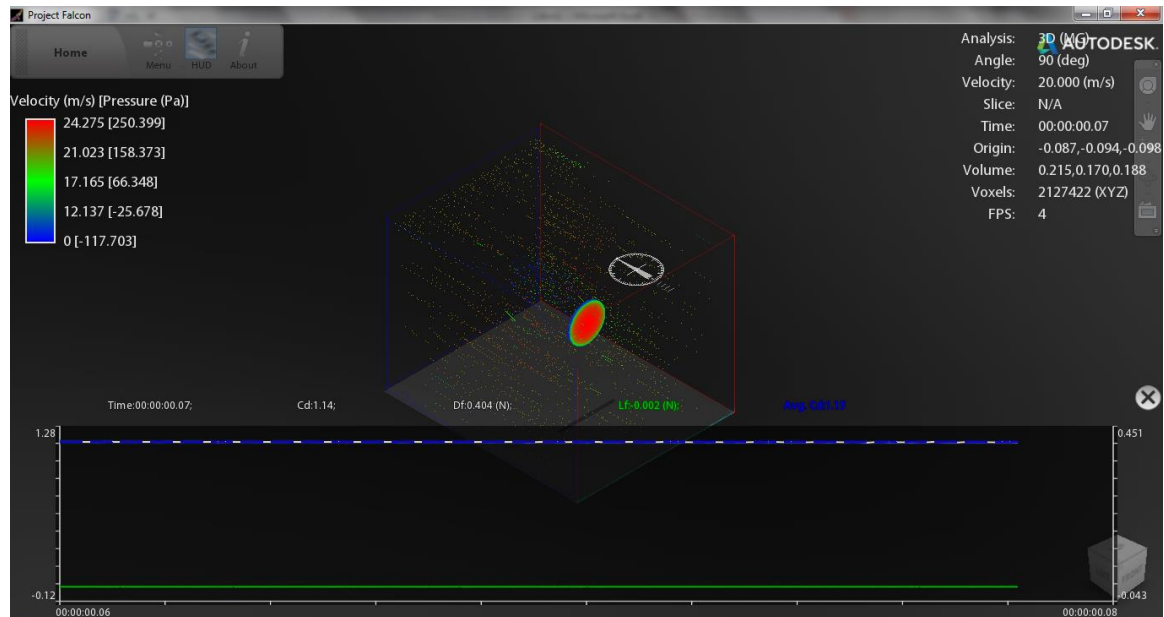


Figura 66. Coeficiente de arrastre de un disco circular delgado



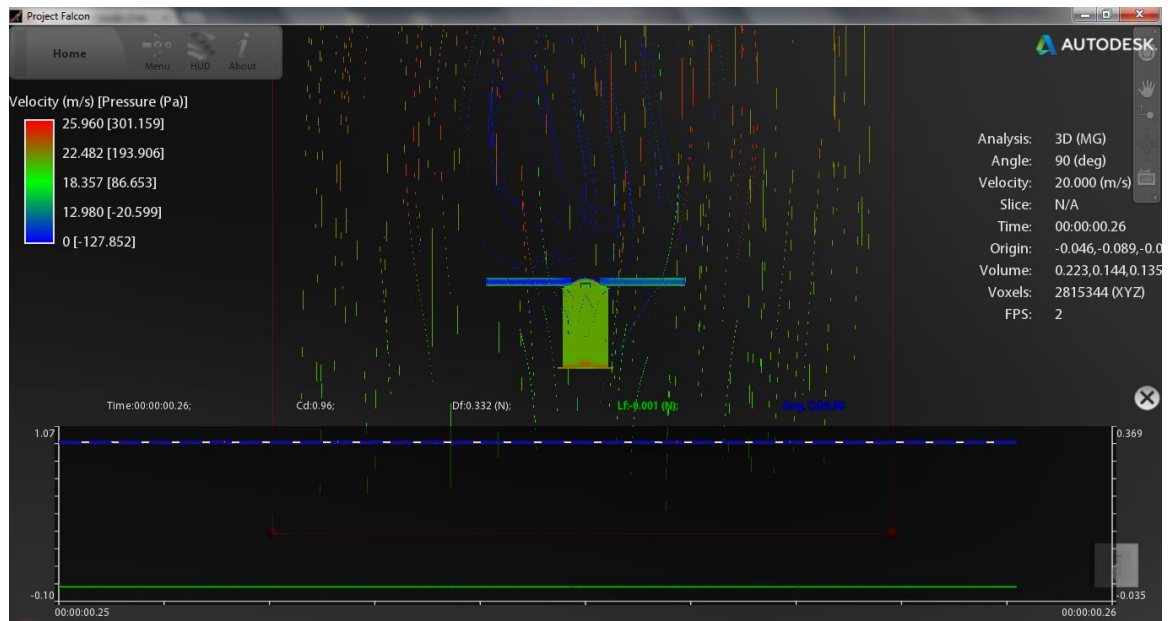
Además de este acercamiento analítico, se decidió utilizar un software de mecánica de fluidos computacional (CFD). El software seleccionado (*Project Falcon* elaborado por Autodesk) permite obtener el valor del coeficiente de arrastre al simular el flujo externo de aire que rodea a un sistema. Se decidió la utilización de este software pues permite de una forma sencilla la obtención del valor. Con esto es posible evitar errores al momento de realizar mallas o en la configuración de software más complicados y especializados.

Figura 67. Simulación del coeficiente de arrastre para un disco circular delgado, $C_d=1.14$ 

Para validar los resultados que arroja el software se decidió simular el análisis de figuras geométricas conocidas, cuyo coeficiente de arrastre se conoce. El resultado de estas pruebas se puede ver en el Cuadro 49 así como en la Figura 65 Como se puede observar, el porcentaje de error se mantiene en valores cercanos a 5% lo cual es aceptable para realizar aproximaciones a sistemas complejos. La utilización del software para determinar el coeficiente de arrastre de la carga útil arrojó un coeficiente de arrastre $C_d=0.96$. Para poder llegar a este valor, se utilizó una resolución de 125% y se tuvo el cuidado de encerrar el modelo en un volumen de control que permitiera el desarrollo completo del flujo externo alrededor de él. En Figura 67 se puede observar el resultado que arrojó la simulación de un flujo a 20 m/s. A pesar de tener cierto grado de confiabilidad en este valor, el modelo utilizado presenta la limitante de que la forma de las membranas fue una aproximación sobre cómo se cree que estas se comportan. Sin embargo, se desconoce su comportamiento y el efecto que este puede producir en la aproximación al valor real. Es por esta razón que la aproximación del valor sirve únicamente como referencia.

Cuadro 48. Resumen de valores comparativos para el coeficiente de arrastre

Configuración	Valor teórico ¹	Valor calculado con software ²	Porcentaje de error
Disco circular delgado	1.1	1.14	-4%
Cubo de aristas iguales	1.05	1.1	-5%
Cilindro corto, horizontal (L/D=0.5)	1.1	1.15	-5%

Figura 68. Determinación por medio de CFD del coeficiente de arrastre para el sistema. $C_d=0.96$ 

Respecto a los materiales de los cuales se desarrollaría el sistema, se tuvo cierta delimitación en cuanto a cual utilizar. En el caso de las piezas sólidas, debido al proceso de manufactura seleccionado (el cual se discute más adelante) fue posible contar con una única opción; el polímero PLA (NatureWorks® PLA4042D). Sus características se detallan en el Cuadro 49. Para asegurarse que el material iba a ser adecuado se decidió realizar los primeros prototipos, los cuales sirvieron también para la mejora del diseño.

¹ Valores teóricos tomados de la Tabla 11-2 (Pp. 574) del libro *Mecánica de Fluidos*. (Cengel & Cimbala, 2006)

² La simulación se realizó con un flujo de 20 m/s y una resolución de 125%.

Cuadro 49. Resumen de características del polímero PLA de NatureWorks® (PLA4042D)

Propiedad	Valor
Densidad	1.24 g/cm ³
Resistencia a la tensión	MD 110.1 Mpa
	TD 144.5 Mpa
Módulo de Young	MD 3302 Mpa
	TD 3852 Mpa

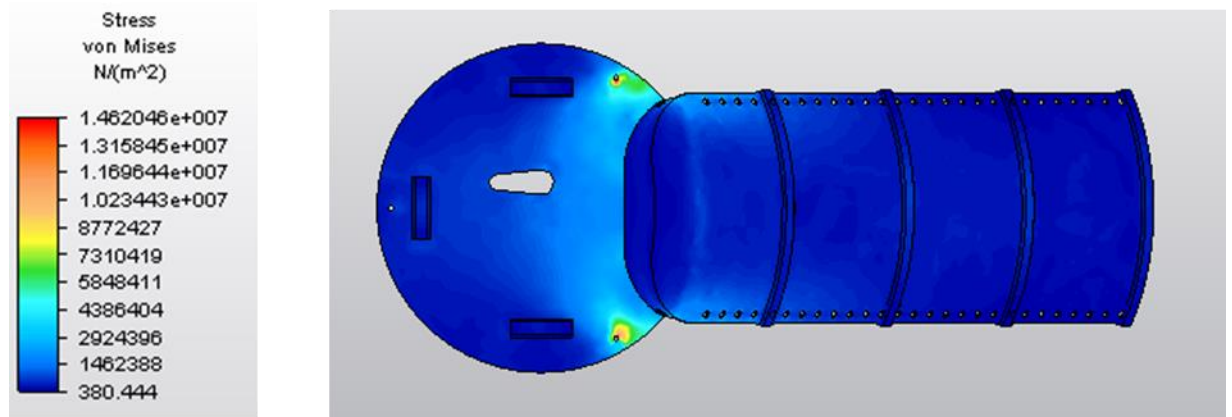
Además, es importante recordar que el peso es uno de los requerimientos más fuertes con los que cuenta el CanSat. El peso total de todos los sistemas no debe exceder los 700 gramos (± 10 gramos). Es por esto que desde un inicio se estableció que el sistema de descenso de la carga útil debía de mantenerse en un valor cercano a los 150 gramos. Sin embargo, a medida que se avanzó en el proyecto, el peso se convirtió en un aspecto crítico para los demás sistemas. Por esta razón fue necesario ajustar el peso de todos los sistemas para lograr cumplir con este requisito. En el caso del sistema de descenso de la carga útil, fue posible mantener el peso cerca del límite asignado. En parte, esto se logró gracias al proceso de manufactura, el cual permitió realizar los Aerobrakes de tal forma que las partes más gruesas de estos no son sólidas por dentro, sino que presentan una microestructura que permite mantener la rigidez del sistema a la vez que se ahorra el peso. En un inicio el sistema pesaba aproximadamente 120 gramos, pero debido al problema que se dio en una de las pruebas realizada (ver sección de experimentación y pruebas) se optó por incrementar el porcentaje de llenado interno de las piezas. A pesar de ello el peso total del sistema fue de 144 gramos.

Luego de ellos se procedió a analizar la resistencia estructural de las piezas diseñadas. Esto se dificultó un poco ya que se tienen datos poco precisos respecto de las fuerzas reales que afectan al sistema. Se logró determinar que la pieza sufriría esfuerzos flexión en sentido vertical, así como un esfuerzo ocasionado por la concavidad que presenta la pieza (esfuerzo en viga curva por flexión). A pesar de poder identificar esta situación, debido a la irregularidad del diseño realizado, se dificulta la aproximación analítica de los esfuerzos que experimentará.

Por esta razón se decidió utilizar el software *Autodesk Simulation Multiphysics 2012*. Con este fue posible realizar una simulación para comprobar que la pieza soportaría el impacto generado al momento de su apertura. El análisis realizado fue un “Evento de simulación mecánica” (más conocido como *Mechanical event simulation, MES*). Este análisis permite la interacción entre los componentes simulados permitiendo movimientos relativos entre ellos, así como detección de choques o impactos que ocurran. El resultado de esta prueba (Figura 69) arrojó que la pieza experimentaría un esfuerzo de Von Mises máximo de 15.95 MPa, por lo que resistiría la operación a velocidad máxima. Por lo que si tomamos en cuenta que el esfuerzo aplicado repentinamente es equivalente al doble del esfuerzo axial, el requisito de resistencia se cumple.

A pesar de haber obtenido resultados realistas, se desconoce la exactitud de este tipo de herramientas por lo que el valor obtenido fue usado únicamente como una referencia. A raíz de esto se optó por comprobar experimentalmente la resistencia de la estructura, la prueba realizada se discute más adelante.

Figura 69. Resultado de MES realizado con Autodesk Simulation Multiphysics.



4. SISTEMA DE SENSORES Y ENERGÍA. El diseño se dividió en tres partes esenciales, la programación para la obtención y verificación de datos individualmente para cada uno de los componentes, así como la generación de las señales de activación necesarias. Luego la programación general para la realización de la misión, generando la cadena de datos separados por una coma. Y la cuantificación de energía consumida por cada componente, así también como su tiempo de operación.

Para poder obtener los datos del GPS y del sensor de altitud y temperatura, es necesario mencionar que se utilizó un microcontrolador Arduino Pro Mini. Este componente fue elegido por el módulo de comunicación y manejo de datos. Fue elegido por varias razones, entre las principales está su tamaño reducido, su alta velocidad (8 MHz), su manejo de puertos tales como: I2C, Serial, SPI y puertos analógicos así como pines de entrada y salida.

Arduino es una plataforma de electrónica abierta para la creación de prototipos basada en software y hardware flexibles y fáciles de usar. Razón por la cual se decidió trabajar con esta gama de microcontroladores.

a. Obtención de datos de GPS. La comunicación entre el GPS y el microcontrolador se realizó por medio del protocolo de comunicación Serial. Se realizó un serial por medio de software que permite arduino. Esto debido a que los pines principales del serial serán utilizados para la comunicación con el módulo de comunicación y manejo de datos.

Como requerimientos por parte de la competencia era necesario obtener ciertos datos del GPS, los cuales iban a ser enviados en la cadena de datos. El GPS tiene una tasa de actualización de datos de 1Hz, por lo que estos datos serán obtenidos cada segundo. Los datos fueron obtenidos usando NMEA (National Marine Electronics Association), con la estructura GGA, la cual provee los datos necesarios para una localización 3D. Su estructura es la siguiente:

```
$GPGGA,hhmmss.sss,ddmm.mmmm,a,dddmm.mmmm,a,x,xx,x.x,x.x,M,,,,xxxx*hh<CR><LF>
```

1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11

1: Tiempo UTC, 2: Latitud, 3: N/S, 4: Longitud, 5: E/W, 7: Satélites Usados, 9: Altitud.

Los datos obtenidos de esta cadena son los siguientes:

- Tiempo UTC
- Latitud
- Longitud
- Altitud sobre el nivel del mar
- Número de satélites en línea

b. Obtención de datos sensor de altitud y temperatura. La comunicación entre el sensor de altitud y temperatura se realizó por medio de protocolo de comunicación I2C. La metodología de este protocolo es en serie y síncrona, esto se refiere a que una de las señales del bus marca el tiempo (SCL) y la otra se utiliza para el intercambio de información (SDA). (NXP, Semiconductors, 2000)

Al igual que con el GPS, la actualización de datos se hizo a una tasa de 1Hz. Los datos obtenidos de altitud están en metros y los obtenidos de temperatura están en grados Celsius.

c. Señales de activación

- Cámara de video

Para poder generar la señal de activación de la cámara, fue necesario utilizar un pin de entrada o salida del arduino. Por configuración de la cámara, este siempre debe estar en alto, o encendido. Para lograr encender la cámara, empezar grabación y detener grabación, basta con poner este pin en bajo, o apagado, por 10 milisegundos y luego en alto de nuevo.

- Servomotor

Para poder utilizar el servomotor es necesario una señal PWM (Pulse width modulation), en la cual se modifica el ciclo de trabajo de una señal periódica, en este caso de una señal cuadrada. Arduino cuenta con una librería llamada Servo, la cual genera la señal explicada. Con solo ingresar la posición en grados necesaria el servo se moverá.

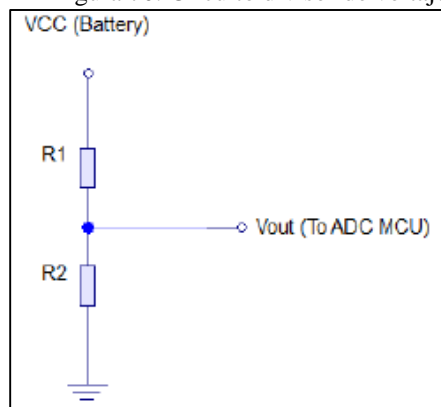
- Buzzer

El buzzer era requerimiento del sistema de comunicación y manejo de datos. Arduino cuenta con una librería llamada Tone, la cual genera una onda cuadrada de frecuencia especificada en un pin. Esta frecuencia fue configurada para que el sonido alcanzara los 80 dB requeridos.

- Medición voltaje de batería.

Como requerimiento de la competencia, es necesario medir el voltaje suministrado por la batería. Esta medición se hará mediante un divisor de voltaje y será interpretada por el conversor análogo a digital del arduino. Para que el circuito no demande mucha corriente, se utilizarán resistencias de 10kOhm.

Figura 70. Circuito divisor de voltaje



d. Desarrollo de software de vuelo. Para desarrollar el software de vuelo, es necesario enlistar las acciones que se deben de tomar en cuenta, así como el orden de estas.

Como primer paso, se debe de crear una cadena de datos separados por una coma. Esta cadena debe de contener ciertos datos, a continuación se da el formato que debía seguir:

```
CANSAT,<TEAM_ID>,<MISSION_TIME>,<GPS_TIME>,<GPS_LAT>,<GPS_LONG>,<GPS_ALT>,<GPS_SAT>,<ALT_SENSOR>,<TEMP>,<BAT_V>,<STATE>
```

- CANSAT: el nombre CANSAT.

- TEAM_ID: la identificación del equipo, en nuestro caso 1120.
- MISSION_TIME: tiempo de la misión en segundos.
- GPS_TIME: hora local en: HH:MM:SS
- GPS_LAT: latitud según GPS en: DDMM.mmmmN
- GPS_LONG: longitud según GPS en: DDDMMM.mmmW
- GPS_ALT: altitud en metros sobre el nivel del mar según GPS.
- GPS_SAT: número de satélites detectados.
- ALT_SENSOR: altitud en metros sobre el nivel del mar, con un decimal de precisión. (Ej: 675.5)
- TEMP: temperatura en Celsius, con unidad de precisión. (Ej: 25)
- BAT_V: voltaje de la batería, con un decimal de precisión. (Ej: 0.1)
- STATE: un número del 1 al 7 indicando el estado de la misión donde:
 - 1: TEST_MODE
 - 2: LAUNCH_PAD
 - 3: ASCENT
 - 4: ROCKET DEPLOY
 - 5: DESCENT
 - 6: CANSAT RELEASE
 - 7: IMPACT

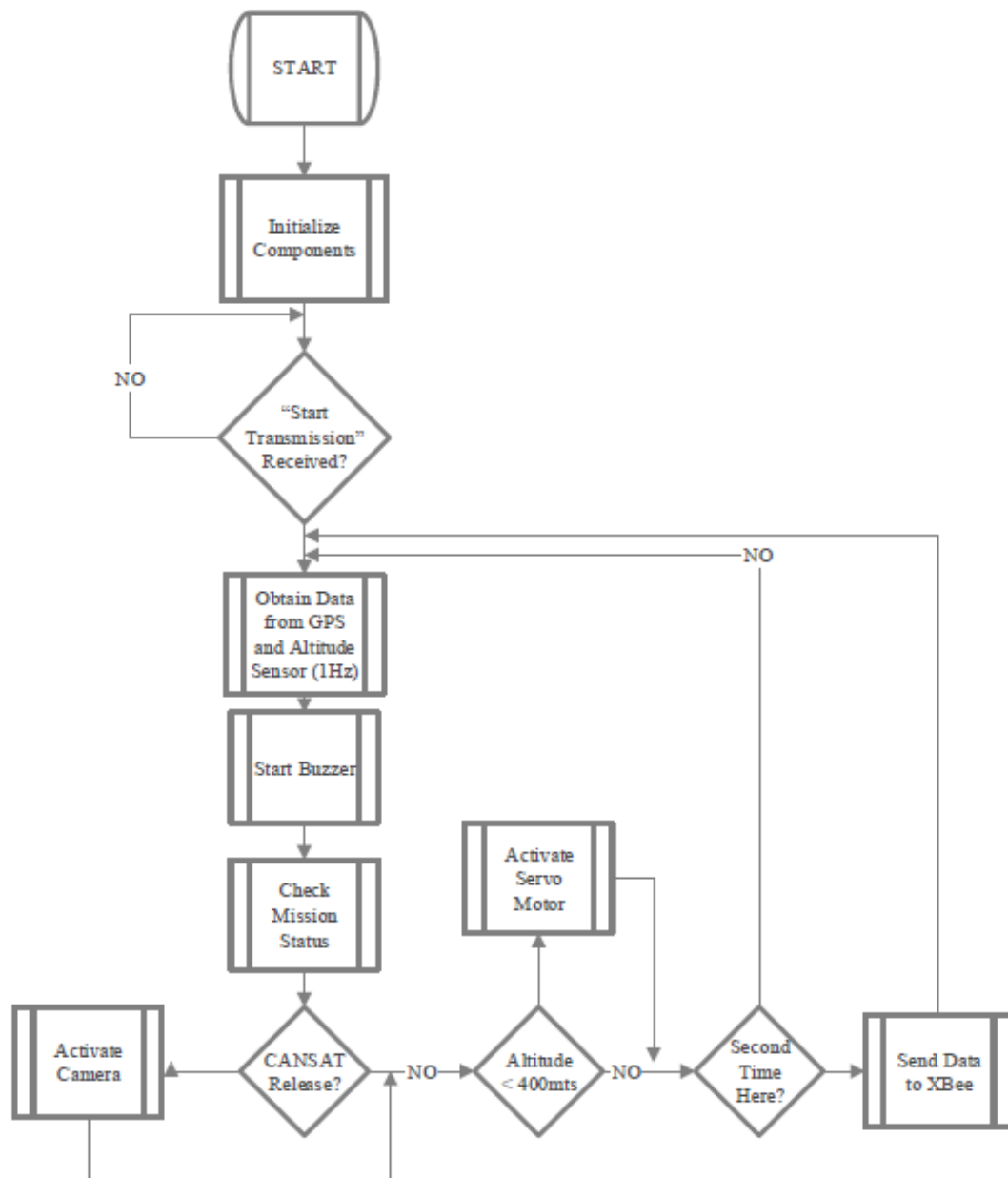
Teniendo definida la cadena de datos, se realizó la lógica que debía seguir el programa. La cadena de datos debía ser enviada cada dos segundos, esto como requerimiento de la competencia para el módulo de comunicación y manejo de datos. A su vez, esta cadena no debía ser enviada hasta que se le fuera indicado por base de lanzamiento en tierra. Debido a que se debía indicar el estado en el cual se encontraba la misión, fue necesario crear una lógica de programación, en base a la altitud en la cual se encontraba el CanSat. Al dar inicio a la transmisión por primera vez, se guardaba en la ROM del microcontrolador, el dato de altitud inicial, y conforme a este dato se comparaba la altitud del CanSat para crear las señales de activación. A continuación se mencionan actividades que debía realizar el sistema de vuelo:

- Cuando el CanSat estaba en estado de ROCKET DEPLOY, la cámara debía ser activada.
- El buzzer era activado cada vez que se enviaba un dato, es decir, cada dos segundos.
- Cuando la altitud del CanSat fuera de 400 metros sobre la superficie, la señal del servomotor debía ser activada.
- En dado caso hubiera un reset del sistema, el software debería de poder indicar en qué estado se encontraba el CanSat y seguir transmitiendo. Para esto se implementó un procedimiento en el software de vuelo, la primera vez que se enviaba la activación de empezar a transmitir, se guardaba el dato de altitud inicial. Si no se requería guardar, el dato de empezar a transmitir era otro y de esta

manera se iba a obtener el dato guardado en ROM la primera vez y se empezaba de nuevo la transmisión.

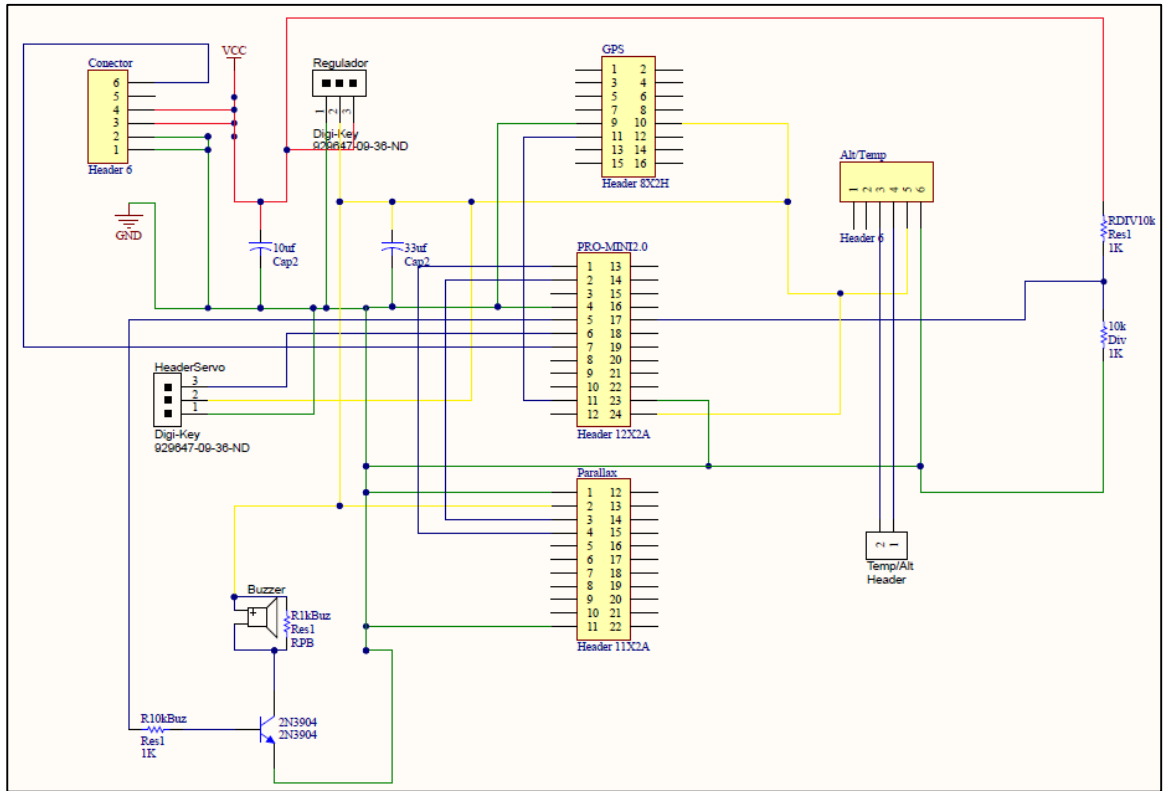
- Cuando el CanSat estaba en estado de IMPACT, la cámara debía de ser apagada.
- La cadena no debe de ser transmitida hasta que sea indicado por base de lanzamiento en tierra.

Figura 71. Diagrama de flujo software de vuelo



e. Cuantificación de energía. Para la cuantificación de energía, fue necesario enlistar los componentes que se iban a utilizar, así como el tiempo de operación de estos y su energía consumida. Se debe de tener en cuenta que como requerimiento de la competencia era necesario que el CanSat tuviera energía para aguantar una hora en plataforma de lanzamiento, la misión de vuelo y tiempo de recuperación luego del impacto. A continuación se muestra el diagrama de conexiones de todo el sistema, así también como la cuantificación de energía.

Figura 72. Diagrama de conexiones del sistema



Cuadro 50. Cuantificación de energía según componentes.

Módulo	Voltaje (V)	Corriente (mA)	Potencia (mW)	Fuente	Incertidumbre ($\pm\%$)	Uso (Min)	Total Consumido (mWh)
Microcontrolador Arduino pro mini	3.3	103	339.9	Estimado	20	180	1019.7
GPS Venus 638FLP	3.3	102	336.6	Datasheet	10	10	56.1
Altitud y Temperatura MPL3115A2	3.3	0.265	0.8745	Datasheet	10	10	0.14575
Radio Xbee	3.3	60	198	Datasheet	10	10	33
Video HackHD	3.7	600	2220	Datasheet	10	10	370
Buzzer	1.5	20	30	Datasheet	10	180	90
Servomotor TG9e	3.7	despreciable	-	Estimado		Unavez	-

Cuadro 51. Resumen de potencia

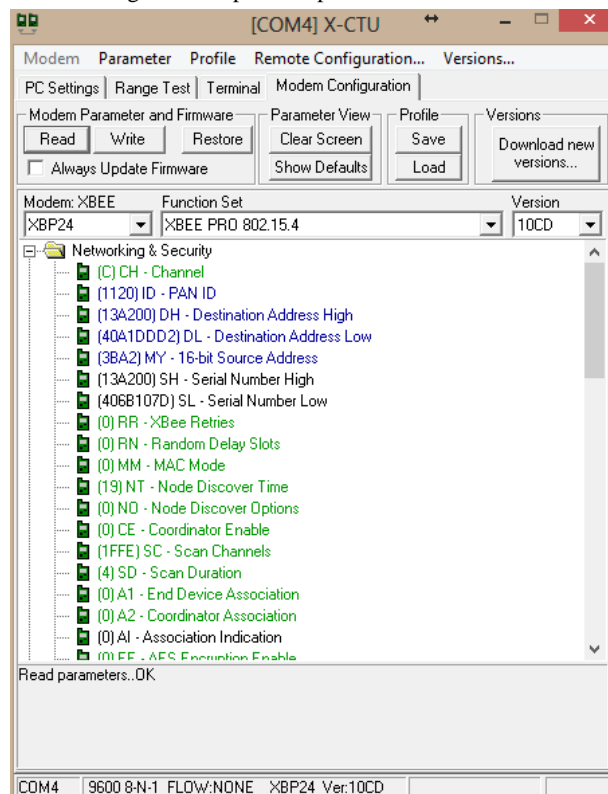
Potencia total consumida	~1568mWh
Potencia disponible	5180 mWh
Margen	3611 mWh

En el Cuadro 50 se enlistan los componentes usados en el sistema y los datos necesarios para el cálculo de la potencia, tales como el voltaje y la corriente. El uso de los componentes fue determinado según el tiempo de operación, en el caso del microcontrolador y el buzzer se tomó en cuenta que iban a estar funcionando por 180 minutos y para los otros componentes se tomó un tiempo de operación de 10 minutos. Se consideraron 10 minutos, ya que estos componentes solo operarían al momento de la misión.

5. SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS. El diseño se dividió por secciones, empezando por el XBee, luego por el software de la base en tierra, el diseño de placa impresa de circuitos y por último la antena. Es importante mencionar que la mayoría del diseño de ambos módulos va de la mano con el diseño del sistema de sensores.

En cuanto a diseño en los módulos XBee se tiene la interacción con el programa X-CTU que el fabricante proporciona. Se configuraron los módulos para cumplir con los requerimientos de la competencia. Como por ejemplo definir el “PAN ID” al número del equipo “1120”. El “PAN ID” es un número que se asigna a cada XBee permitiendo que solo los módulos con el mismo “PAN ID” puedan comunicarse entre sí. Ésta operación puede observarse en la Figura 73. Realizando pequeñas pruebas de transmisión de datos surgió el problema que los módulos comprados (S2B) no tenían el alcance que el fabricante ofrecía. Luego de consultar con el fabricante se llegó a la conclusión que uno de los módulos estaba defectuoso. Por cuestión de costos y tiempo se decidió utilizar el XBee PRO-S1 ya que se tenía disposición de dos módulos funcionales. De ahora en adelante cuando se refiere a XBee se trata del PROS1 que fue el utilizado.

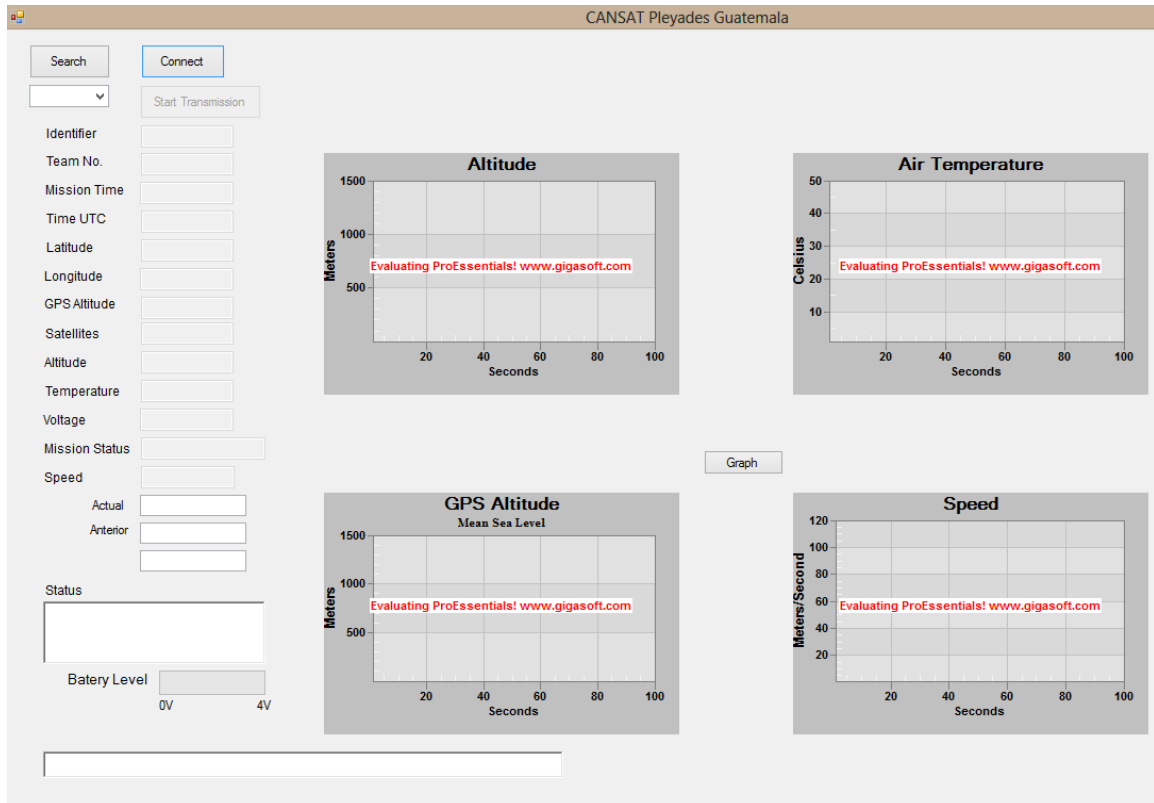
Figura 73. Captura de pantalla Software X-CTU



Una vez los módulos XBee se encontraban funcionales se procedió a programar en Visual Studio el software de la estación de tierra. El objetivo principal de esta parte fue graficar los datos en tiempo real, luego de investigar cual sería la mejor herramienta consultando foros en línea se encontró la alternativa que mejor se adaptaba al proyecto. Se trata de una librería llamada ProEssentials, creada por la compañía Gigasoft. Esta librería es bastante completa, cuenta con la habilidad de realizar gráficos en tiempo real y permite modificar los tipos de gráficos que se desean utilizar. Se utilizó una demostración de 30 días de la librería para realizar las gráficas y presentarlas en la competencia.

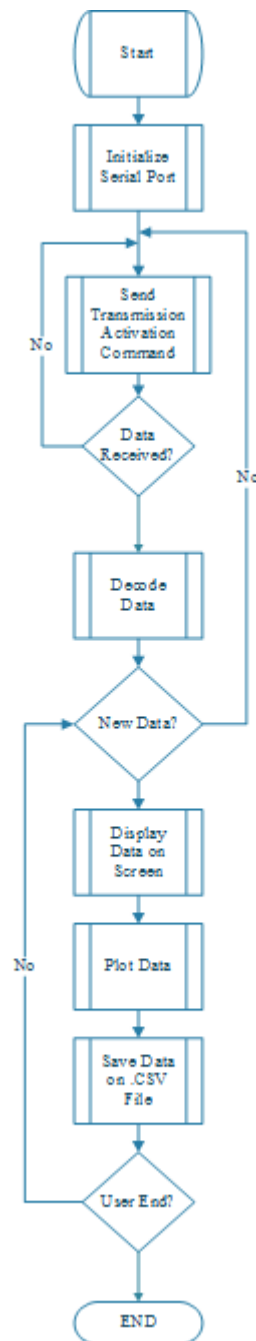
El programa Visual Studio es un entorno de desarrollo integrado (IDE, por sus siglas en inglés), el cual permite crear una interfaz gráfica de forma sencilla. Luego de realizar la interfaz gráfica se procedió a programar la comunicación por medio de USB. Como el XBee utiliza el protocolo RS-232 se utilizó un módulo FTDI para poder obtener los datos que se recibían del MicroSatélite. Una vez obtenida la cadena de caracteres se desglosó y graficó cada dato de interés. Cada dato recibido se almacenó en un archivo separado por comas (.CSV) en la Figura 74 se puede observar la interfaz gráfica.

Figura 74. Captura de pantalla interfaz gráfica



La razón principal de utilizar Visual Studio fue para poder programar funciones más avanzadas a las de LabView. Una de esas opciones era la detección de un reset en el CanSat. Si por alguna razón la fuente de poder sufriera algún problema en el vuelo, el programa automáticamente lo detectaría y enviará la señal de empezar transmisión hasta recibir un nuevo dato. Esto fue para proteger la integridad de los datos recibidos. En la siguiente figura se muestra el diagrama de flujo del programa descrito.

Figura 75. Diagrama de flujo del programa de comunicación y manejo de datos



Como ya se mencionó, todos los datos fueron almacenados en un archivo en la computadora. En la Figura 76 se observa el formato del archivo final.

Figura 76. Captura de pantalla archivo .CSV

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	
		TEAM ID	MISSION TIME	GPS_TIME	GPS_LAT	GPS_LONG	GPS_ALT	GPS_SAT	ALT_SENSOR	TEMP	BAT_V	STATE									
1																					
2		CANSAT	1120	97	14:44:12	3158.2428N	09916.4256W	512.2	4	553.5	31	3.7	2								
3		CANSAT	1120	99	14:44:14	3158.2371N	09916.4499W	510.2	4	552.8	31	3.7	2								
4		CANSAT	1120	101	14:44:16	3158.2388N	09916.4479W	510	10	551.9	31	3.7	2								
5		CANSAT	1120	103	14:44:18	3158.2389N	09916.4492W	509.4	10	552.4	31	3.7	2								
6		CANSAT	1120	105	14:44:20	3158.2384N	09916.4495W	508.3	9	552.9	31	3.7	2								
7		CANSAT	1120	107	14:44:22	3158.2383N	09916.4497W	507.7	10	552.6	31	3.7	2								
8		CANSAT	1120	109	14:44:24	3158.2383N	09916.4497W	507.7	10	553.1	31	3.7	2								
9		CANSAT	1120	129	14:44:44	3158.2377N	09916.4498W	480.1	0	550.5	31	3.7	2								
10		CANSAT	1120	149	14:45:03	3158.2377N	09916.4498W	480.1	0	551.7	31	3.7	2								
11		CANSAT	1120	151	14:45:05	3158.2489N	09916.4433W	504.7	3	551.9	31	3.7	2								
12		CANSAT	1120	171	14:45:25	3158.2394N	09916.4485W	505	4	553.3	31	3.7	2								
13		CANSAT	1120	191	14:45:45	3158.2423N	09916.4462W	505.4	6	550.7	31	3.7	2								
14		CANSAT	1120	211	14:46:05	3158.2421N	09916.4573W	505.8	7	550.9	31	3.7	2								
15		CANSAT	1120	231	14:46:25	3158.2450N	09916.4429W	505.7	7	550.9	31	3.7	2								
16		CANSAT	1120	251	14:46:45	3158.2403N	09916.4359W	506.4	5	550.8	31	3.7	2								
17		CANSAT	1120	271	14:47:05	3158.2370N	09916.4358W	507	8	550.9	31	3.7	2								
18		CANSAT	1120	291	14:47:25	3158.2401N	09916.4340W	508.1	5	551.1	31	3.7	2								
19		CANSAT	1120	311	14:47:45	3158.2387N	09916.4338W	506.9	4	550.9	31	3.7	2								
20		CANSAT	1120	331	14:48:05	3158.2401N	09916.4325W	506	7	550.6	31	3.7	2								
21		CANSAT	1120	350	14:48:25	3158.2401N	09916.4325W	481.2	0	550.5	31	3.7	2								
22		CANSAT	1120	370	14:48:45	3158.2334N	09916.4351W	501.8	4	550.5	31	3.7	2								
23		CANSAT	1120	390	14:49:05	3158.2175N	09916.4314W	515.5	4	551.4	31	3.7	2								
24		CANSAT	1120	392	14:49:07	3158.2379N	09916.4347W	515.3	5	551.3	31	3.7	2								
25		CANSAT	1120	412	14:49:27	3158.2379N	09916.4347W	490.5	0	551.9	31	3.7	2								
26		CANSAT	1120	414	14:49:29	3158.2379N	09916.4347W	490.5	0	551.6	31	3.7	2								
27		CANSAT	1120	416	14:49:31	3158.2379N	09916.4347W	490.5	0	551.7	31	3.7	2								

Adicional a los datos requeridos por la competencia se desplegó la velocidad relativa del CanSat, para obtenerla se utilizó la siguiente ecuación.

Ecuación 20 Velocidad Relativa de CanSat

$$Velocidad\ Relativa = \frac{Altitud\ Actual - Altitud\ Anterior}{2}$$

*La división dentro de dos (2) es porque el MicroSatélite envía datos cada dos segundos.

El diseño del circuito impreso (PCB por sus siglas en inglés) fue realizado con el programa Altium Designer, se crearon librerías especiales para cada uno de los componentes a utilizar y se maquinaron 4 placas, una placa con soldaduras en ambos lados con una forma especial para fungir de soporte a la estructura del CanSat, esta placa sería la que tendría todos los sensores y el microcontrolador integrado. Otra placa para ser la fuente de poder entre la batería y la placa principal. Las otras dos placas fueron utilizadas en la antena.

Como último paso se diseñó la antena, este diseño era simple ya que se contaba con un trípode que alcanzaba aproximadamente tres (3) metros de altura, se adaptó una extensión de aluminio para alcanzar los 4.5mts necesarios para cumplir con el requerimiento de la competencia. Para transmitir los datos del XBee a la computadora se utilizó un cable serial con un blindaje de aluminio para evitar ruidos.

D. MANUFACTURA

1. SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL. Para la creación de todos los elementos estructurales se utilizó un proceso de maquinado manual. Para las piezas cilíndricas se utilizó tornos y para las piezas planas se utilizó fresadoras. Para delimitar todas las medidas necesarias de las piezas, se realizaron planos de cada una (ver anexos). Estos planos sirvieron de apoyo y guía para su manufactura y se especificaron todos los detalles que se necesitaban de cada una de las piezas para poder cumplir su función.

a. Caja cámara. Utilizando una impresora 3D, se cargó el diseño de la caja de la cámara y se pudo imprimir en el material necesario. Esto permitió crear bastantes detalles en la misma de medidas pequeñas y muy exactas, eliminando así las variaciones de la pieza física con el diseño de la misma. Se tuvo que crear agujeros en la parte superior para poder minimizar la cantidad de material a utilizar y así disminuir el peso para poder cumplir con el requerimiento del peso disponible para la estructura. Se reforzaron las esquinas para poder soportar el peso de los demás componentes ya que la cámara estaría sosteniendo prácticamente todos los componentes de la carga útil por la posición que se le otorgó al discutir el cambio de cámara. Luego de la manufactura de todas las piezas, se pesan para comparar con los pesos teóricos y obtener el peso real para verificar el cumplimiento con el requerimiento MEC-13 de la restricción de peso. Los pesos reales obtenidos son los siguientes:

Cuadro 52. Pesos reales prototipo 2

Elemento	Material	Densidad (gr/cm ³)	Volumen (mm ³)	Peso P2 (gr)	Porcentaje de peso	Peso real (gr)	Porcentaje de Peso
Tapa superior carga útil	Ertalón	1.140	25,247.6 28	28.7 82	6.12%	32.8	6.98%
Tapa inferior carga útil	Polimetilmet alicrato Transparente	1.188	36,849.8 46	43.7 78	9.31%	32	6.81%
Cubierta carga útil	Ertalón	1.140	43,155.5 90	49.1 97	10.47%	47	10.0%
Triángulo de separación	Ertalón	1.140	-	0.00 0	0.00%	-	0.00%
Tornillos estructurales	Acero	7.850	1,389.48 7	32.7 22	6.96%	25	5.32%
Compartimiento del huevo (tapadera + cuerpo)	Ertalón	1.140	46,242.4 90	52.716	11.22%	47.2	10.04%
Contenedor (cuerpo+anillo+topa)	Ertalón	1.140	123,675. 567	140.990	30.00%	162	34.47%
Caja cámara	PLA	1.021	14,937.1 74	15.251	3.24%	10.6	2.26%
Sistema de protección	EPS			3.000	0.64%	3	0.64%
			Total	366.437	77.97%	Total 359.600	76.51%

El peso real total de la estructura es de 359.600gr, el cual es un 76.51% del peso disponible de la misma.

b. Elementos extras estructura. Luego de pesar las piezas y al momento de ensamblarlas, se descubrió que hacían falta varios elementos para poder unir ciertas piezas, los cuales no se habían tomado en cuenta.

1. Escuadras para tablero electrónico. El requerimiento MECR-08 describe que los tableros de circuitos electrónicos deben estar montados rígidamente utilizando monturas apropiadas. En el diseño de las piezas se tomó en cuenta el montaje de los tableros por medio de ranuras en el cuerpo del compartimiento del huevo y en la tapa superior de la carga útil. Estas ranuras ayudarían a fijar la posición de los tableros y evitar que los mismos pudieran moverse dentro de la carga útil durante la misión por alguna fuerza que sufrieran durante la misma. Por esta razón se decidió crear unas escuadras utilizando PLA, el mismo material de la caja de la cámara, las cuales tendrían un peso bastante bajo y se podrían imprimir utilizando la misma impresora con la que se crearía la cámara. Esto daría una ventaja de poder crearlas de tamaños especialmente diseñados para la carga útil.

Se decidió instalar una escuadra en la parte superior del tablero y fijarla a la tapadera superior y otra en el lado opuesto del tablero pero fijada en el cuerpo del compartimiento del huevo. De esta manera se aseguraría la adherencia del tablero. Debido a la posición de los electrónicos en el tablero, ambas escuadras se tuvieron que crear de diferentes tamaños.

La escuadra colocada en la parte inferior tiene un ancho de 8.5mm, una profundidad de 8mm y una altura de 14.5mm.

Figura 77. Escuadra inferior



La escuadra colocada en la parte superior tiene un ancho de 7.5mm, una profundidad de 8mm y una altura de 15mm.

Figura 78. Escuadra superior



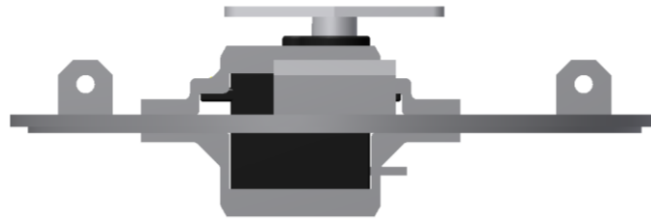
Originalmente, estas escuadras se crearon con agujeros para poder atornillarlas utilizando tornillos plásticos. Debido a que se colocaron ciertos elementos en la tapadera superior y a que en el compartimiento podrían afectar la resistencia del huevo ya que se arriesga a que lo golpee, se decidió pegarlas utilizando cemento de contacto.

Las dos escuadras combinadas tienen un peso de 1.2 gramos, aumentando el peso total de la estructura en un 0.255%.

2. Caja servo. El eje del servomotor es demasiado corto para poder llegar a la tapadera donde se tiene que colocar el accesorio de posicionamiento. Esta distancia no se puede modificar ya que está definida por el sistema de descenso cuando está la carga útil posicionada dentro del contenedor. Este eje no se puede modificar y no existen accesorios para poder alargar este eje debido a que es un servomotor de un tamaño muy pequeño. Por esta razón se debía de subir el servomotor. Al subir el servomotor ya no se podía colocar utilizando sus puntos de apoyo. Esto significaba que la carga útil no podía estar sujeta correctamente al servomotor por lo que se ponía en riesgo toda la misión. Por esta razón se diseñó una caja para el servo con un funcionamiento de abrazadera. Se coloca una tapadera por arriba de la tapa superior de la carga útil y otra por la parte de abajo. En los extremos de estas tapaderas se abre un agujero y se abre uno también en el punto necesario en la tapa superior para luego poder atornillar ambas tapaderas.

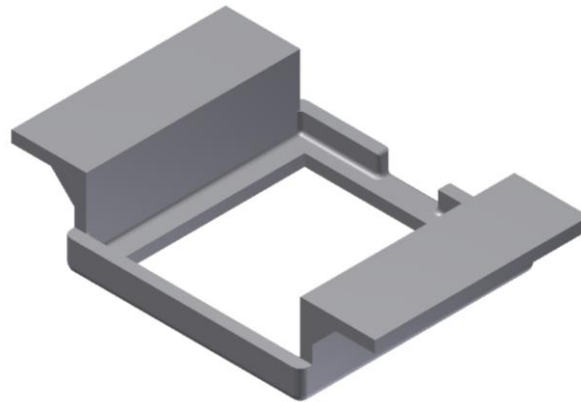
Estas tapaderas también se crean de PLA para poder imprimirlas en la impresora 3D. Esto da una ventaja de poder crear el diseño específicamente para lo que se necesita y evitar un aumento muy grande del peso de la estructura. El peso aproximado de ambas tapaderas es de 4 gramos, agregando un 0.85% al peso disponible de la estructura.

Figura 79. Tapas servo



3. Caja antena. Dentro de la distribución de electrónicos en el tablero se había colocado la antena, pero debido a la posición que se requiere que tenga esta respecto al suelo se debía colocar en la parte superior de la carga útil, para estar siempre direccionada hacia el cielo durante el descenso. Por esta razón se decidió colocar en la parte interior de la tapa superior. Para poder hacer esto se diseñó una caja que serviría como colgador. Esta caja también se creó de PLA y se imprimió en la impresora 3D. Se eliminó el fondo de la misma ya que no era necesario y así se disminuye la cantidad de material a utilizar y por ende el peso. Se crearon dos pestañas para poderla pegar en la tapadera y fijar su posición en la misma. La caja de la antena tiene un peso de 2gr, aumentando un 0.43% el peso disponible de la estructura.

Figura 80. Caja antena



4. Tornillos y tuercas. Para poder acoplar el servomotor, se necesitan tornillos y tuercas. Debido a que el peso está limitado, se decidió utilizar tornillos y tuercas de plástico. Para poder graduar correctamente la altura del servo se tuvo que colocar una tuerca entre la tapa superior de la carga útil y la tapadera de arriba del servo. Además, se tuvo que colocar una sobre la tapadera de arriba del servo para poder fijar su posición. Por esta razón se utilizó 4 tuercas y 2 tornillos de plástico, las cuales suman un peso de aproximadamente 0.27 gr, lo cual representa un aumento de 0.057% de peso en la disponibilidad de la estructura.

Al agregar los elementos extras, se aumentan 7.47 gramos a la estructura, obteniendo un peso total de 367.07gr, siendo el 78.1% del peso total disponible para la estructura.

3. SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DE CANSAT.

Antes de manufacturar el paracaídas final se decidió realizar un aumento de tamaño de aproximadamente 5%, en base a la densidad real del aire en el sitio de lanzamiento. La densidad del aire en un lugar determinado depende de las condiciones meteorológicas, siendo las más importantes la altura, traducida en presión atmosférica (constante), la humedad del aire, la temperatura de bulbo húmedo, el punto de rocío y la temperatura de bulbo seco.

Como primer paso se realizó una comparación de comportamiento en velocidad, entre el tamaño original de diseño y el tamaño reajustado, con datos climatológicos aleatorios similares a los del lugar de competencia, para ver si la variación era significativa.

Cuadro 53. Comparativa de velocidades por ajuste en tamaño

	<i>Caso 1</i>	<i>Caso 2</i>	<i>Caso 3</i>
Temperatura	27°C	33°C	35°C
Humedad relativa	59%	29%	30%
Densidad, kg/m^3	1.0976	1.0788	1.0708

Tamaño Original:

26.743 cm (Largo brazo)

Velocidad de descenso	20.81 <i>m/s</i>	20.99 <i>m/s</i>	21.06 <i>m/s</i>
-----------------------	---------------------	---------------------	---------------------































Tamaño reajustado

28.041 cm (Largo brazo)

Velocidad de descenso	19.79 <i>m/s</i>	19.96 <i>m/s</i>	20.03 <i>m/s</i>
-----------------------	---------------------	---------------------	---------------------

Para el análisis de la densidad del aire en el lugar de lanzamiento (Burkett, TX, EE.UU.) se obtuvieron datos históricos de humedad y temperatura. De esta manera se formularon estados aleatorios para observar el comportamiento de la densidad, y por lo tanto de la velocidad del paracaídas bajo un tamaño reajustado.

Figura 81. Datos climáticos históricos para Burkett, TX (2012)

Sunday	Monday	Tuesday	Wednesday	Thursday	Friday	Saturday
					1 	2 
					Actual: 33 16 Precip: 0.00 Average: 31 19 Precip: 3.56	Actual: 36 20 Precip: 0.00 Average: 31 19 Precip: 3.56
3 	4 	5 	6 	7 	8 	9 
Actual: 36 21 Precip: 0.00 Average: 31 19 Precip: 3.81	Actual: 36 22 Precip: 0.00 Average: 32 19 Precip: 3.56	Actual: 34 21 Precip: 0.00 Average: 32 19 Precip: 3.56	Actual: 29 20 Precip: 0.51 Average: 32 19 Precip: 3.56	Actual: 26 17 Precip: 35.81 Average: 32 19 Precip: 3.56	Actual: 29 20 Precip: 0.00 Average: 32 19 Precip: 3.56	Actual: 34 19 Precip: 0.00 Average: 32 19 Precip: 3.56
10 	11 	12 	13 	14 	15 	16 
Actual: 39 23 Precip: 0.00 Average: 32 20 Precip: 3.56	Actual: 41 21 Precip: 5.59 Average: 32 20 Precip: 3.30	Actual: 29 20 Precip: 0.00 Average: 32 20 Precip: 3.30	Actual: 36 19 Precip: T Average: 32 20 Precip: 3.30	Actual: 34 24 Precip: 0.00 Average: 32 20 Precip: 3.30	Actual: 35 22 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 3.05	Actual: 35 19 Precip: 11.68 Average: 33 21 Precip: 3.30
17 	18 	19 	20 	21 	22 	23 
Actual: 33 20 Precip: T Average: 33 21 Precip: 3.05	Actual: 34 21 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 2.79	Actual: 33 22 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 3.05	Actual: 34 23 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 2.79	Actual: 34 22 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 2.54	Actual: 35 22 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 2.54	Actual: 36 21 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 2.79
24 	25 	26 	27 	28 	29 	30 
Actual: 37 22 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 2.54	Actual: 39 22 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 2.29	Actual: 41 21 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 2.29	Actual: 40 24 Precip: 0.00 Average: 33 21 Precip: 2.03	Actual: 37 27 Precip: 0.00 Average: 33 22 Precip: 2.29	Actual: 37 24 Precip: 0.00 Average: 34 22 Precip: 2.03	Actual: 37 23 Precip: 0.00 Average: 34 22 Precip: 2.03

Cuadro 54. Situaciones climáticas aleatorias para análisis de velocidad de descenso

Situaciones aleatorias

Temperatura	40°C	40°C	40°C	25°C	25°C	15°C
Humedad Relativa	10%	25%	75%	75%	40%	75%
Densidad, kg/m^3	1.0577	1.0531	1.0376	1.1037	1.1086	1.147
Velocidad	20.16 m/s	20.2 m/s	20.35 m/s	19.73 m/s	19.69 m/s	19.36 m/s

Finalmente, ya con estos estados establecidos y determinando si eran determinantes en tal manera de perder el rango de velocidades del paracaídas permitidos ($20 m/s \pm 1m/s$), se fijaron estados climáticos críticos, es decir límites inferiores y superiores de propiedades atmosféricas donde se perdería el requisito de velocidad del paracaídas establecido por la competencia.

Cuadro 55. Situaciones climáticas críticas para el paracaídas.

Situaciones críticas			
Límites de velocidad	19 m/s		21 m/s
Densidad (kg/m^3) debe ser:			
	<	1.192	>
Temperatura	>	4.82°C	<
Humedad relativa	>	75%	<

Estos estados críticos eran poco probables en el lugar de lanzamiento.

Todos los datos aleatorios se formularon en base a la carta psicométrica de ASHRAE en línea. (ASHRAE, 2013)

La manufactura del paracaídas y sus componentes, mencionados en secciones anteriores, fue prácticamente artesanal. En el corte y costura de la tela se presentaron ciertos problemas debido a la elasticidad de la misma. Para poder dimensionar de manera exacta los rectángulos de tela que componen el paracaídas cruciforme se construyó un modelo de cartón con las medidas calculadas del mismo (agregando espacio para las costuras), y con este patrón se cortó la tela. Fue un complicado dibujar el patrón sobre la tela ya que esta se estiraba levemente, lo que no permitió que el tamaño de los rectángulos de tela fuera 100% exacto. El mismo problema se presentó en el momento de realizar las costuras. La tela por su elasticidad y pequeño espesor no permitió una costura exacta.

Para calcular el efecto de las diferencias en las dimensiones, se calcularon los tamaños (o variación en tamaño) que podía tener en los casos límites de velocidad permitidos. Para poder calcularlo se tomó el promedio de las densidades críticas presentadas en el Cuadro 55. Situaciones climáticas críticas para el paracaídas.. De esta manera se pudo determinar que era posible una tolerancia en tamaño equivalente al 5% respecto al tamaño de diseño propuesto. En el cuadro a continuación se presenta el análisis.

Cuadro 56. Dimensiones críticas para el cumplimiento de velocidad de descenso

Dimensiones críticas		
Densidad promedio de situaciones críticas: 1.083 kg/m^3		
Velocidades límite	19 m/s	21 m/s
Largo de brazo de paracaídas	29.413 cm	26.670 cm
Tolerancia respecto a tamaño de diseño (28.041 cm): $\sim \pm 5\%$		

El tamaño final de manufactura, distinto al de diseño por las dificultades en su construcción, estaba dentro de este rango de tolerancia (no mayor a 5%).

Otro punto complicado en la manufactura fueron los nudos (que conectaban el paracaídas con las líneas) por lo mismo que el proceso fue artesanal. Los nudos se hicieron manualmente y no todos tenían el mismo tamaño y longitud de asa.

2. SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT. Para la realización del diseño seleccionado, fue necesario elegir un método de manufactura adecuado. Para ello fue necesario tomar en cuenta ciertas consideraciones. Una de las primeras cosas que se analizó fue la complejidad del modelo, ya que hay ciertos métodos de manufactura que no permiten la realización de modelos tan complejos. Entre las opciones analizadas se contempló la utilización de una fresadora con control numérico por computadora (CNC) con capacidad de movimiento en 3 ejes (vertical y horizontal sobre un plano, y de profundidad sobre otro plano perpendicular). Este tipo de equipos permite la elaboración de piezas con un alto grado de exactitud y precisión. Sin embargo, tiene ciertas limitantes, las cuales dependen de los tipos de herramienta a utilizar y de la cantidad de grados de movilidad con que se cuente. Debido a la complejidad del modelo, se determinó que para la realización su realización sería necesario utilizar y diseñar piezas adicionales, así como la recolocación, en varias ocasiones del material. En conjunto, esto generaba un proceso de manufactura de dificultad media.

Debido a la complejidad que se hizo evidente al analizar la utilización de una fresadora CNC, los costos que implicaría y el tiempo que tomaría, se descartó de inmediato la elaboración de las piezas por medio de los métodos de manufactura convencional (fresadora y torno manual). Como método alternativo, se encontró una tecnología emergente; impresión en 3D. Esta tecnología, que tiene sus inicios en 1984, se ha empezado a expandir en Guatemala. Esta expansión se debe a que entre 2005 y 2008 se inició la colaboración del segmento de las tecnologías de código abierto., hecho que culminó con la creación de la primera impresora capaz de replicar sus propias piezas. Esto permitió que al adquirir una se pudiera utilizar para imprimir las piezas y así crear más. Uno de estos modelos comerciales es el utilizado por la empresa MBAUD3D, con quienes se realizó el proceso de manufactura de las piezas.

El uso de esta tecnología representa varias ventajas para el proceso de manufactura de la estructura. La primera de ellas es la versatilidad ya que estos equipos permiten la elaboración de modelos complejos y elaborados. Esto lo logran gracias a que el proceso de deposición de material se realiza capa por capa. Entre las pocas limitaciones que se presenta, es que el modelo no puede tener secciones en voladizo, como es fácil de asumir, esto se debe a que al depositar material, este debe tener algún soporte para poder quedar en su posición final. Sin embargo, esto se puede solucionar utilizando ciertas técnicas especiales.

Otra de las ventajas, respecto de los métodos de manufactura clásicos, es el hecho de poder modificar la estructura interna de las piezas. A diferencia de las formas de manufactura clásica, la característica que permite imprimir capa por capa, admite realizar una estructura con agujeros internos. Esto permite mantener cierta resistencia estructural mientras que el peso total del modelo disminuye significativamente. Esta característica fue utilizada de tal forma que las partes más gruesas fueron realizadas con un 60% de llenado. Esto quiere decir que las partes interiores únicamente tienen material en un 60% de su volumen (

Figura 83). Adicionalmente a ello, se solicitó que, en las áreas que contaban con un llenado parcial, se aumentara el número de capas perimetrales. Estas capas perimetrales corresponden a segmentos de material sólido que sirve para contener la micro estructura interna que se genera al trabajar con llenados parciales. Para el caso del modelo final, se configuró la máquina para que el modelo contara con 5 capas perimetrales.

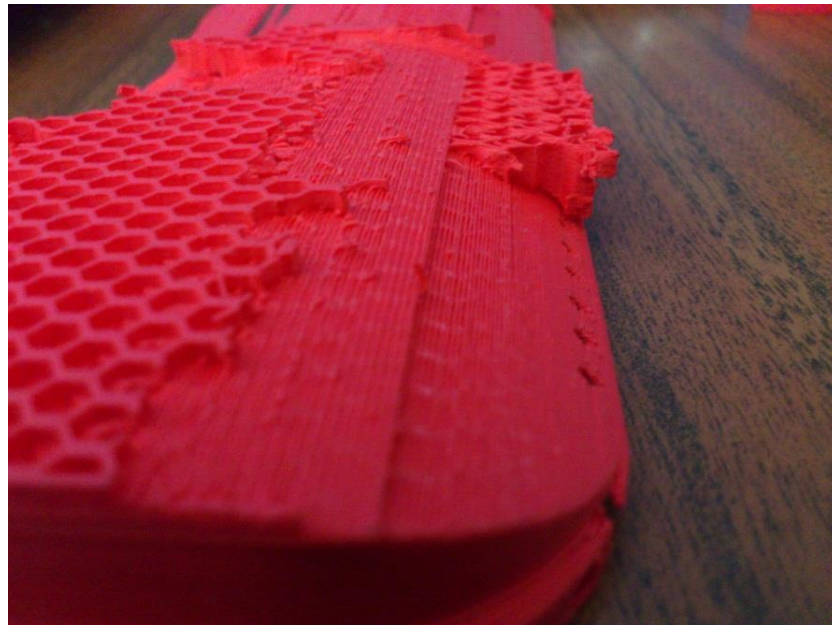
Sin embargo, como todo proceso de manufactura, este sistema presenta algunas desventajas. La primera de ellas es la imposibilidad de poder elegir el material para realizar las piezas. Esta restricción surge a raíz de que la empresa a la cual se solicitó la elaboración solo cuenta con capacidad de utilizar dos materiales. Los polímeros ABS y PLA, de los cuales, el primero presenta problemas de estabilidad al momento de realizar modelos de gran tamaño. Según los expertos, este problema se da porque este debe de ser aplicado a una temperatura mayor, con lo cual el material tiende a pandearse luego de su aplicación. Esto limitó la elaboración del sistema al único material disponible; el polímero PLA (sus propiedades se exponen en el Cuadro 49. Además otra desventaja, la mayor, se da debido a la característica especial que tiene el aporte del material en este tipo de impresora. Este proceso utiliza una boquilla circular, la cual deposita un polímero que se ha llevado hasta su temperatura de fluencia. Sin embargo, esta temperatura no permite la fusión total de dos o más filamentos. Esto ocasiona que la fuerza de unión entre los filamentos sea baja. Al realizar las primeras pruebas, este problema quedó evidenciado, pues las estructuras presentaban una debilidad en su parte más delgada, había una tendencia a que las fibras se separaran al aplicar un mínimo de fuerza.

Tal y como se ha mencionado anteriormente, para lograr la manufactura del Aerobrake, fue necesario utilizar una técnica que permitiera el aporte de material en las secciones que se encontraran en voladizo. Es decir que las piezas, al tener solo una porción de ellas en apoyo con la mesa, ocasionaban que fuera necesaria la colocación de material de soporte, sobre el cual se realizaba el aporte del material. En la Figura 82 se puede observar una de las configuraciones que se utilizó para este material. Sin embargo, esta solución derivó en otros problemas.

Uno de estos problemas fue la separación de fibras mencionada en los párrafos anteriores. Esto surgía al momento de quitar el material de soporte, el cual se encontraba unido a la estructura. La primera configuración que se eligió, una estructura tipo panal de abeja (Figura 82), requería de una fuerza

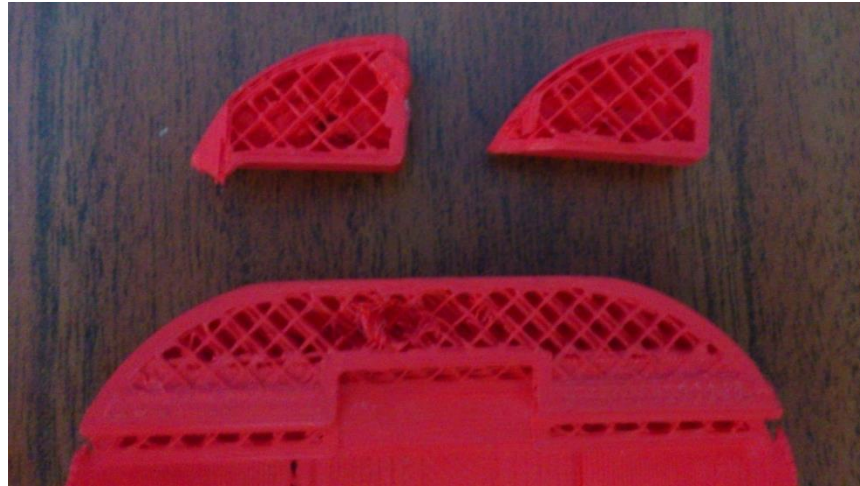
considerable para su remoción, con lo resultaba extremadamente difícil no dañar la pieza al removerlo. Para contrarrestar este efecto se realizó una modificación al modelo, en este caso se decidió adicionar una serie de costillas de refuerzo. Estos elementos, al contar con un mayor espesor, tienen una mayor adhesión entre cada uno de los filamentos del material, reforzando la estabilidad estructural y mejorando la resistencia a la separación de las fibras. Esta modificación se discute también en la sección de diseño, análisis y cálculos. Además del daño que se ocasionaba en las piezas, la remoción del material de soporte requería de un esfuerzo relativamente grande, lo cual se traducía en un largo tiempo para la preparación de las piezas. Fue a raíz de esto, que se buscó modificar el material de soporte. Esto permitió que el material de soporte fuera removido sin mayor esfuerzo, a la vez que cumplía su función de soporte para la impresión de áreas en voladizo. Asimismo, se debe mencionar que el acabado superficial de las piezas mejoró significativamente.

Figura 82. Muestra de la primera configuración del material de soporte utilizado



Otro de los componentes que se tuvo que elaborar fue la tapa superior de la carga útil, la cual contiene las bisagras. Para su fabricación se decidió utilizar un proceso de maquinado manual. Una de las complicaciones que surgió con este método fue la distancia que existía entre el mandril del taladro hasta la posición en donde debía hacerse los agujeros para el pasador de la bisagra. Para ello fue necesaria la utilización de una broca de largo especial, la cual pudiera llegar hasta la posición en la cual se requerían los agujeros. En la primera prueba de manufactura, se tuvieron ciertos problemas debido a la dificultad para lograr un movimiento libre en la bisagra. Este problema se solucionó temporalmente al hacer más grandes los agujeros de la tapa de forma manual. Sin embargo, en el modelo final se solicitó especial cuidado al encargado de la manufactura para que los agujeros quedaran en su posición exacta.

Figura 83. Muestra del patrón interno de llenado



Por último, para la elaboración de las membranas, el método elegido fue la utilización de un patrón de corte, el cual se sujeta sobre la membrana y luego se corta. Al tener las primeras membranas se detectó que, debido a su composición, al ser manipuladas las piezas tenían una tendencia a estirarse. Esto se debía a que las fibras internas de la tela sufrían corrimientos al no tener delimitados sus bordes. A raíz de este problema se decidió aplicar una costura en todos los bordes de la membrana. Para esto, se seleccionó una técnica denominada Overlock (Figura 84). Para su elaboración fue necesario acudir a un sastre profesional, esto se debe a que se debe contar con una máquina capaz de realizar este tipo de costuras.

Figura 84. Refuerzo realizado a la membrana en la zona de unión a la estructura



En la siguiente figura se muestra el resultado que se obtuvo del proceso de manufactura. Esta imagen muestra el modelo real utilizado en la prueba de lanzamiento.

Figura 85. Modelo utilizado en las pruebas finales



4. SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES Y MANEJO DE DATOS. Para sostener el XBee en la punta de la antena se diseñó una base con una tapadera y se utilizó una impresora 3D para realizarla. En la Figura 86 se muestra el modelo 3D en la computadora y en la Figura 87 se muestra la impresión de una de las piezas. En tierra se realizó una segunda caja para recibir el cable blindado de la antena y enviar datos a la computadora por USB.

Figura 88 se puede observar ambas cajas terminadas.

Figura 86. Modelo 3D caja para antena

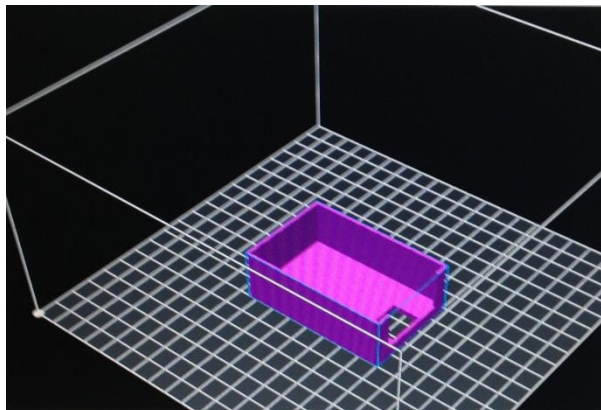


Figura 87. Impresión soporte caja para antena

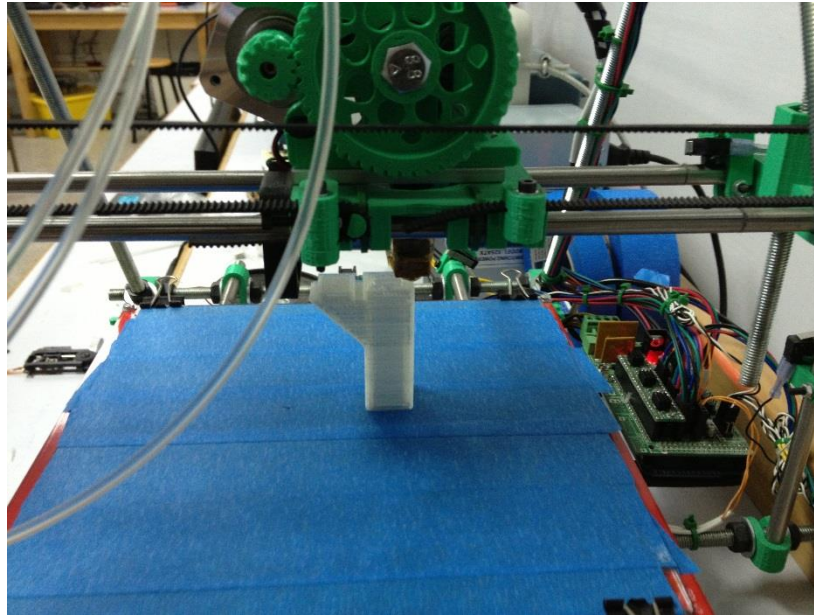
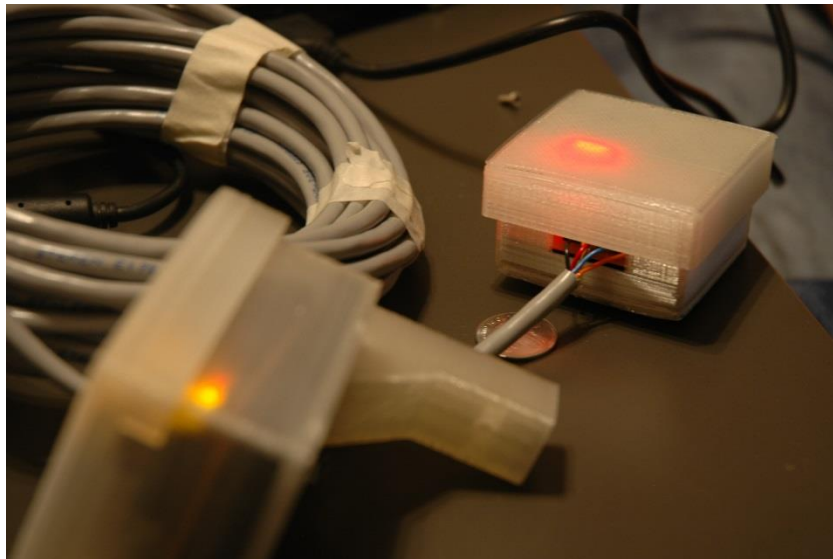
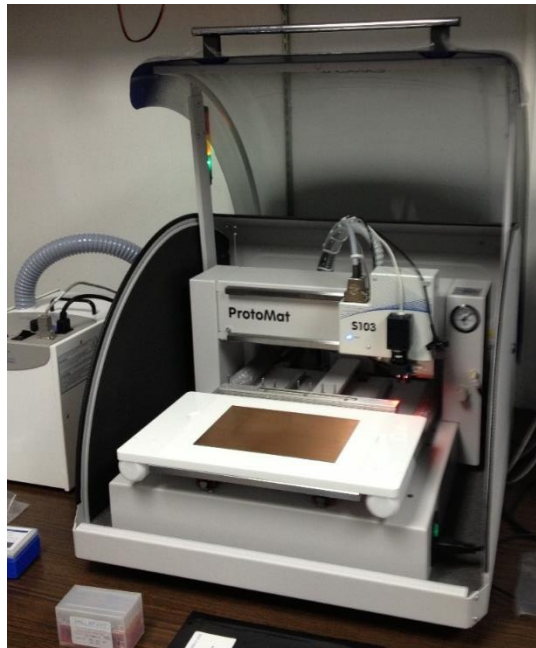


Figura 88. Cajas utilizadas en antena



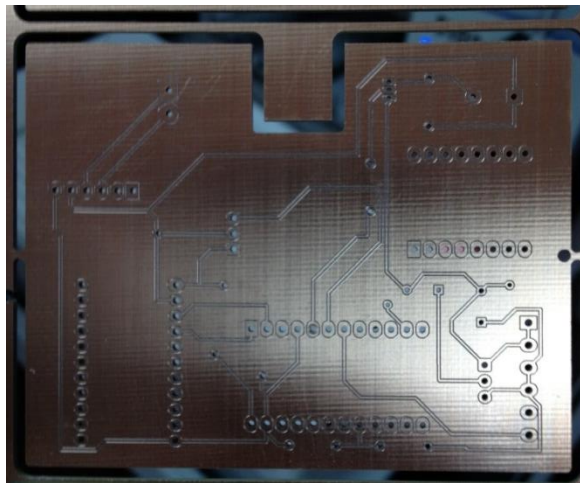
En cuanto a manufactura de la placa impresa se utilizaron recursos de la universidad y se aprovechó la maquina LPKF ProtoMat S103 para maquinarse la placa con una alta precisión. La Figura 89 muestra la máquina antes de empezar el proceso de maquinado.

Figura 89. Fotografía de máquina ProtoMat S103



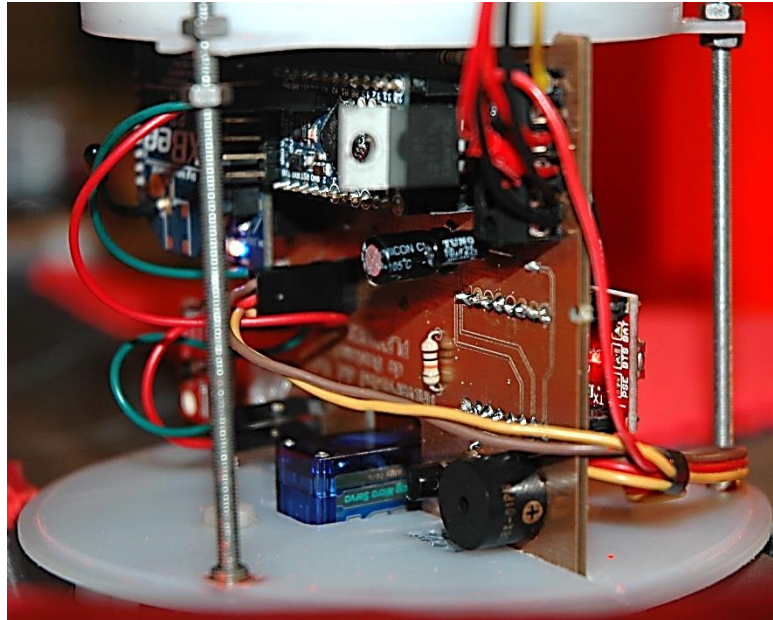
Tras un extenso proceso de maquinado se realizaron tres placas con el diseño requerido por la estructura del MicroSatélite, la Figura 90 muestra una de ellas.

Figura 90. Placa maquinada



Finalmente se soldaron los componentes y se empezó con las pruebas respectivas. La placa contenía elementos de ambos lados como se observa en la Figura 91.

Figura 91. Circuito terminado ensamblado en CanSat.



E. EXPERIMENTOS Y PRUEBAS

1. SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL. Al tener las piezas se debió elegir ciertas pruebas a realizar para poder comprobar que el diseño cumpliera con los requerimientos y que los cálculos realizados se aproximaran a la realidad. Debido a la cercanía de la manufactura a la competencia, no se pudo realizar todas las pruebas necesarias. Se realizaron las pruebas que se relacionaban con el cumplimiento de los requerimientos de alta prioridad. Las pruebas realizadas se resumen en el Cuadro 57.

- Prueba de supervivencia:

Para esta prueba se tenía manufacturado el compartimiento con sus características finales. Se realizó las pruebas con diferentes cantidades de EPS pero a una altura constante.

Utilizando la fórmula de energía potencial en la que se define:

$$V = \sqrt{2gh}, \text{ donde } V \text{ es la velocidad, } g \text{ es la gravedad y } h \text{ es la altura}$$

Para poder definir la altura utilizando esta ecuación, se utilizó un valor de 10m/s de velocidad. Esta se definió ya que el sistema de descenso de la carga útil suponía reducir la tasa de descenso hasta aproximadamente 8.5 m/s. Se utilizó un valor mayor para asegurarse de que efectivamente fuera capaz de soportar la velocidad real de descenso de la carga útil.

La altura obtenida fue de 5.09m. Aproximando la altura de un piso de un edificio se eligieron las gradas del edificio J de la universidad del valle de Guatemala. Estas gradas cuentan con una apertura que está a 5.40m sobre el suelo, lo cual era una altura perfecta para realizar las pruebas. En todas las pruebas se utilizó la misma esponja en el fondo del compartimiento como se diseñó anteriormente. Se utilizó la misma esponja en las pruebas que para la misión para que esta no fuera una variable que pudiera afectar el resultado de la misma.

Otra de las ventajas de este tipo de pruebas es que el compartimiento caería de diferentes formas dependiendo de la forma de soltarlo y del viento. Si se lograba que sobreviviera el huevo a 4 pruebas seguidas con los mismos parámetros se lograría concluir que sí podría sobrevivir el aterrizaje en la misión a la velocidad definida por el sistema de descenso de la carga útil.

Cuadro 57. Pruebas realizadas

Prueba	VARIABLES	Meta	Restricciones	Equipo usado /requerido	Procedimiento	Criterios de aceptación
Prueba de supervivencia	VARIABLES controladas: altura	Verificar la supervivencia del huevo	Altitud de caída	<ul style="list-style-type: none"> Compartimiento del huevo con sistema de protección real Huevo 	Dejar caer el compartimiento del huevo desde el segundo nivel del edificio J de la Universidad del Valle de Guatemala para verificar la supervivencia del huevo.	<ul style="list-style-type: none"> - Rayones son aceptables. - Rajaduras no son aceptables. - Roturas no son aceptables. - Ninguna deformación o modificación de la configuración del compartimiento del huevo es aceptable.
Prueba de separación	Variable controlada: dimensiones y pesos de la carga útil, del contenedor y del sistema de descenso de la carga útil	Verificar que la carga útil se logre separar del contenedor.	Masa aplicada	<ul style="list-style-type: none"> Carga útil real con todos los elementos instalados incluyendo sistema de descenso de carga útil. Contenedor real. 	Enviar el comando al CanSat para girar el servomotor sosteniendo el CanSat a una altura de 50 cms del piso por medio de la parte superior del contenedor.	<ul style="list-style-type: none"> - La carga útil sale libremente del contenedor.

Finalmente, con estas pruebas se verificaría también la supervivencia del compartimiento del huevo. Esto es importante ya que es un elemento estructural principal y si le llegara a ocurrir algo durante la misión se vería afectados todos los componentes de la carga útil, comenzando por el huevo. Esto se debe a que el huevo podría salirse del compartimiento o colisionar con el mismo al perder la configuración del sistema de protección.

- Prueba de separación. Esta prueba se logró realizar exitosamente y se comprobó que la separación de la carga útil y el contenedor ocurriría sin ningún problema al enviar el comando de que el servomotor comience a girar. Se realizó al tener todos los elementos listos y no pudo utilizarse el huevo que se utilizó en la misión ya que este iba a ser otorgado el mismo día de la competencia. La prueba se realizó manualmente y no dio ningún problema. La desventaja de realizarla de esta manera es que en caso ocurriera algún atascamiento del servo durante la misión, no se podría saber si es posible que se pueda dar la separación. Idealmente se debería de realizar por medio de una simulación de la misión. Esto no fue posible debido a que la fecha de la competencia estaba muy cercana a la fecha en la que se realizó la prueba por lo que si algo le ocurría a algún elemento de los módulos se podría ver en problemas toda la misión.

Esta prueba tiene la ventaja que no pone en riesgo los elementos del CanSat. Se realizó cuando se tenían todos los elementos terminados y el CanSat estaba totalmente armado. Para realizarlo se armó el CanSat completamente incluyendo el sistema de descenso de la carga útil para aproximar la separación lo más posible a la realidad.

Figura 92. Carga útil (izquierda) y contenedor (derecha)



Como se puede ver en la ilustración, los sistemas están completamente armados. Se colocó el servo como se observa en la Ilustración 14. Cuando la carga útil se instaló en el contenedor se pudo observar la configuración completa del CanSat de la siguiente manera:

Figura 93. Configuración de CanSat completamente armado



Al momento de tener armado el CanSat se colocó el accesorio de posicionamiento del servo en la posición donde se había definido. Para verificar su funcionamiento se envió el comando de que el servomotor girara el accesorio y funcionó exitosamente. Esto se pudo comprobar ya que se sostuvo el CanSat por el contenedor y la carga útil se separó del mismo sin ningún problema. Esto se realizó a una distancia de aproximadamente 50cms del piso para que no sufriera ningún golpe grande al separarse del contenedor.

Para una comprobación secundaria algún inconveniente durante la misión, se decidió realizar la prueba de nuevo aplicando una fuerza de tensión en la tapa inferior de la carga útil. Esta prueba simularía el peor caso posible en la separación de los elementos ya que de esta forma se exageraría la fricción que existe entre el accesorio de posicionamiento del servo y el disco del contenedor donde está colocado. Esta prueba creaba una fuerza de fricción extremadamente grande y por lo tanto una gran resistencia para el accesorio de posicionamiento. Aun así no tuvo ningún problema en girar el accesorio, lo hizo en el mismo tiempo que sin ninguna fuerza aplicada.

2. SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DE CANSAT.

Para verificar la funcionalidad del paracaídas se efectuaron varias pruebas. Estas fueron 1) de vuelo, 2) de componentes, 3) de fuerza de arrastre (o coeficiente de arrastre) y 4) de despliegue. En el ensayo de vuelo se verificó el comportamiento de planeo y auto-rotación del paracaídas, y su tiempo de apertura. En el experimento de componentes se verificó que estos soportaran fuerzas hasta casi 50% más altas que la operación normal. En la prueba de fuerza de arrastre se buscaba comprobar si el paracaídas descendía a la velocidad de descenso teórica. Por último, en la prueba de despliegue se buscaba verificar si el paracaídas se desplegaba correctamente del espacio donde iría guardado antes de su uso. (Esta última prueba no se pudo realizar ya que el prototipo del *Container* no estuvo listo a tiempo.)

Para realizar las pruebas se utilizó el siguiente equipo y herramientas:

- Paracaídas de tamaño original
- Paracaídas grande (Escala aproximada de 2:1, manufacturado solo para las pruebas)
- Masa 0.125 kg
- Masa 0.25 kg
- Masa 0.70 kg
- Masa 1.00 kg
- Masa 1.50 kg
- Cronómetro
- Cinta métrica
- Software *Tracker*
- Cámara de video

Figura 94. Equipo utilizado para pruebas de funcionamiento



La primera prueba se llevó a cabo lanzando el paracaídas de tamaño original desde una altura (H) de aproximadamente 7.5 metros para que este se abriera y descendiera para ver su comportamiento. Para esto se utilizó la masa de 700g y 250g, las cuales se engancharon al paracaídas. Se establecieron criterios de aprobación de la prueba, los cuales fueron que el paracaídas no presentara mayor auto-rotación (verificado visualmente), que se abriera correctamente (verificado visualmente) y por último que no presentara una planeación más grande de $0.5H$ medido desde el punto donde se lanzó. Se observó que el paracaídas se abrió correctamente sin ninguna excepción. No se detectó mayor planeación usando la masa de 700 gramos. Sin embargo, al enganchar el paracaídas a la masa más pequeña (250g), el paracaídas planeó una distancia de casi 2 metros, pero básicamente debido al viento que afectaba en el momento del lanzamiento de prueba. Se detectó una leve auto-rotación cuando el paracaídas estaba descendiendo con una masa 700 g. Al descender

con la masa menor, no se produjo ningún efecto de auto-rotación. Otra importante observación fue que las líneas del paracaídas se enredaban con facilidad, pero no afectaban en el proceso de apertura del mismo.

La segunda prueba realizada buscaba verificar que el paracaídas no sufriera daños, deformaciones o cambios en la configuración bajo diferentes fuerzas de trabajo. El procedimiento para realizar la prueba fue lanzar el paracaídas de tamaño original (el que se usaría en la competencia) enganchado a las masas de 250g, 700g, 1.00kg y 1.50kg. Se pudo comprobar que el paracaídas soporto hasta la fuerza más grande (1.50kg) sin sufrir ningún cambio que pudiera afectar su funcionamiento.

Por último, la tercera prueba buscaba validar el coeficiente de arrastre utilizado para el diseño del paracaídas en cruz, en otras palabras se buscaba comprobar si la velocidad teórica calculada era la misma o similar a la velocidad real. Para esto se manufacturó un paracaídas de casi el doble de tamaño que el que se utilizaría en la competencia. El fin de construir este paracaídas más grande era que este descendería a una velocidad menor, lo que facilitaría distintas mediciones. Una limitación para poder realizar la prueba fue encontrar un lugar de lanzamiento suficientemente alto para que el paracaídas pudiera alcanzar su velocidad terminal. Se logró encontrar dos sitios de prueba, uno de 7m y otro de 10m respectivamente. Para la prueba también se utilizaron dos masas pequeñas, de 125g y 250g respectivamente, (para que la velocidad fuera más baja), un cronómetro y cinta métrica para medir la altura de lanzamiento.

El primer método para poder obtener la velocidad de descenso real fue básicamente medir el tiempo de caída del paracaídas, y como ya se había determinado la altura de vuelo, obtener la velocidad dividiendo distancia entre tiempo. Se hicieron diez lanzamientos y se tomó el promedio del tiempo de caída.

Cuadro 58. Tiempos de descenso

Prueba	Tiempo (s)
1	1.00
2	1.00
3	0.60
4	0.80
5	1.00
6	0.70
7	0.60
8	0.70
9	0.70
10	0.60
Promedio	0.770

Cuadro 59. Resultados de prueba por método básico (Prueba No.1)

Tiempo (Promedio)	0.770	s
Altura ³	5	m
Velocidad real	6.4935	m/s
Velocidad teórica	6.7265	m/s
Porcentaje de error	3.463147	%

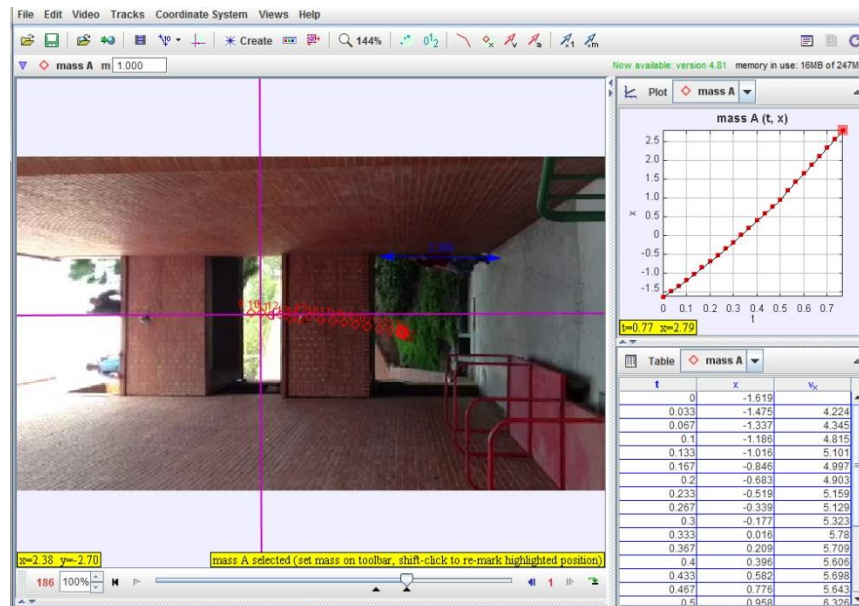
Como se puede observar en el Cuadro 60, el porcentaje de error es muy bajo, sin embargo no se le dio mucha importancia a ese dato por la poca confiabilidad de la prueba. No es confiable debido a la gran incertidumbre en la toma del tiempo de descenso con un cronómetro manual. Como se nota en el cuadro antes mencionado, el tiempo de caída es aproximadamente menor que un segundo; esto da mucha posibilidad de error en el mismo a pesar de repetir el lanzamiento varias veces.

El segundo método utilizado para realizar la prueba fue utilizando el software *Tracker*. Con este programa de computadora se lograría un resultado más preciso y confiable en comparación con el método descrito anteriormente. *Tracker* es un software de modelado y análisis por video que se basa en la observación de cambios en el color los pixeles de una imagen en movimiento. De esta manera se logran establecer patrones y líneas de recorrido. Aparte con otras herramientas del mismo programa, como la definición de distancias predeterminadas se pueden obtener velocidades y aceleraciones de objetos.

Utilizando el software antes mencionado se hicieron dos pruebas en sitios diferentes de lanzamiento para observar el comportamiento del paracaídas. En estas pruebas se logró establecer velocidad real promediando las velocidades instantáneas

³ Se consideraron únicamente los últimos 5 metros de los 7.5 metros disponibles para no considerar la etapa de apertura.

Figura 95. Análisis de video utilizando software Tracker



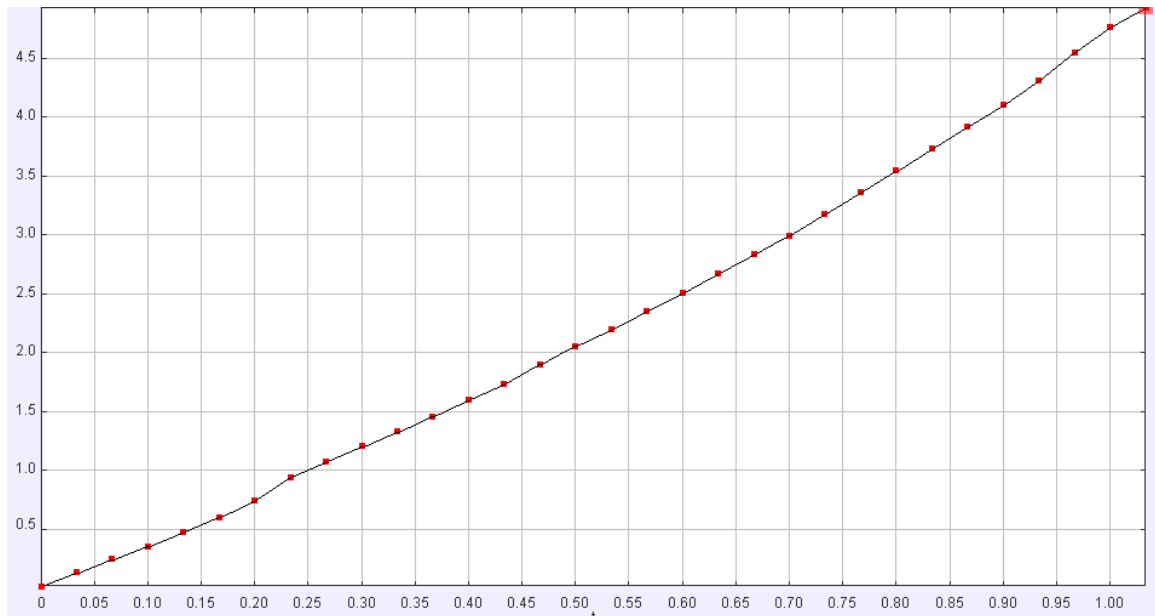
En la primera prueba, utilizando una masa de $125g$ enganchada al paracaídas y lanzando desde 7 m de altura, se obtuvieron los siguientes datos:

Cuadro 60. Datos obtenidos por Tracker (Prueba No.2a)

Tiempo, s (t)	Distancia, m (x)	Velocidad, m/s (v_x)
0	0.02	-
0.033	0.136	3.45
0.067	0.25	3.32
0.1	0.357	3.44
0.133	0.479	3.73
0.167	0.606	4.02
0.2	0.747	5.12
0.233	0.947	4.93
0.267	1.076	3.88
0.3	1.206	3.80
0.333	1.329	3.843
0.367	1.462	4.091
0.4	1.602	4.128
0.433	1.737	4.532
0.467	1.904	4.844
0.5	2.06	4.424
0.533	2.199	4.387
0.567	2.352	4.643
0.6	2.508	4.794
0.633	2.672	4.898
0.667	2.835	4.884
0.7	2.998	5.171
0.733	3.18	5.472
0.767	3.362	5.517
0.8	3.547	5.527
0.833	3.731	5.575
0.867	3.919	5.633
0.9	4.106	5.85
0.933	4.309	6.673
0.967	4.551	6.809
1	4.763	5.749
1.033	4.934	-

Por promedio de velocidades instantáneas:

Figura 96. Gráfica tiempo vs. distancia (Prueba No.2a).



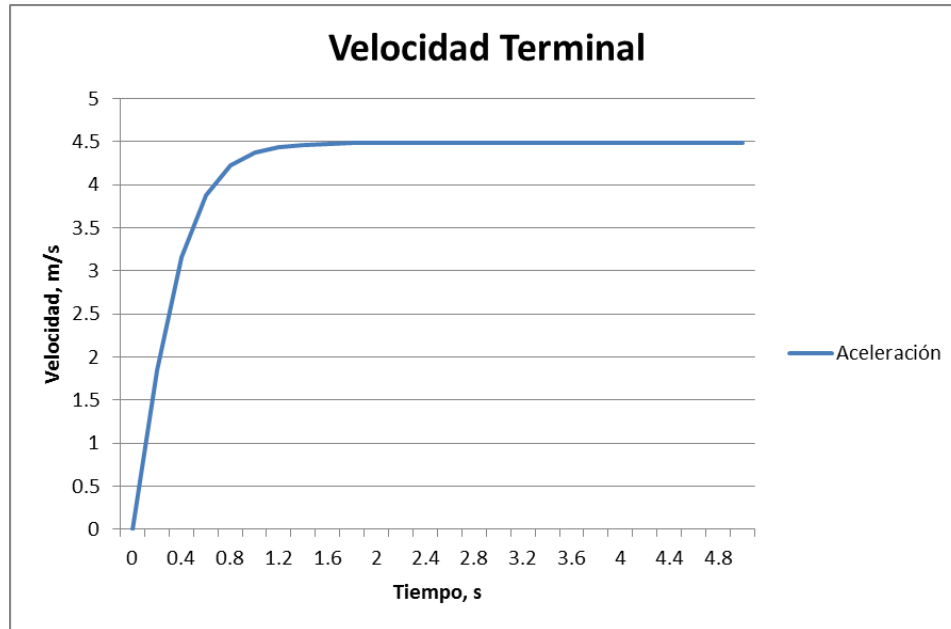
Cuadro 61. Porcentaje de error por promedio de velocidades instantáneas (Prueba No.2a)

Velocidad teórica	4.4843 <i>m/s</i>
Velocidad real ⁴	4.7706 <i>m/s</i>
Porcentaje de error	-6.385 %

Como se puede observar en el Cuadro 61 y Figura 95, todavía existe aceleración en la caída, por lo que el paracaídas nunca alcanza su velocidad terminal. Utilizando la Ecuación 18, y graficando podemos obtener el tiempo que toma el paracaídas en alcanzar su velocidad terminal, en esta determinada prueba.

⁴ Promedio de velocidades instantáneas.

Figura 97. Tiempo para alcanzar velocidad terminal (Prueba No.2a)



Como se puede observar en la gráfica anterior, el tiempo necesario para alcanzar la velocidad terminal es de aproximadamente 1.8 s. Este hubiera sido el tiempo necesario de descenso para realizar la prueba y obtener velocidad sin aceleración. Los 1.8 s en caída libre equivalen a aproximadamente 16 m, por lo que ésta hubiera sido la altura mínima para realizar la prueba.

En la segunda prueba, utilizando una masa de 250g enganchada al paracaídas y lanzando desde 10 m, se obtuvieron los siguientes datos:

Cuadro 62. Datos⁵ obtenidos por Tracker (Prueba No.2b)

Tiempo, s (t)	Distancia, m (x)	Velocidad, m/s (v_x)
0	-1.619	-
0.033	-1.475	4.224
0.067	-1.337	4.345
0.1	-1.186	4.815
0.133	-1.016	5.101
0.167	-0.846	4.997
0.2	-0.683	4.903
0.233	-0.519	5.159
0.267	-0.339	5.129
0.3	-0.177	5.323
0.333	0.016	5.78
0.367	0.209	5.709
0.4	0.396	5.606
0.433	0.582	5.698
0.467	0.776	5.643
0.5	0.958	6.326
0.533	1.198	7.047
0.567	1.428	6.674
0.6	1.643	6.677
0.633	1.873	6.85
0.667	2.1	6.857
0.7	2.331	6.949
0.733	2.563	6.958
0.767	2.794	-

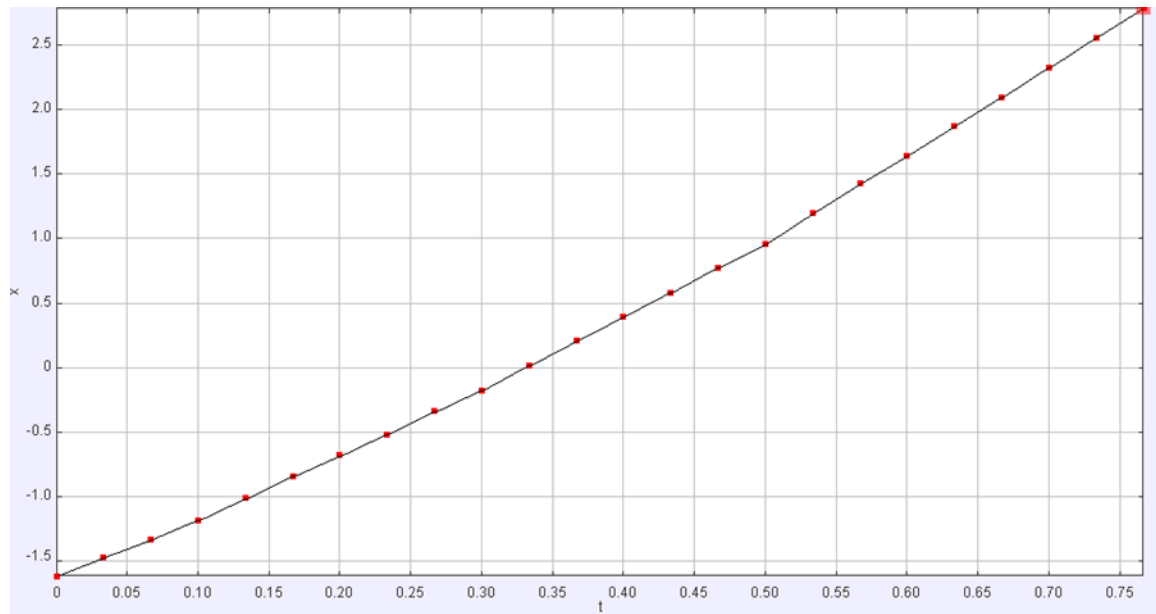
Por promedio de velocidades instantáneas:

⁵ Las distancias negativas en la tabla se deben a las coordenadas de referencia que se establecieron.

Cuadro 63. Porcentaje de error por promedio de velocidades instantáneas (Prueba No.2b).

Velocidad teórica	6.7760 <i>m/s</i>
Velocidad real ⁶	5.7623 <i>m/s</i>
Porcentaje de error	14.960 %

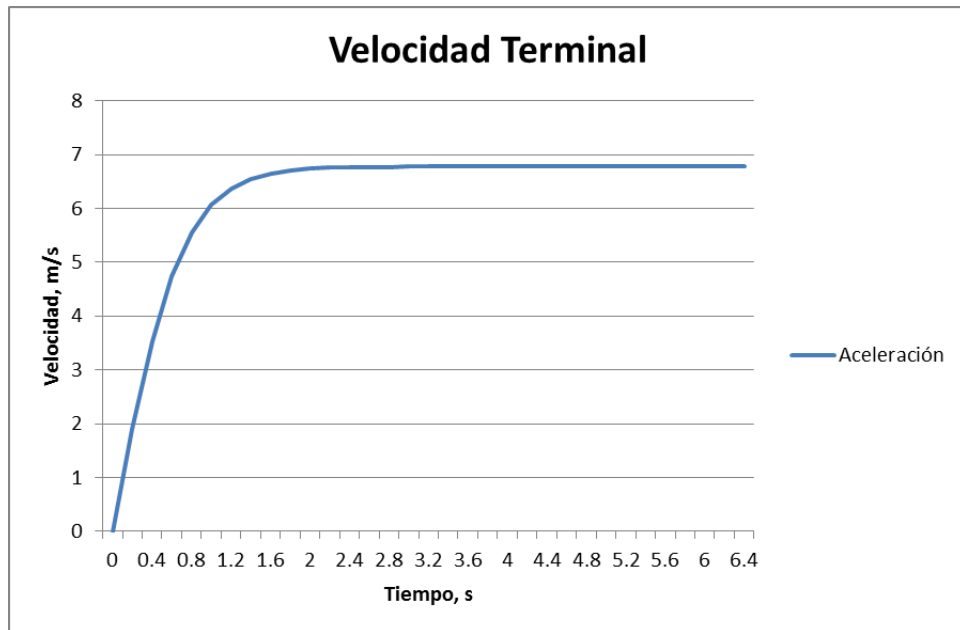
Figura 98. Gráfica tiempo vs. distancia (Prueba No.2b)



Como se puede observar en el Cuadro 62 y Figura 98, todavía existe aceleración en la caída, por lo que el paracaídas nunca alcanza su velocidad terminal. Utilizando la Ecuación 18, y graficando podemos obtener el tiempo que toma el paracaídas en alcanzar su velocidad terminal, en esta determinada prueba.

⁶ Promedio de velocidades instantáneas.

Figura 99. Tiempo para alcanzar velocidad terminal (Prueba No.2b)



Como se puede observar en la gráfica anterior, el tiempo necesario para alcanzar la velocidad terminal es de aproximadamente 2.4 s. Este hubiera sido el tiempo necesario para realizar la prueba y obtener velocidad sin aceleración. Los 2.4 s en caída libre equivalen a aproximadamente 28 m, por lo que ésta hubiera sido la altura mínima para realizar la prueba.

Como se pudo observar en los resultados de las pruebas, la mayoría de porcentajes de error se encuentran cercanos al 5% de error (a pesar de la baja confiabilidad de las mismas), que representa aproximadamente 1m/s de velocidad de descenso. Este error se considera entonces aceptable, ya que independientemente de este, se permanece dentro del rango de velocidad de descenso permitido por la competencia. Los signos de los porcentajes de error representan únicamente si la velocidad real es mayor o menor que la teórica.

3. SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT. Como ya se ha demostrado en las demás secciones, el proceso necesitó de cierto componente de experimentación. Muchas de las cosas que se diseñó y realizó no se habían realizado antes o no se contaba con datos ni información suficiente para ello. Por esto, además de las pruebas para la manufactura de las piezas se realizó una serie de pruebas que permitieron determinar si el sistema era adecuado para lo que había sido diseñado. Una de las primeras pruebas que se realizó fue sobre la apertura del mecanismo.

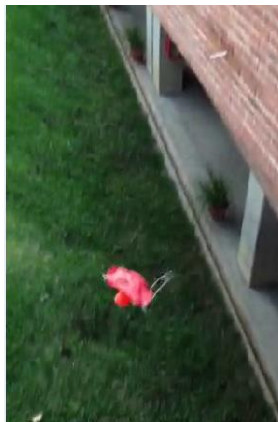
Al tener el primer prototipo funcional, este se armó y se corroboró que todas las bisagras giraran libremente. Al lograr esto, se dispuso a soltar la tapa superior de la carga útil (en la cual se encuentran partes de la bisagra), junto con el sistema de descenso desde una altura aproximada de 3 metros. En estas primeras pruebas, se validó cualitativamente que la apertura del sistema se diera de forma rápida y sencilla. Sin embargo, debido a que no se contaba aún con los demás componentes de la carga útil, no fue posible probar,

en ese momento, el sistema completo. El resultado de esta prueba fue satisfactorio. Lo que se realizó fue una prueba en la cual se soltó 10 veces el sistema desde una altura de 3 metros. En estas 10 repeticiones se comprobó que la estructura se desplegaba completamente a por lo menos 30 centímetros antes de tocar el suelo.

La siguiente prueba que se hizo fue cuando se entregaron algunas piezas que permitían el ensamble de carga útil. Con esto se llevó a cabo un armado parcial para ver la forma en que encajaban las piezas. Al estar satisfechos se procedió a realizar una prueba de despliegue con la mayoría de componentes externos en su lugar. Para ello se dejó caer de una altura superior a los 5 metros. Para intentar simular el peso que llevaría en su interior, se colocó una de las masas de prueba realizadas. Al llevar a cabo la prueba, se pudo notar un leve movimiento de oscilación de todo el sistema. Al observar el video de este lanzamiento, se llegó a la conclusión que la inestabilidad era originada por la ubicación del centro de gravedad que ocasionaba la colocación de la masa de prueba en la parte superior de la carga útil. Sin embargo, el sistema de descenso soportó el impacto de apertura, así como el golpe con el suelo.

Además de comprobar la apertura del sistema, en esta prueba se pudo probar que el sistema fuera capaz de deslizarse fuera del contenedor. Este era uno de los aspectos que se cuidó a lo largo del proyecto, pues se corría el riesgo de que el sistema de descenso quedara muy ajustado dentro del contenedor y que se dificultara el proceso de separación. Sin embargo, la disposición circular en que se colocaron las membranas permitió que la carga útil se deslizara suavemente al ser introducida al contenedor. Esta comprobación no fue realizada en una sola prueba, sino que cada vez que se realizaba alguna modificación a los sistemas se procedía a verificar que ambos componentes permitieran una liberación sencilla.

Figura 100. Imagen tomada del video donde se muestra una de las pruebas del sistema



Para intentar replicar el resultado de la prueba anterior, y poder recabar más información, se decidió repetir el procedimiento. El único cambio que se realizó fue que se dejó caer desde otro lugar y se colocó una bolsa que contenía material blando en su interior. Esta prueba resultó catastrófica. Según se logró observar, el material blando en el punto de caída inclinó al sistema justo antes de que este tocara el suelo, ocasionando que fueran las paletas del sistema de descenso las que absorbieran el impacto. Esto produjo que dos de ellas

se rompieran por completo y otra de ellas sufriera daños estructurales. En general, los resultados de esta prueba demostraron la vulnerabilidad del sistema al momento del aterrizaje. Sin embargo, de nuevo se logró comprobar el despliegue correcto del sistema. A pesar de ello, se decidió incrementar a de 20% a 60% el porcentaje de llenado de las piezas para incrementar la resistencia y evitar que se rompieran. Adicionalmente se pidió que se aumentara el número de capas perimetrales al modelo. En esta etapa se pasó de 3 a 5 capas perimetrales.

Debido a los daños sufridos en el experimento fallido, se tomó la decisión de no realizar más pruebas de caída libre. Esto se debió al poco tiempo que se tenía antes del lanzamiento oficial del CanSat, y a que muchas de las piezas de la estructura tenían un tiempo de elaboración bastante amplio. En esta ocasión, la decisión fue tomada como grupo, y se prefirió asumir el riesgo de una falla el día del lanzamiento contra la posibilidad de no contar con alguna pieza para ese día (debido a los tiempos de elaboración de algunas piezas).

Sin embargo, al realizar de nuevo los componentes del sistema de descenso, se logró realizar una de las pruebas más importantes; la resistencia del sistema a desplegarse a altas velocidades. Para ello se decidió hacer la simulación horizontal. Se utilizó un vehículo para viajar a una velocidad controlada, la cual se fue variando para ver el comportamiento que tendría el sistema de descenso a distintas velocidades. El procedimiento de esta prueba consistió en alcanzar la velocidad deseada y luego sacar el sistema por la ventana. Una vez se encontró el sistema afuera, y operando en su configuración abierta, se procedió a cerrar manualmente los Aerobrakes y dejar que estos se abrieran por acción del viento. Básicamente, pudo probar dos cosas, la resistencia estructural a los esfuerzos generados por la fuerza de arrastre y la supervivencia al despliegue a velocidades altas. Se puede observar los resultados de las pruebas, los cuales resultaron satisfactorios. Es importante mencionar que el despliegue era uno de los aspectos críticos del sistema, pues la velocidad a la que esto ocurre (20 m/s) es considerable. Además, se debe mencionar que el sistema fue llevado hasta una velocidad de 25 m/s sin sufrir ningún daño.

Cuadro 64. Resumen de resultados de la prueba de operación a velocidades altas.

<i>Velocidad de la prueba, m/s (km/h)</i>	<i>Resultados</i>	
	Sistema desplegado	Despliegue del sistema
19.44 (70)	Soportó sin daños estructurales	Soportó sin daños estructurales
22.22 (80)	Soportó sin daños estructurales	Soportó sin daños estructurales
25.00 (90)	Soportó sin daños estructurales	Soportó sin daños estructurales
27.77 (100)	Soportó sin daños estructurales	Soportó sin daños estructurales

4. SISTEMA DE SENSORES Y SISTEMA DE ENERGÍA. A continuación se describirán las pruebas realizadas a lo largo del proyecto, para alcanzar el objetivo final.

Sistema de sensores

Cuadro 65. Pruebas GPS

<i>Prueba</i>	<i>Variables</i>	<i>Qué se quiere lograr</i>	<i>Restricciones</i>	<i>Equipo usado/ Requerido</i>	<i>Procedimiento</i>	<i>Criterio de decisión</i>
<i>GPS</i>	Coordenadas de posición	GPS se comunica con arduino	Baud Rate en 9600	<ul style="list-style-type: none"> • Arduino Pro Mini • GPS • Computadora • Fuente de energía • RS-232 • Arduino Pro Mini • GPS 	Conectar el modulo GPS con el arduino usando los puertos Serial. Conectar el arduino con la computadora mediante protocolo serial. Obtener datos de requeridos de GPS.	Se obtienen los datos de GPS correctamente y son mostrados en la computadora.
<i>GPS</i>	Coordenadas de posición	Precisión de GPS	Baud Rate en 9600 GPS en estado estable	<ul style="list-style-type: none"> • Computadora • Fuente de energía • Aplicación Google Earth • RS-232 	Conectar el GPS con arduino usando serial. Conectar el arduino con la computadora. Comparar los datos de coordenadas obtenidos en Google Earth.	Los datos obtenidos del GPS dan la posición en donde se encuentra.

Cuadro 66. Pruebas sensor de altitud y temperatura

<i>Prueba</i>	<i>Variables</i>	<i>Qué se quiere lograr</i>	<i>Restricciones</i>	<i>Equipo Usado/Requerido</i>	<i>Procedimiento</i>	<i>Criterio de decisión</i>
<i>Sensor altitud</i>	Presión	Sensor de altitud se comunica con arduino	<ul style="list-style-type: none"> • I2C (4kHz) 	<ul style="list-style-type: none"> • Arduino Pro Mini • Sensor altitud • Computadora • Fuente de energía • RS-232 • Arduino Pro Mini 	Conectar el sensor de temperatura con arduino usando los 4 pines de conexión para I2C. Conectar arduino a la computadora.	Se obtiene la altitud en metros
<i>Sensor de temperatura</i>	Temperatura	Sensor de temperatura se comunica con arduino	<ul style="list-style-type: none"> • I2C (4kHz) 	<ul style="list-style-type: none"> • Sensor altitud • Computadora • Fuente de energía • RS-232 	Conectar el sensor de temperatura con arduino usando los 4 pines de conexión para I2C. Conectar arduino a la computadora	Se obtiene la temperatura en grados Celsius

Cuadro 67. Pruebas cámara de video

<i>Prueba</i>	<i>Variables</i>	<i>Qué se quiere lograr</i>	<i>Restricciones</i>	<i>Equipo Usado/Requerido</i>	<i>Procedimiento</i>	<i>Criterio de decisión</i>
<i>Cámara de video</i>	Video	La cámara de video graba por aproximadamente 10 minutos.	<ul style="list-style-type: none"> • MicroSD 2GB o más. 	<ul style="list-style-type: none"> • Cámara de video • Batería 3.7V. • MicroSD 4GB. • Computadora. 	<p>Conectar la batería a la video cámara.</p> <p>Insertar la microSD.</p> <p>Grabar el video.</p>	Se obtiene el video de aproximadamente 10 minutos
<i>Cámara de video</i>	Video	La cámara de video empieza y termina de grabar mediante señal generada en arduino.	<ul style="list-style-type: none"> • MicroSD 2GB o más. 	<ul style="list-style-type: none"> • Cámara de video • Batería 3.7V. • MicroSD 4GB. • Computadora. • MicroSD 4GB. 	<p>Generar la señal con el arduino simulando un boton.</p> <p>Empezar a grabar y terminar de grabar.</p>	La señal generada empieza a grabar y termina de grabar el video.

Sistema de energía

Cuadro 68. Pruebas sistema de energía

<i>Prueba</i>	<i>Variables</i>	<i>Qué se quiere lograr</i>	<i>Restricciones</i>	<i>Equipo Usado/Requerido</i>	<i>Procedimiento</i>	<i>Criterio de decisión</i>
<i>Energía</i>	Voltaje Corriente Potencia	La energía para todo el sistema es manejada por un switch	-	<ul style="list-style-type: none"> • Batería • Switch • Sistema general 	Colocar el switch de manera que sea quien encienda y apague todo el sistema	Switch realiza: encendido y apagado del sistema.
<i>Batería</i>		Medir el voltaje de la batería usando el ADC del arduino	-	<ul style="list-style-type: none"> • Arduino Pro Mini • Batería • Resistencias • Computadora 	Conectar la salida del circuito divisor de voltaje al ADC del arduino. Convertir lo medido a valores de voltaje. Comparar el voltaje obtenido con el de la batería.	Valor obtenido es igual al de la batería o muy similar.
<i>Energía</i>	Corriente Voltaje Potencia	Regulador de 3.3V es capaz de proveer energía al arduino, GPS, sensor de altitud/temperatura y Xbee	Capacidad de regulador 1A	<ul style="list-style-type: none"> • Regulador de voltaje LD1117/A • Componentes 	Conectar la salida del regulador a todos los componentes necesarios.	El regulador es capaz de proveer el voltaje regulado a todos los componentes

En el caso de las pruebas con el servomotor, se realizaron pruebas para verificar su funcionamiento. El servo debía de ser colocado en una posición de 0° y al momento de enviar la señal de activación, este debía moverse a una posición de 90°.

Software de vuelo

Cuadro 69. Pruebas software de vuelo

<i>Prueba</i>	<i>Variables</i>	<i>Qué se quiere lograr</i>	<i>Restricciones</i>	<i>Equipo Usado/Requerido</i>	<i>Procedimiento</i>	<i>Criterio de decisión</i>
<i>Software de vuelo</i>	GPS Altitud Temperatura Tiempo	Generación de cadena según requerimiento	Formato de la cadena	<ul style="list-style-type: none"> Sistema general completo Fuente de energía Computadora 	Generar la cadena de datos con el formato requerido y preparar para envío cada 2 segundos.	La cadena se elaboró con respecto a su formato y se envía cada 2 segundos.
<i>Software de vuelo</i>	Altitud	Comparar la altitud del CanSat para la toma de decisiones según estados.	Altitud inicial del CanSat	<ul style="list-style-type: none"> Sistema general completo Fuente de energía Computadora. 	Generar un algoritmo de comparación de altitud para determinar estados del CanSat.	El algoritmo indica el estado del CanSat y genera la activación de los componentes.

5. SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS. Siguiendo el orden en que se ha explicado el desarrollo de los módulos, se describirá primero las pruebas realizadas con el XBee. Lo primordial en el caso del XBee era garantizar una distancia de transmisión de datos de 1400 metros. El fabricante asegura que en espacios completamente abiertos y con una línea de visión directa es posible tener una conexión con una distancia de 1600 metros. El problema con esta prueba era la localidad. Dentro de la ciudad no encontramos un lugar con tanto espacio libre. Se habló con las autoridades del aeropuerto de Quetzaltenango solicitando permiso para utilizar su poco transitada pista para realizar las pruebas. Se obtuvo el ingreso un día sábado. La pista del aeropuerto quetzalteco cuenta con aproximadamente 2 km de longitud, como se muestra en la , por lo que la localidad era ideal.

Figura 101. Longitud pista aeropuerto Quetzaltenango



Las pruebas fueron realizadas con dos computadoras, cada una con el software X-CTU del fabricante que permite hacer una prueba de rango, la cual consiste en enviar un paquete de datos con todos los caracteres del alfabeto constantemente entre ambos XBees, es importante que la cadena de caracteres sea exactamente igual en ambos programas para poder comparar el envío y recepción de los datos de manera correcta. El software automáticamente detecta cuantos paquetes fueron enviados y recibidos correctamente y muestra estadísticas sobre la prueba realizada. Se envió un paquete de datos exactamente igual al paquete creado por el módulo de sensores.

El experimento consistió en alejar uno de los XBees mientras que el otro se quedaba estático, simulando el comportamiento que se experimentaría en el vuelo del CanSat. Se realizaron dos corridas de datos, una a baja velocidad con el objetivo de detectar a que distancia se perdía la comunicación, la distancia fue medida utilizando un teléfono celular con una aplicación para corredores donde se registra el recorrido y la otra corrida a alta velocidad con el objetivo de detectar si la velocidad afectaba la distancia antes recorrida.

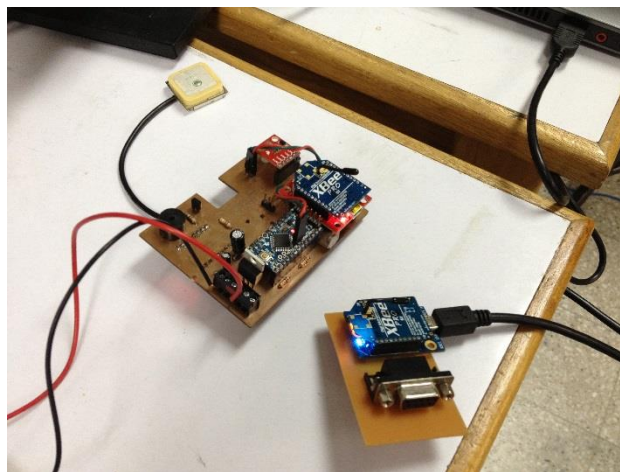
Para ambas corridas se alimentaron los XBees con los puertos USB de las computadoras y se utilizó un vehículo para recorrer las distancias necesarias y alcanzar altas velocidades. La Figura 102 fue obtenida en la primera corrida.

Figura 102. Experimento de distancia XBee



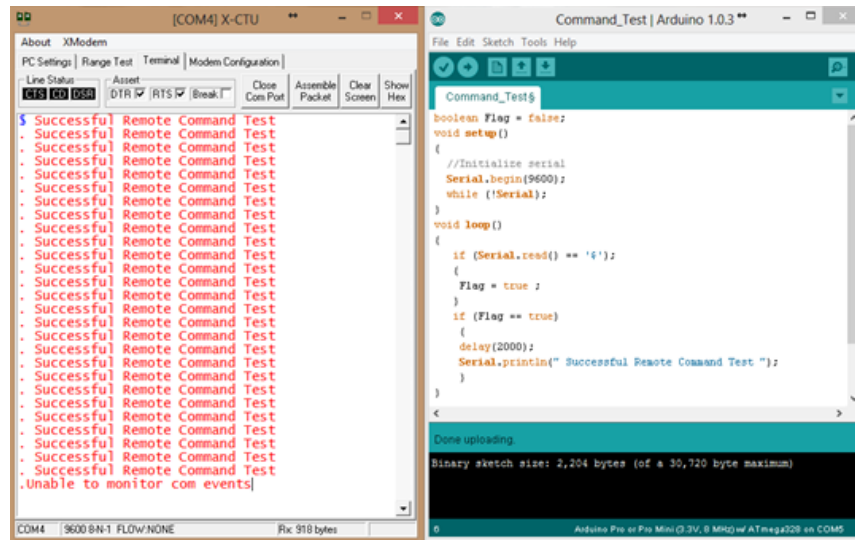
Otra prueba realizada para ambos módulos involucraba la placa impresa, una vez soldados los componentes y corroborado que todas las pistas tuvieran continuidad solo donde debían. Se encendió el circuito y se simuló un vuelo con la computadora conectada directamente al XBee de la antena, esta prueba fue necesaria para comprobar que todo funcionaba perfectamente antes de ensamblar el MicroSatélite. Esta prueba fue documentada con la Figura 103.

Figura 103. Prueba final placa impresa



Otro requerimiento a cumplir que necesitó prueba fue el inicio de transmisión de datos una vez que la computadora diera el comando. No se podía transmitir datos desde que se inicializaba el CanSat. Para realizar la prueba se realizó una simulación sencilla con un microcontrolador y un XBee. El encargado de iniciar la transmisión era el microprocesador. La siguiente figura muestra la prueba realizada.

Figura 104. Prueba de comando de transmisión



Para la competencia se presentó un reporte de pruebas, donde se especificaban las pruebas realizadas y a realizar en su momento, se presentan ambos cuadros como referencia a lo antes descrito.

Cuadro 70. Pruebas realizadas para Módulo de Monitoreo de Comunicaciones

<i>Prueba</i>	<i>Qué se quiere lograr</i>	<i>Equipo utilizado/requerido</i>	<i>Procedimiento</i>	<i>Criterios para aprobación</i>
<i>Comunicar XBee con Programa</i>	Establecer conexión entre XBee y el programa desarrollado	XBEE, Computadora, Adaptador Parallax USB	Abrir puerto Serial en computadora, leer datos y desplegarlos en un cuadro de texto.	Los datos fueron desplegados
<i>Separar Datos enviados por CanSat</i>	Leer e interpretar los datos enviados por en CanSat por medio del XBee	XBEE, Computadora, Adaptador Parallax USB	Interpretar y separar los datos recibidos. Desplegar en distintos cuadros de texto.	Paquetes recibidos e interpretados correctamente
<i>Decodificar Datos</i>	Transformar el formato de los datos para poder ser leídos y entendidos	XBEE, Computadora, Adaptador Parallax USB	Utilizar fórmulas matemáticas para decodificar los datos	Los datos son correctos, por ejemplo la posición del GPS es correcta
<i>Graficar Altitud y Temperatura</i>	Mostrar las variaciones de altitud y temperatura percibidas por sensores.	Computadora, Visual Studio 2012	Programar las gráficas en tiempo real y desplegarlas en pantalla	Los gráficos se comportan como se esperaba, mostrando cambios de una forma entendible.

Cuadro 71. Pruebas realizadas para Módulo de Comunicación y Manejo de Datos

<i>Prueba</i>	<i>Qué se quiere lograr</i>	<i>Equipo utilizado/ requerido</i>	<i>Procedimiento</i>	<i>Criterios para aprobación</i>
<i>Configuración XBee</i>	Configurar el NET-ID al número del equipo, Crear Red Zigbee, Evitar el Broadcast Mode	Software: X-CTU Hardware: Adaptador XBEE-USB	Configurar parámetros necesarios en XBee	Comunicación solamente entre los dos XBees configurados
<i>Comunicación entre XBees</i>	Enviar datos entre dos dispositivos	Terminal en Software X-CTU, dos computadoras, dos XBees	Conectar cada XBEE a una computadora distinta, iniciar el software X-CTU, ir a pestaña Terminal, enviar datos y verificar recepción en ambos lados.	Todos los datos fueron transferidos correctamente
<i>Rango XBee</i>	Determinar la máxima distancia de comunicación	Prueba de Rango en Software X-CTU, dos computadoras, dos XBees	Iniciar la prueba y separar hasta obtener un porcentaje de rango del 0%	La distancia es mayor a 700 metros
<i>Comando de Inicialización</i>	Enviar datos hasta recibir comando de tierra	Computadora, XBee.	Realizar la programación hasta tener éxito	Datos no son enviados hasta recepción de comando
<i>Consumo de Corriente</i>	Medir el consumo de corriente real de XBee.	Fuente de Poder, XBee	Conectar el XBee a la fuente de poder con 3.3V y medir la corriente consumida	-

VIII. RESULTADOS

A. SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL

Para poder comprobar el funcionamiento del sistema se debió llevar a cabo cierto número de pruebas. Como se definió anteriormente, varias de estas pruebas necesitaban tener todos los elementos terminados, lo cual no se pudo completar debido a la tardanza de manufactura. Cuando todos los elementos se tuvieron listos existía un riesgo muy grande de lastimarlos y no existía la posibilidad de repetirlos. Por esta razón se decidió realizar solamente dos pruebas que se definieron como más importantes: la prueba de supervivencia del huevo y la prueba de separación del contenedor y la carga útil.

Prueba de supervivencia del huevo

Se realizaron 10 pruebas de caída libre con el compartimiento del huevo. Se inició las pruebas probando con diferentes volúmenes de EPS y diferentes posiciones del huevo. Las primeras 6 pruebas fueron fallidas ya que el huevo se recuperó lastimado y debía de sobrevivir la caída para verificar que sobreviviría la misión al caer a 8.5 m/s. Se utilizaron pesos variables de EPS así como diferentes posiciones del huevo. Los resultados de las pruebas se resumen en el cuadro de resultados de supervivencia con EPS.

Debido a que se obtuvieron cuatro resultados exitosos seguidos con la configuración de 3 gramos de EPS y el huevo colocado horizontalmente, se eligió esta configuración para el sistema de protección del huevo. Además, sobrevivió a una velocidad de 10m/s la cual es 15% mayor a la velocidad de diseño del sistema de descenso de la carga útil. Además, en ninguna de las pruebas se modificó la configuración del compartimiento del huevo. Esto demuestra que el compartimiento si será capaz de soportar el impacto sin importar el sistema de protección del huevo.

Para verificar si la opción del cilindro con Oobleck funcionaría, se realizaron 4 pruebas. Estas pruebas sirvieron solamente para comprobar la teoría del fluido no newtoniano. Para llevar a cabo estas pruebas se utilizó el mismo contenedor que para las pruebas con EPS. La mezcla de harina de maíz y agua fue con una proporción de 3:1. Las cuatro pruebas realizadas utilizando este método fueron exitosas, aunque no se logró mantener el huevo en la posición vertical que se requería. Aun así, en ninguna de las pruebas el huevo sufrió ninguna lastimadura. El volumen utilizado de Oobleck varió dependiendo el tamaño del huevo que se utilizara, lo cual era una de las razones por las cuales no se podría utilizar para la competencia.

Cuadro 72. Resultados de pruebas de supervivencia con Oobleck

Prueba	Supervivencia
Compartimiento con Oobleck	El huevo sobrevivió sin ningún problema.
Compartimiento con Oobleck	El huevo sobrevivió sin ningún problema.
Compartimiento con Oobleck	El huevo sobrevivió sin ningún problema.
Compartimiento con Oobleck.	El huevo sobrevivió sin ningún problema.

Cuadro 73. Resultados de prueba de supervivencia con EPS

Prueba	Supervivencia
Compartimiento con 2 gramos de EPS y huevo vertical	El huevo se destruyó completamente.
Compartimiento con 2 gramos de EPS y huevo vertical	El huevo se rajó pero no se destruyó.
Compartimiento con 2 gramos de EPS y huevo horizontal	El huevo se rajó pero no se destruyó.
Compartimiento con 2 gramos de EPS y huevo vertical	EL huevo se destruyó completamente.
Compartimiento con 3 gramos de EPS y huevo vertical	Se creó un agujero en la punta superior del huevo.
Compartimiento con 3 gramos de EPS y huevo horizontal.	Se creó un rayón pequeño en el huevo.
Compartimiento con 3 gramos de EPS y huevo horizontal.	El huevo sobrevivió sin ningún problema.
Compartimiento con 3 gramos de EPS y huevo horizontal.	El huevo sobrevivió sin ningún problema.
Compartimiento con 3 gramos de EPS y huevo horizontal.	El huevo sobrevivió sin ningún problema.
Compartimiento con 3 gramos de EPS y huevo horizontal.	El huevo sobrevivió sin ningún problema.

Prueba de separación de la carga útil y el contenedor

Se realizaron dos pruebas de separación de la carga útil y el contenedor. La primera como se mencionó en el diseño, constaba de sostener el sistema armado por el contenedor y enviar el mando al servomotor para que el accesorio de posicionamiento girara. Esta prueba se realizó a 50 cms del suelo para evitar que cualquier elemento del CanSat pudiera lastimarse. La prueba resultó exitosa y se separaron según estaba planeado.

La segunda prueba de separación se realizó según el diseño de la misma y resultó igualmente exitosa. Ambos elementos se separaron sin ningún problema. Al tener los resultados de ambas pruebas se puede inferir que la separación en el momento de la misión sería exitosa.

B. SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DEL CANSAT

Debido a problemas en el circuito eléctrico y programación no se pudo establecer la velocidad de descenso del sistema de estabilización (paracaídas) por medio de telemetría. Se decidió lanzar el CanSat separado del Container lo que provocó que el CanSat y Container se separaran inmediatamente luego de salir del cohete, y por lo tanto no se obtuvo telemetría que se pudiera relacionar con el paracaídas de descenso.

Sin embargo sí se pudo comprobar (visualmente) que el paracaídas se desplegó correctamente del Container luego de salir del cohete. También se pudo verificar luego de su recuperación que no presentaba ningún daño o señal de algo que hubiera impedido su correcto funcionamiento. Todos los componentes del mismo soportaron el descenso sin ningún problema.

C. SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT

Luego de llevar a cabo el proceso de diseño y las pruebas se logró desarrollar un sistema de descenso plegable capaz de reducir la tasa de caída de la carga útil a un valor cercano a los 9 m/s, resistente a las fuerzas normales de operación e impacto y que fuera compatible con los demás sistemas del CanSat. La prueba final, y para la cual fue diseñado el sistema fue su lanzamiento hasta 700 metros de altura, para luego desplegarse tras la separación de la carga útil de su contenedor; a ocurrir a los 400 metros. El lanzamiento fue realizado en un rancho en Burkett, Texas el día 8 de junio del 2013, como parte de la competencia a en la cual se participó.

El lanzamiento se llevó a cabo con un retraso debido a problemas que se tuvo con los componentes electrónicos del sistema. Fue necesario solicitar una prórroga de tiempo para intentar solucionar estos problemas. Sin embargo, no fueron solucionados al cien por ciento. Por esta razón, en el momento previo al lanzamiento nos reunimos como equipo y se analizó la situación. Debido a las pocas probabilidades que se tenía de que sucediera la separación del contenedor y la carga útil, se tomó la decisión de enviar la carga útil dentro del contenedor pero con el mecanismo de unión entre ambos desactivado. Esta decisión se tuvo que tomar de forma rápida pues no se tenía más tiempo para ello

Figura 105. Estado en que se encontró el CanSat luego del lanzamiento.



Al realizar el lanzamiento se pudo observar, con cierta dificultad, que el CanSat logró salir del compartimiento de carga del cohete. Y tal como y era de esperarse, inmediatamente después de salir se dio la separación de la carga útil y de su contenedor. Respecto al sistema de descenso, no se observó ningún indicio de que este se desplegara, el objeto que caía se veía en su forma retraída. Inmediatamente después del aterrizaje, se inició con la búsqueda y localización del CanSat. Este se encontró a unos 200 metros del punto de lanzamiento. En la Figura 105 se muestra lo que se encontró al llegar al sitio de aterrizaje. Lo que se pudo observar al recuperarlo fue daños fuertes a la estructura, así como la rotura de 3 de los Aerobrakes del sistema de descenso, así como la deformación de uno de los pasadores de la bisagra. Al observar esto, fue evidente que el CanSat se había precipitado a una velocidad más alta de lo estipulado. Esto se atribuye al hecho de que no se desplegó el sistema de descenso de la carga útil.

D. SISTEMA DE SENSORES Y SISTEMA DE ENERGÍA

Cabe mencionar que para poder realizar la misión, poder lanzar el CanSat, era necesario cumplir con todos los requerimientos enlistados para cada sistema. Se pasó por una revisión por parte de los encargados de la competencia un día previo al lanzamiento y todo se completó con éxito.

Se tuvieron problemas con el funcionamiento del cargador de la batería. El cargador utilizado fue el “IMAX B-6”. El cual es un cargador rápido, con un microprocesador de alto rendimiento y un software

especializado. Es capaz de cargar baterías de Li-ion, LiPo, LiFe así también como de NiCd y NiMH. Tiene un programa de carga o descarga, especial para cada tipo de batería, debido a que cada una cuenta con características químicas diferentes, haciendo que el proceso de carga o descarga sea especializado.

El problema con el cargador mencionado, se dio el día anterior a la competencia, así también como el día de la competencia. Se observó un comportamiento que no se había observado antes. El software del cargador no inicializaba, lo cual hizo que no se pudiera cargar la batería el día anterior, ni el día de la competencia con este cargador.

Debido al problema con la carga de la batería el día del lanzamiento, el Software de vuelo no funcionó como se esperaba. Se observó un funcionamiento anormal del software de vuelo, se obtenían datos y estos eran enviados en la cadena siguiendo el formato requerido, pero por momento se enviaban datos cada 2 segundos y por momentos esta tasa incrementaba a un envío de datos cada 20 segundos.

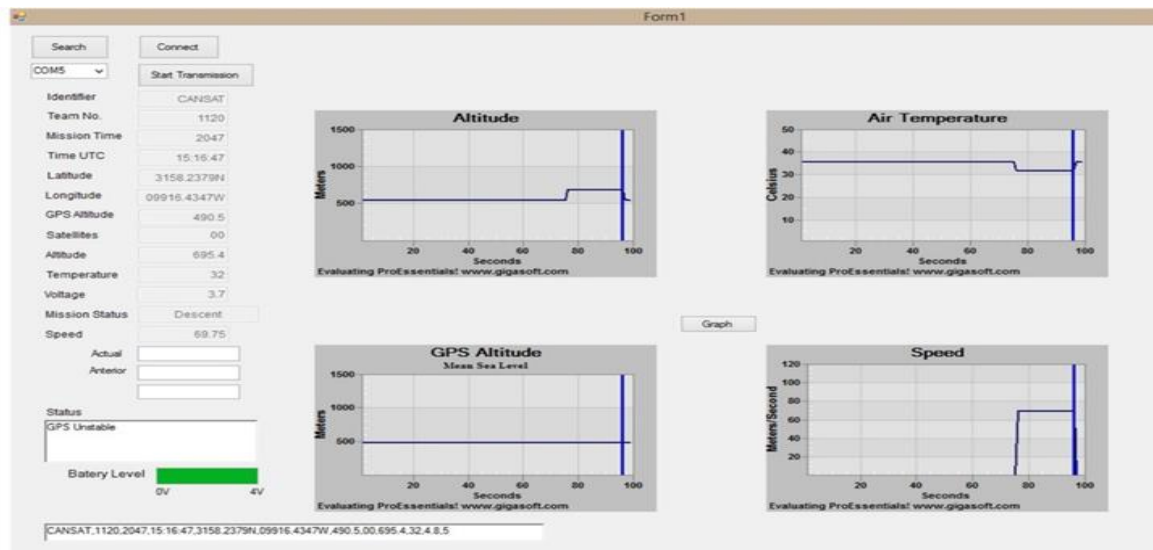
Al momento de introducir el CanSat en el cohete para su despegue y realización de la misión, el GPS se desestabilizó, esto debido a que no tenía una línea de vista directa con los satélites, por lo que la información obtenida del GPS no era precisa. El GPS nos proporcionaba datos de la última toma de datos en estado estable. La Figura 106 muestra los datos obtenidos durante la misión, estos datos fueron obtenidos por parte del módulo de comunicación y manejo de datos.

Debido al impacto del MicroSatélite luego del descenso, la microSD de la cámara de video, se salió de su compartimiento. Al momento de extraer el video de la memoria, este archivo se encontraba corrupto, por lo que no nos fue posible ver lo que se había grabado.

Figura 106. Datos obtenidos al iniciar transmisión el día de lanzamiento

	TEAM ID	MISSION TIME	GPS_TIME	GPS_LAT	GPS_LONG	GPS_ALT	GPS_SAT	ALT_SENSOR	TEMP	BAT_V	STATE
CANSAT	1120	97	14:44:12	3158.2428N	09916.4256W	512.2	4	553.5	31	3.7	2
CANSAT	1120	99	14:44:14	3158.2371N	09916.4499W	510.2	4	552.8	31	3.7	2
CANSAT	1120	101	14:44:16	3158.2388N	09916.4479W	510	10	551.9	31	3.7	2
CANSAT	1120	103	14:44:18	3158.2389N	09916.4492W	509.4	10	552.4	31	3.7	2
CANSAT	1120	105	14:44:20	3158.2384N	09916.4495W	508.3	9	552.9	31	3.7	2
CANSAT	1120	107	14:44:22	3158.2383N	09916.4497W	507.7	10	552.6	31	3.7	2
CANSAT	1120	109	14:44:24	3158.2383N	09916.4497W	507.7	10	553.1	31	3.7	2
CANSAT	1120	129	14:44:44	3158.2377N	09916.4498W	480.1	0	550.5	31	3.7	2
CANSAT	1120	149	14:45:03	3158.2377N	09916.4498W	480.1	0	551.7	31	3.7	2
CANSAT	1120	151	14:45:05	3158.2489N	09916.4433W	504.7	3	551.9	31	3.7	2
CANSAT	1120	171	14:45:25	3158.2394N	09916.4485W	505	4	553.3	31	3.7	2
CANSAT	1120	191	14:45:45	3158.2423N	09916.4462W	505.4	6	550.7	31	3.7	2
CANSAT	1120	211	14:46:05	3158.2421N	09916.4573W	505.8	7	550.9	31	3.7	2
CANSAT	1120	231	14:46:25	3158.2450N	09916.4429W	505.7	7	550.9	31	3.7	2
CANSAT	1120	251	14:46:45	3158.2403N	09916.4359W	506.4	5	550.8	31	3.7	2
CANSAT	1120	271	14:47:05	3158.2370N	09916.4358W	507	8	550.9	31	3.7	2
CANSAT	1120	291	14:47:25	3158.2401N	09916.4340W	508.1	5	551.1	31	3.7	2
CANSAT	1120	311	14:47:45	3158.2387N	09916.4338W	506.9	4	550.9	31	3.7	2
CANSAT	1120	331	14:48:05	3158.2401N	09916.4325W	506	7	550.6	31	3.7	2
CANSAT	1120	350	14:48:25	3158.2401N	09916.4325W	481.2	0	550.5	31	3.7	2
CANSAT	1120	370	14:48:45	3158.2334N	09916.4351W	501.8	4	550.5	31	3.7	2
CANSAT	1120	390	14:49:05	3158.2175N	09916.4314W	515.5	4	551.4	31	3.7	2
CANSAT	1120	392	14:49:07	3158.2379N	09916.4347W	515.3	5	551.3	31	3.7	2
CANSAT	1120	412	14:49:27	3158.2379N	09916.4347W	490.5	0	551.9	31	3.7	2
CANSAT	1120	414	14:49:29	3158.2379N	09916.4347W	490.5	0	551.6	31	3.7	2
CANSAT	1120	416	14:49:31	3158.2379N	09916.4347W	490.5	0	551.7	31	3.7	2
CANSAT	1120	436	14:49:51	3158.2379N	09916.4347W	490.5	0	551.8	32	3.7	2
CANSAT	1120	456	14:50:11	3158.2379N	09916.4347W	490.5	0	552.6	32	3.7	2

Figura 107. Datos obtenidos en base de lanzamiento en tierra, en estado de descenso



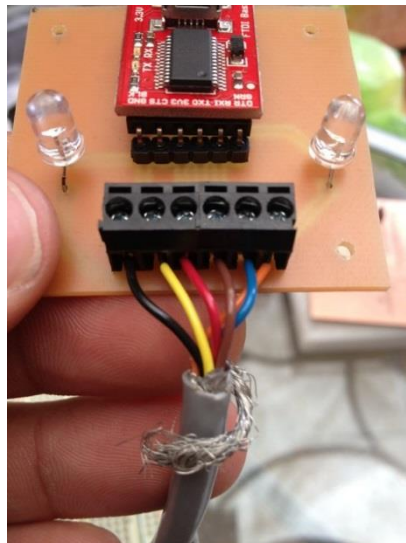
E. SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS

La competencia duraba tres días, el primer día constaba de una verificación de cumplimiento de ciertos requerimientos necesarios para poder lanzar en el segundo día y en el tercer día se presentaban resultados del lanzamiento del día dos.

El primer día, todos los circuitos estaban listos, el programa se encontraba corriendo como se esperaba pero se tuvo el problema que el CanSat no respondía al comando de iniciar la transmisión de datos como en las pruebas realizadas en Guatemala. Este requisito era indispensable para poder lanzar el día siguiente. Tras horas de pruebas se logró una transmisión exitosa y así se aseguró el lanzamiento aprobando todas las pruebas del día.

El día del lanzamiento surgió el mismo problema que el día anterior, el lanzamiento programado fue abortado ya que no se lograba el inicio de la transmisión de datos correctamente. La comunicación entre módulos XBee funcionaba, la computadora enviaba los datos y el circuito los recibía pero no era capaz de inicializar todos los componentes para empezar la transmisión. Esto fue verificado gracias a dos luces LED instaladas en la placa que recibía el cable de la antena y se conectaba a la computadora. Una luz indicaba que el XBee de la antena estaba encendido y la otra parpadeaba si existía comunicación entre módulos.

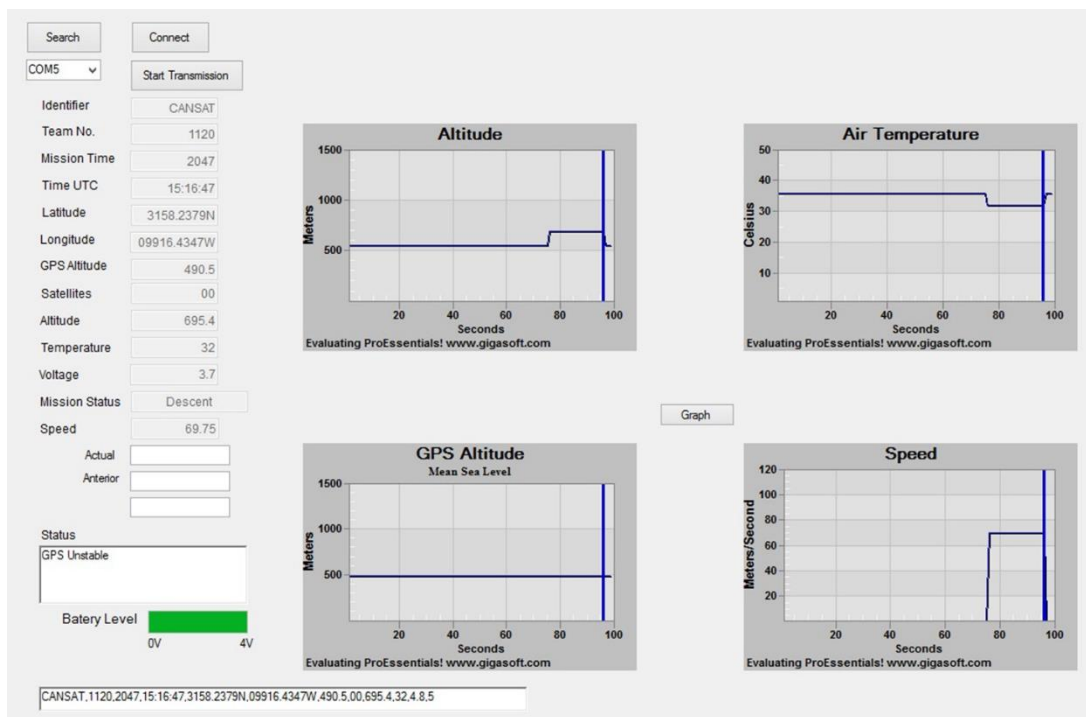
Figura 108. Placa receptora del cable de la antena



Tras varios intentos y cambios en la programación del software de vuelo se logró inicializar el circuito y enviar datos al recibir el comando de la computadora. Logrando así lanzar el CanSat. El circuito enviaba datos intermitentemente y no cada dos segundos como se planificó.

En cuanto a software los resultados fueron los esperados, el programa fue capaz de recibir los datos del CanSat, desglosarlos, graficar en tiempo real, almacenar los datos en un archivo .CSV y detectar un reset en el CanSat para luego hacer algo al respecto. Una muestra del funcionamiento del programa se presenta en los siguientes gráficos y figura, donde se comparan los resultados del vuelo en una captura de la pantalla el día del lanzamiento y gráficos realizados en Excel de los datos almacenados en el archivo .CSV

Figura 109. Captura pantalla de programa en funcionamiento durante lanzamiento



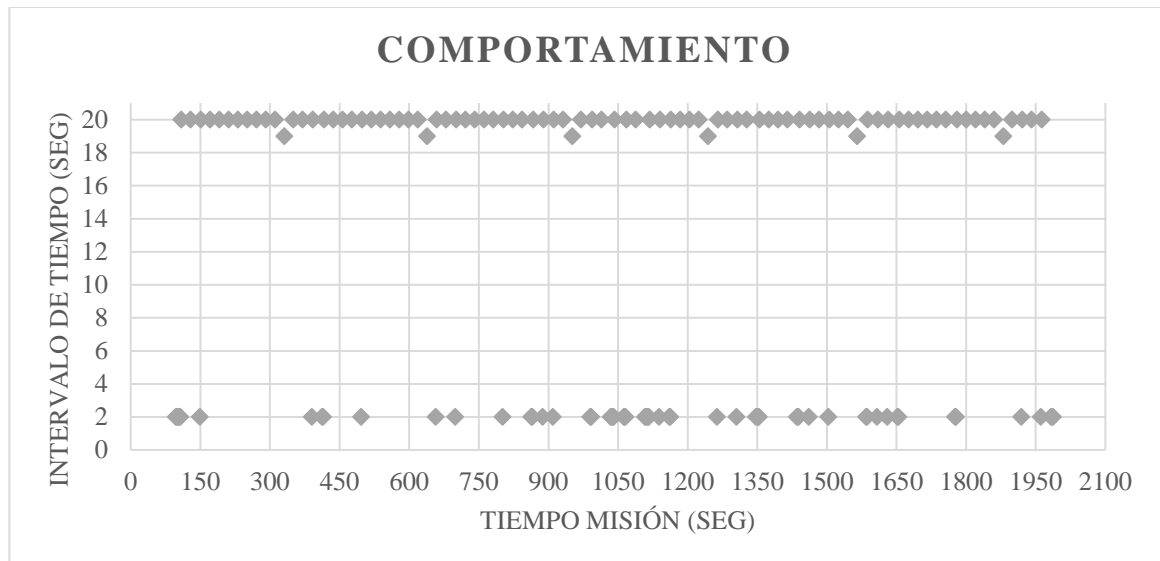
Como se tenía que graficar en tiempo real y el CanSat enviaba datos cada dos segundos, se refrescaban las gráficas cada segundo y el rango de tiempo (eje X) era de 100 segundos. Esto resultó ideal a la aplicación ya que mientras se graficaban los datos, la ventana de 100 segundos permitía observar el cambio que sufrían los datos durante el vuelo.

Explicando un poco la estructura de la interfaz gráfica: a la izquierda de la pantalla se tenía el desglose de los datos, abajo del desglose estaba el cuadro de texto de estado, acá se mostraban mensajes si algún error en la comunicación con la antena se daba y se mostraba el estado del GPS. El nivel de la batería era mostrado en una barra de estado y hasta abajo se mostraba la cadena de datos que enviaba el CanSat. Por su puesto a

la derecha los 4 gráficos que interesaban, con un botón que permitía elegir en qué momento se empezaba a graficar. La velocidad era estimada y graficada aunque no fue un requerimiento de la competencia por lo que aparece en la interfaz gráfica pero no se guardaron datos en el archivo .CSV porque este archivo se entregaba a los organizadores de la competencia para calificación y la velocidad no era parte de lo solicitado.

Los datos almacenados en el archivo .CSV generan los siguientes gráficos. En ellos se muestran los datos almacenados desde que el satélite logró enviar los datos correctamente hasta que ya no se recibió nada por lo que se tendrá una variación entre los gráficos mostrados la Figura 109 y los generados en Excel ya que los que se muestran en la imagen son de los últimos 100 segundos de la misión. La misión según los datos almacenados duró 32.5 minutos.

Gráfico 4. Intervalos de transmisión CanSat



Este gráfico muestra el comportamiento en que el CanSat enviaba los datos. Inicialmente se definió que este intervalo de tiempo sería de dos segundos pero como ya se mencionó antes, el envío de datos fue intermitente por parte del CanSat. Se observa que la mayoría de veces que el CanSat transmitió datos fue cada 20 segundos, luego unas cuantas veces transmitió cada 2 y seis veces transmitió cada 19 segundos.

El tiempo de misión es mostrado en el eje X en todos los gráficos. El CanSat inició la transmisión de datos 97 segundos después de ser encendido y los 32.5 minutos de misión se traducen en 1,950 segundos por lo que el rango del tiempo de la misión va de 97 a 2,047 segundos.

Gráfico 5. Altitud recopilada por GPS

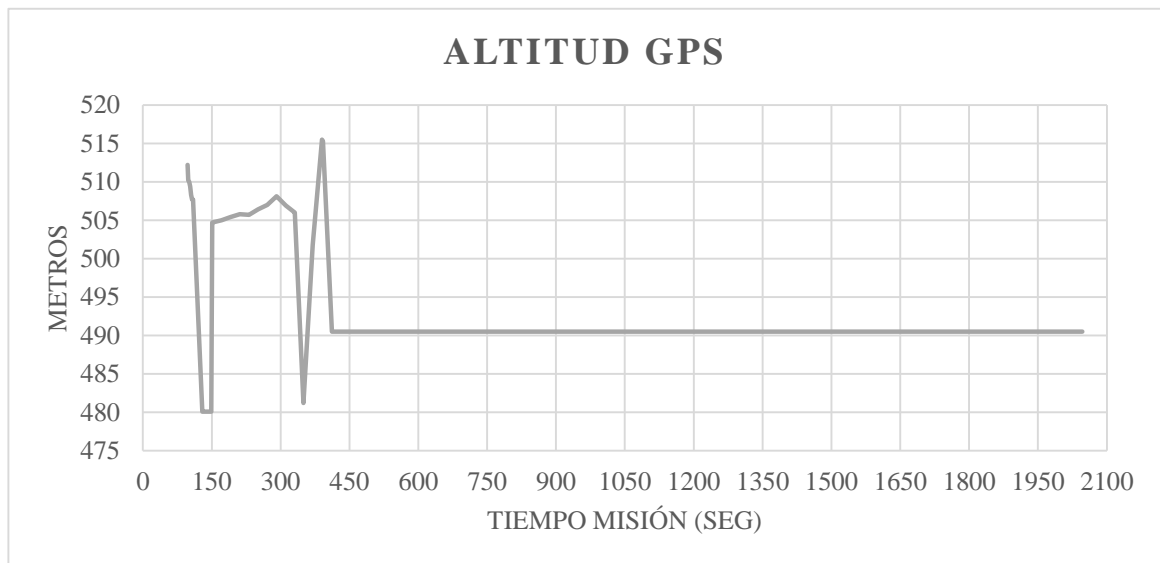
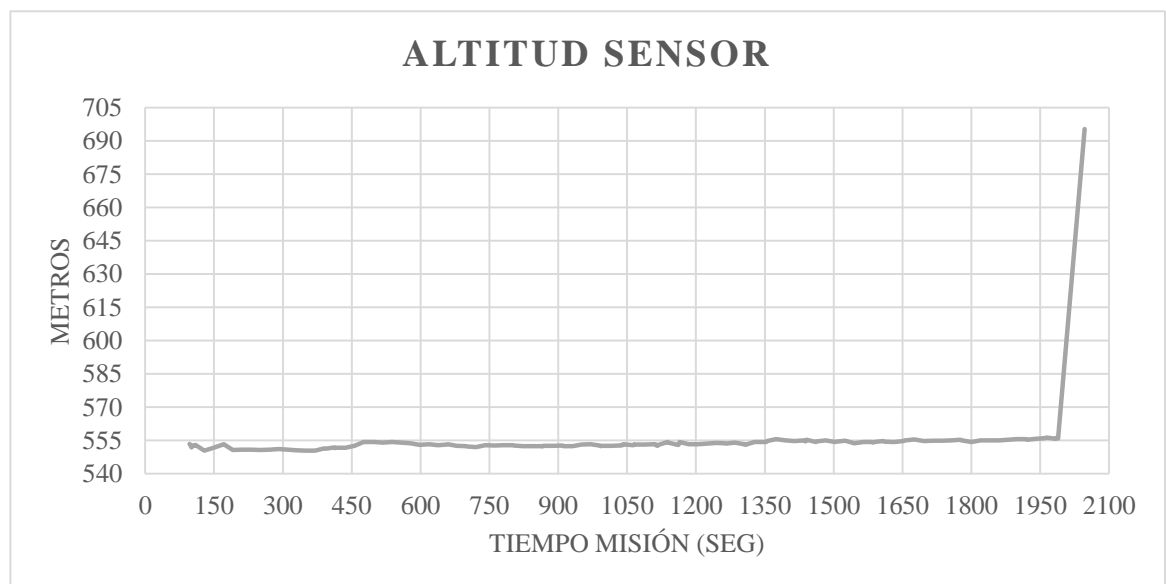
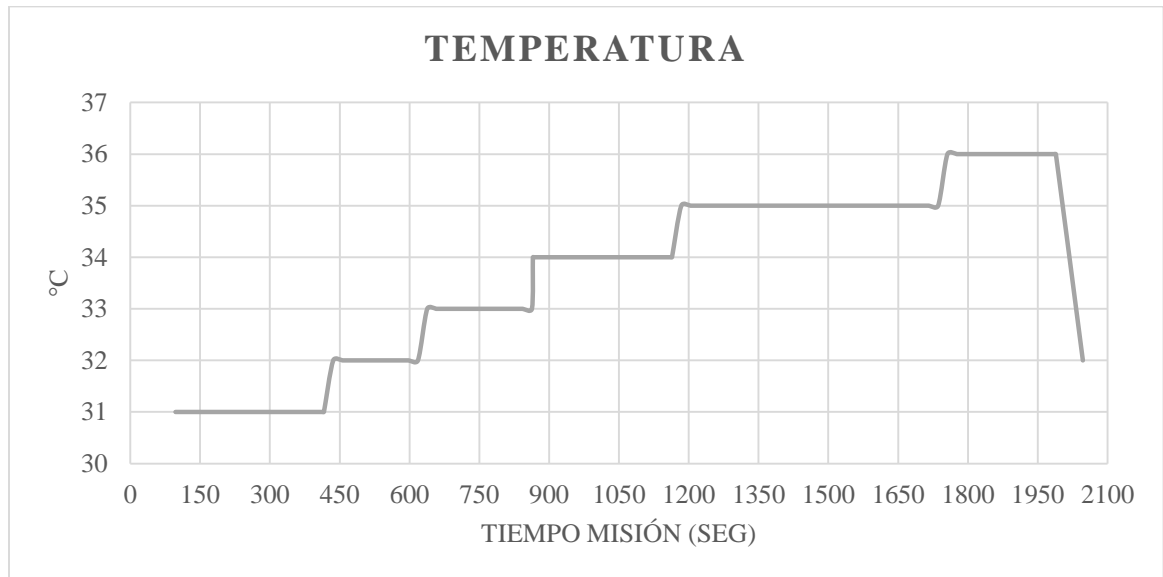


Gráfico 6. Altitud recopilada por sensor



Los gráficos muestran las altitudes percibidas por dos sensores distintos expresadas en metros sobre el nivel del mar. Los datos más exactos fueron obtenidos por el sensor de altitud, ya que como se observa en el GPS la estabilización fue un problema. El cambio de altitud que se registra fue durante el descenso, la diferencia es de 139.5 metros. Se observa un cambio positivo ya que el último dato de altitud que el CanSat envió fue estando en la base del lanzamiento.

Gráfico 7. Temperatura del aire



En este gráfico se registra el aumento de la temperatura desde el momento en que el CanSat fue introducido en el cohete hasta que dejó de transmitir datos.

Cabe mencionar que la variación entre el gráfico de temperatura del programa y el gráfico generado del archivo se debe al intervalo de tiempo que se despliega. En el programa se despliegan los últimos 100 segundos de la misión mientras que el gráfico generado despliega datos desde que el CanSat empezó la transmisión de datos. Al igual con la altitud GPS.

Los circuitos impresos funcionaron de acuerdo a lo diseñado, una vez el microcontrolador logró establecer conexión con los sensores, los datos que se tenían que leer y enviar fueron enviados. En el impacto se perdieron un par de componentes, al reemplazarlos y encender los circuitos, los datos empezaron a ser leídos y enviados a la computadora. El buzzer estuvo activo durante el vuelo, ya que se programó que una vez se estableciera conexión este empezaría a emitir sonido. El objetivo del buzzer era para poder localizar el CanSat luego del impacto. El impacto fue tan fuerte que la batería se desconectó por lo que no sonó luego del impacto.

IX. DISCUSIÓN DE RESULTADOS

El día de la competencia se tuvo medio día para terminar de armar los componentes necesarios y de comprobar el funcionamiento de todos los elementos. Durante este tiempo todos los elementos funcionaron exitosamente y había comunicación con el CanSat. El CanSat se entregó a las 12:00 p.m. el día de la competencia y el lanzamiento estaba planificado para la 1:30 p.m. Cuando se tomó el CanSat para prenderlo y comenzar la comunicación, se verificó que se estaba teniendo una brecha de comunicación de 20 segundos. Durante esta brecha de tiempo no existía la posibilidad de comunicarse con el CanSat, lo cual limitaba la posibilidad de delimitar la altura a la que se encontraba el CanSat y no era posible accionar el funcionamiento del servo. Esto no permitiría la separación de la carga útil del contenedor en el momento adecuado y la misión se vería comprometida, ya que no se podía asegurar que estos elementos se separaran. Esta era una de las partes con más puntaje de la competencia, además de que no se iban a poder graficar los datos con la frecuencia requerida de 2 segundos. Estos problemas harían que el puntaje se disminuyera y además no se podría comprobar el funcionamiento del CanSat ya que antes de la competencia no fue posible comprobar el funcionamiento del sistema completo.

El módulo de Sistema de Sensores funcionó exitosamente, pues aunque al momento del lanzamiento el GPS perdió conexión con los satélites, este todavía transmitía información sobre el último dato obtenido. De igual manera, el sensor de altitud y temperatura funcionó como se esperaba, este era el más importante debido a que a partir de los datos de altitud se tomaban las decisiones críticas, tales como el accionamiento de la cámara de video y del servomotor.

De los resultados obtenidos el día de la competencia se puede observar que el software de vuelo tuvo un comportamiento anormal, el módulo de comunicaciones y manejo de datos en tierra recibía los datos cada 2 segundos por momentos y cada 20 segundos la mayoría del tiempo, como se mencionó anteriormente. Esto afectó en los resultados de la misión ya que no se puede observar el recorrido del CanSat como se esperaba. Se tiene solamente un dato de cuando el MicroSatélite se encontraba en el estado de descenso. Esto corrobora que el software de vuelo estaba funcionando, pero tenía un comportamiento que no era el esperado y el comprobado en las pruebas realizadas.

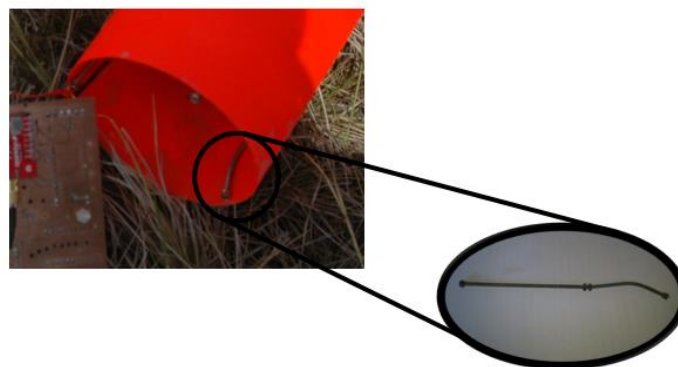
Al realizar las pruebas con la batería se pudo observar que ésta suministraba suficiente carga y potencia para todo el circuito. A pesar de esto, lo cual fue corroborado varias veces en realización de pruebas, se pudo notar que cuando la batería no estaba 100% cargada le costaba encender todos los componentes. Este tipo de batería cuando está cargada totalmente debido al circuito de protección que posee, su voltaje llega hasta 4.3V, cuando esta descargada su voltaje puede llegar hasta 2.4V, en el caso de que la batería no esté totalmente cargada, afecta el comportamiento de los componentes, ya que estos funcionan con un voltaje de 3.3V.

Debido a los problemas con el cargador de la batería el día del lanzamiento, la carga de la batería no se realizó correctamente. Luego de una búsqueda entre los equipos participantes, un equipo nos proporcionó un cargador, no se sabían las especificaciones del cargador, pero por cuestiones de tiempo se utilizó. Este cargador sólo pudo cargar la batería por un corto tiempo, lo cual influyó en el funcionamiento del sistema general al momento de la realización de la misión. Este tipo de baterías proporcionan energía según su carga.

El equipo completo tomó la decisión de enviar la carga útil sin colocar el accesorio de posicionamiento en la tapadera delimitada para el mismo. Esto creaba un riesgo de que al momento de salir expulsado del cohete en el momento de la separación, el contenedor y la carga útil se separarían inmediatamente. Se envió de esta manera y al momento de salir del cohete, efectivamente ambos elementos se separaron. El contenedor y la carga útil cayeron individualmente y durante el descenso se observó que la carga útil comenzó a caer invertida y no se observó ningún indicio de que el sistema de descenso de la carga útil se desplegara. Esto hizo que la carga útil tuviera una caída libre y el impacto fuera mucho mayor que el calculado para el peor escenario que sería que el sistema de descenso de carga útil no lograra disminuir la tasa de descenso luego de la estabilización del CanSat, lo cual debía ocurrir antes de la separación. Esto podría haberse evitado realizando más pruebas de separación. Diseñar pruebas para comprobar que la separación pudiera ocurrir bajo cualquier condición, ya fuera que el CanSat fuera expulsado de forma invertida u horizontal. Lo que no podía preverse era la brecha de comunicación, ya que aunque el servomotor funcionara y girara cuando era necesario, no podía enviarse la señal a tiempo para que lo hiciera ya que no se sabía el tiempo exacto que iba a tardarse en llegar a la altura de 400m.

Al momento del impacto, se perdió la configuración de la carga útil. Se dobló uno de los tornillos estructurales lo cual implica que la carga útil no cayó recta sino que colisionó primero el lado donde se encontraba este tornillo

Figura 110. Tornillo estructural doblado luego del impacto



Esto se comprobó al observar que dos de las piezas del sistema de descenso de la carga útil estaban quebradas y eran las que estaban del lado del tornillo que se dobló. Se observó que los electrónicos no estaban

fijados correctamente ya que cuando se encontró la carga útil había varios faltantes y algunos de ellos estaban tirados en el suelo alrededor de las piezas estructurales.

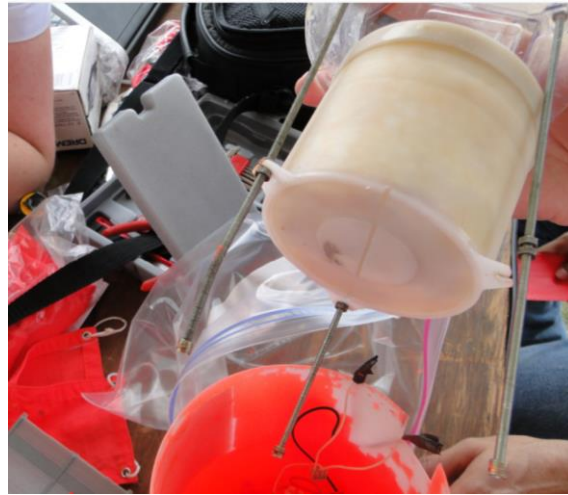
Figura 111. Carga útil luego del aterrizaje



Aún con la caída libre ninguno de los elementos estructurales de Ertalón y la tapa inferior de polimetilmetacrilato sufrieron ningún daño. Todos los elementos estaban completos y lo único que había ocurrido es que por la pérdida de configuración se había separado. Además, los tornillos que estaban colocados por medio de insertos en la tapa superior, no se sostuvieron en la tapa. Esto demuestra que los insertos no fueron colocados correctamente ya que permitieron la separación de la tapa superior del resto de la carga útil. La unión de los tornillos con la tapa inferior se realizó por medio por tuercas y sí se mantuvo en su posición. Esto podría haberse evitado realizando pruebas del sistema completo para poder darse cuenta que los insertos no eran la mejor opción o que se tendría que haber encontrado una forma más adecuada para instalarlos en la tapa superior.

En el caso del huevo, este no sobrevivió el impacto. Las pruebas que se habían realizado eran para una velocidad máxima de 10m/s y no se había considerado el peor escenario que era el que nunca estabilizara y por ende nunca disminuyera su tasa de descenso. El compartimiento no sufrió ningún daño, pero el sistema de protección demostró no ser el adecuado para una caída de esa magnitud. El huevo no se pudo rescatar intacto y se perdió la puntuación que correspondía al requerimiento de mantener el huevo intacto. En la siguiente ilustración se puede observar que el compartimiento del huevo mantiene su configuración pero se puede observar el huevo disperso dentro en las partes que se ven más amarillas.

Figura 112. Compartimiento del huevo post impacto



Además del huevo y de dos elementos del sistema de descenso de la carga útil, también sufrieron daños los elementos que se crearon de PLA utilizando la impresora 3D. Estos elementos no son resistentes estructuralmente y se utilizaron como partes principales de la estructura. La caja de la cámara se destruyó y la caja de la antena se despegó de la tapadera. Con este material no se realizaron pruebas para determinar si era viable utilizarla estructuralmente y la caja de la antena estaba utilizada como elemento estructural para poder sostener todos los elementos de la carga útil. Esta caja se podría haber fabricado de Ertalón pero por facilidad de fabricación y por falta de tiempo se decidió crear de este material. Además, con el material PLA se disminuía considerablemente el peso de la carga útil, lo cual era necesario debido a que con los elementos que tuvieron que agregarse el peso estaba muy cercano al límite.

En el caso de las tapaderas del servo sí quedaron intactas, lo cual se puede decir que fue gracias a que estaban acopladas a la tapadera superior por medio de tornillos y tuercas plásticas. En este elemento se puede observar el mismo resultado que con la tapa inferior, ya que ambos se sostuvieron con los tornillos y tuercas. Con esto se puede concluir que si se hubiera utilizado este sistema para sostener la tapa superior existiría la posibilidad de que no se hubiera perdido la configuración de la carga útil y se habrían podido recuperar los electrónicos que se perdieron en el campo.

Analizando los fallos del sistema, la mayoría de los mismos se podrían haber evitado realizando las pruebas que se habían diseñado para cumplir con todos los requerimientos. Todos los materiales se deben probar antes de utilizarlos y el sistema completo se debe probar para verificar que cumpla con los objetivos del diseño. Otro problema del sistema estructural es que dependía completamente el sistema de descenso de la carga útil. Se debe crear un plan secundario ya que no se conocen los detalles del ambiente y algunas variables durante la misión. Además, se debe comprobar el centro de gravedad del sistema. Este se pensó que estaría en la parte inferior del CanSat cuando se diseñó el primer prototipo el cual contaba con la mayoría del

peso en su parte inferior por utilizar el Oobleck como sistema de protección. Al cambiar de sistema de protección no se comprobó la posición del centro de gravedad del sistema, el cual podría haberse encontrado en el volumen superior de la carga útil. Si se hubiera comprobado que el centro de gravedad estuviera en la parte inferior de la carga útil, podría haberse asegurado la posición natural de la misma y así se cerciorara también la apertura del sistema de descenso de la carga útil.

Es importante definir la velocidad real de caída de la carga útil para poder verificar a la velocidad que se deberían de haber realizado las pruebas para tomar en cuenta el peor escenario posible. La velocidad a la que cayó la carga útil se define como velocidad terminal. Cuando un cuerpo se deja caer en un fluido, en este caso la atmósfera, acelera debido a su propio peso. Luego, mientras la velocidad del cuerpo aumenta, también aumenta el arrastre. Finalmente, el arrastre llega a tener una magnitud tan grande que el cuerpo llega a su velocidad terminal. (Roberson y Crowe, 1997). Para esto se utilizó la Ecuación 20 (Roberson y Crowe, 1997) la cuál es utilizada para el cálculo del coeficiente de arrastre que experimenta un objeto al moverse a través de un fluido

Ecuación 21 Ecuación para el coeficiente de arrastre.

$$F_D = C_D A_p \rho \frac{V_o^2}{2},$$

donde F_D es la fuerza de arrastre en Newtons, C_D es el coeficiente de arrastre, A_p es el área proyectada del cuerpo en m^2 (en este caso el área proyectada por la tapa inferior de la carga útil), ρ es la densidad del aire en kg/m^3 y V_o es la velocidad con la que cayó realmente la carga útil en m/s .

Los datos utilizados para realizar este cálculo son los siguientes:

- Densidad del aire (ρ): $1.157 kg/m^3$ Este valor se obtuvo utilizando un promedio histórico de las condiciones del aire estándar en Abilene, Texas (cercano al lugar de lanzamiento). El promedio se obtuvo para los años 2010, 2011 y 2012 para los primeros 15 días del mes de junio de estos años. Los datos se obtuvieron de la estación meteorológica ubicada en el aeropuerto internacional de Abilene (Código de la estación: KABI) los cuales se encuentran disponibles en la página web <http://www.wunderground.com>. Los valores con los que se obtuvo la densidad promedio son: Temperatura: $28.53^\circ C$, Humedad relativa: 53.18%, presión: 1009.96 hPa; todos a una altitud de 546 metros sobre el nivel del mar (msnm).
- Fuerza de arrastre (F_D): 5.71 Newton. Esta fuerza como se definió anteriormente, corresponde al peso del cuerpo que está en caída. En este caso este cuerpo es la carga útil con todos sus elementos.
- Área proyectada perpendicular al flujo (A_p): $0.011 m^2$. Esta es el área proyectada de la tapa inferior de la carga útil, la cual tiene un diámetro de 120mm. Para poder calcular el área se utiliza la fórmula de área de un círculo: $A_{proyectada} = \frac{\pi D^2}{4}$, donde D se refiere al diámetro del elemento en metros el cual es 0.120m.

- Coeficiente de arrastre de la geometría (C_D): 1.1. Este valor se eligió aproximando la tapadera a un disco circular delgado. Se decidió realizar esta aproximación ya que este cálculo será solamente para verificar la velocidad real de caída de la carga útil y no tiene utilización en el diseño de la misma.

Despejando la ecuación 20 para la velocidad y sustituyendo todos los elementos:

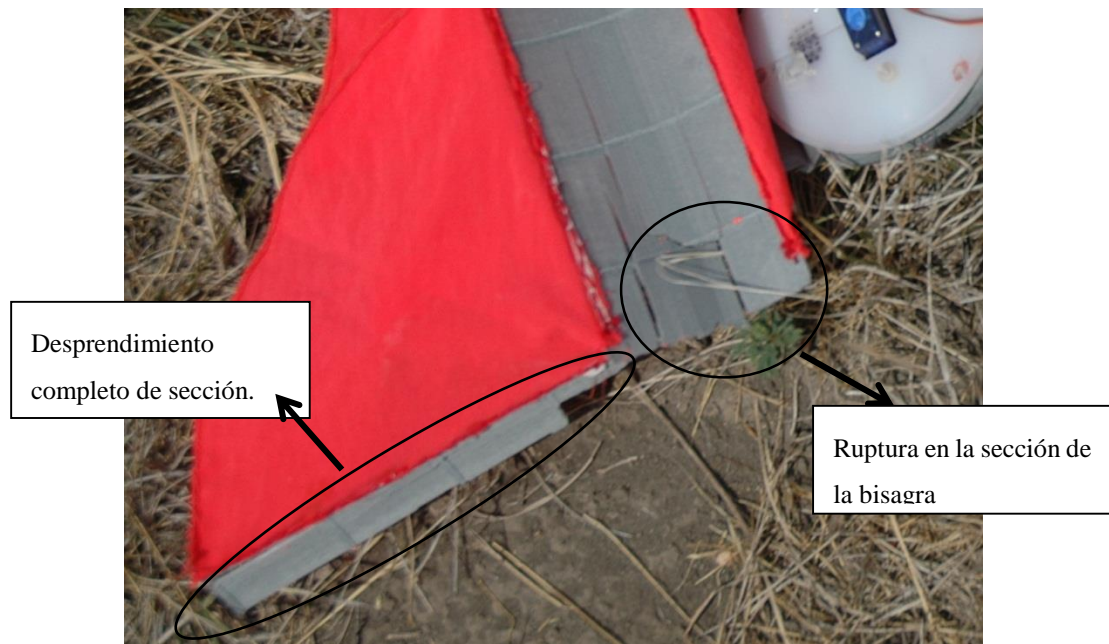
$$V_o = \sqrt{\frac{2F_D}{C_D A_p \rho}} = \sqrt{\frac{2(5.71)}{(1.1)(0.011)(1.157)}} = 45.16 \frac{m}{s}$$

Con esto se comprueba que la velocidad real de caída fue de 77.86% mayor que la velocidad de caída a la que se realizó las pruebas del compartimiento del huevo.

Como se mencionó anteriormente, en el lanzamiento realizado, el resultado fue que el sistema de descenso de la carga útil no se desplegó según se tenía contemplado. Para la explicación de esta falla surgen dos teorías de lo que pasó. La primera de ellas es que al momento de la apertura el sistema de descenso no soportó la fuerza generada por el flujo de aire sobre la carga útil. Para soportar esta teoría se puede observar en la Figura 112. En ella se puede ver cómo hubo una ruptura justo en la parte en que inicia la bisagra. Además, se pudo ver cómo una sección completa de otra paleta se desprendió. Vale la pena hacer notar que la falla aparenta ser por un esfuerzo cortante producido sobre la pieza. El cuál tiende a concentrarse en el área afectada.

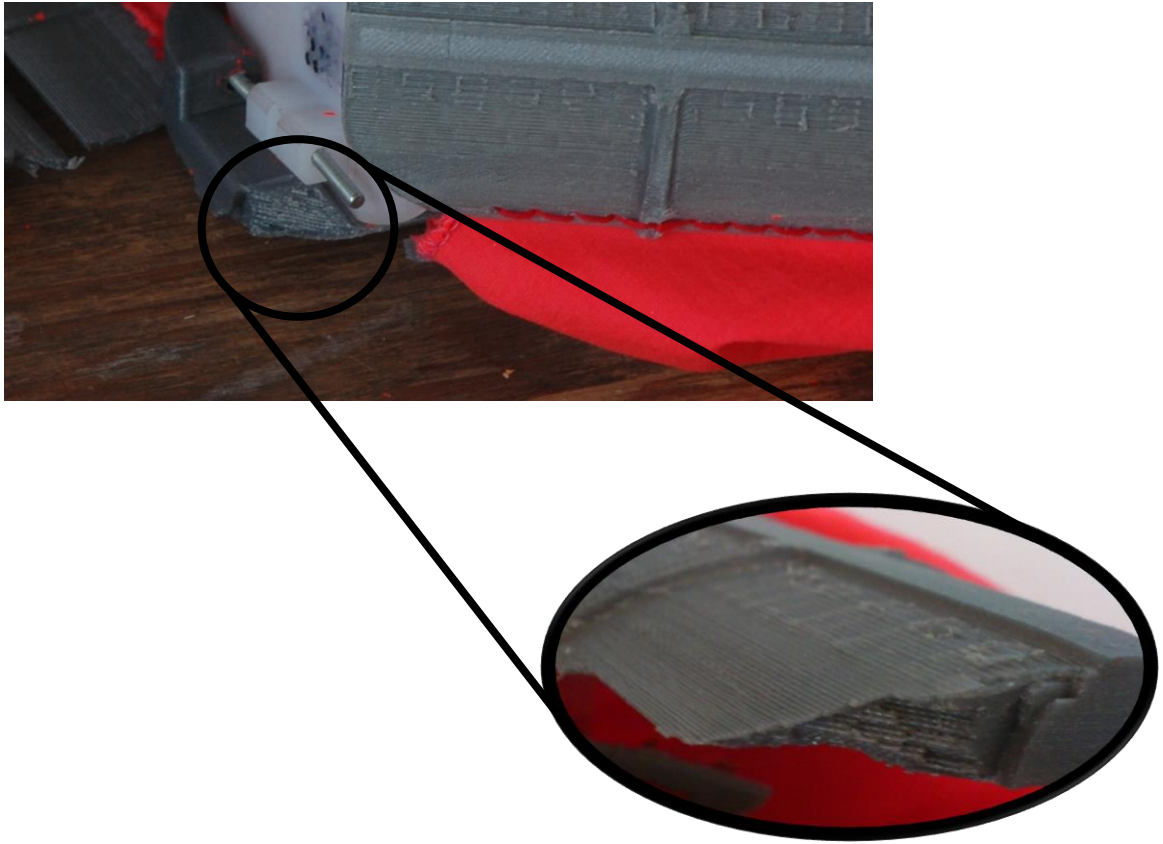
Al analizar la posibilidad de que esta teoría fuera correcta, se trató de pensar qué hubiese pasado. Se cree que el resultado de una falla a gran altura hubiera ocasionado el desprendimiento inmediato de algunos componentes del sistema de descenso ocasionando principalmente que hubiera quedado descubierto el protector exterior de la carga útil y, debido al color con el que estaba pintado, se tendría que haber observado a la distancia que nos encontrábamos. Sin embargo, lo que observamos fue un objeto oscuro que caía. Además, resulta poco probable que, de haberse dado una falla a una altura tan alta, los componentes se encontraran tan cerca uno de ellos en el sitio de aterrizaje. En la Figura 112 puede observarse cómo fue que se encontraron los componentes.

Figura 113. Evidencia Teoría 1



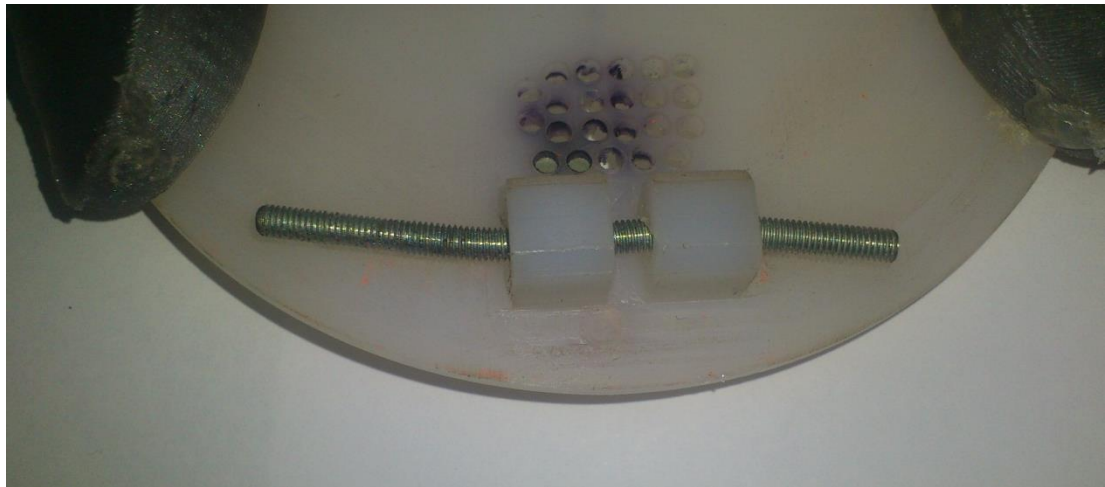
La segunda teoría, mencionada anteriormente, consiste en que el CanSat fue expulsado del compartimiento de carga del cohete, inmediatamente después de su salida, la carga útil también salió del contenedor. Tras su expulsión se presume que la carga útil cayó de cabeza. Se podría atribuir esto a la posición del centro de masa del CanSat. Al colocarse de esta forma, el flujo del viento tendría la tendencia a cerrar el sistema de control de descenso, ocasionando que este no tuviera la posibilidad de desplegarse. Al no funcionar de la forma planeada la velocidad de descenso de la carga útil sería sensiblemente mayor, lo cual ocasionaría, al momento del impacto con el suelo, los daños observados en la Figura 114. Como evidencias de esta teoría se puede mencionar una tendencia que se observó en la mayoría de lanzamientos. Lo que se logró ver fue que la separación y expulsión de los CanSat eran realizados durante el apogeo de la trayectoria del cohete, es decir en el momento más alto de su trayectoria. Al suceder en este momento, la tendencia era que los CanSat salieran de forma horizontal del compartimiento. Esta disposición al momento de salir y el hecho de que el centro de masa de la carga útil podría encontrarse en la parte superior, ocasionaría que la orientación de la carga útil fuera como se presume (invertida). Es importante recordar que el diseño del sistema de descenso contemplaba una estabilización previa haciendo uso del sistema de descenso del contenedor. Y al separarse la carga útil de forma vertical, la apertura del sistema sería inmediata, impidiendo así su volteo.

Figura 114 Daños en la parte superior de una paleta



Además de esa consideración, es posible observar daños que indican que el golpe de la caída fue absorbido en la parte superior de la carga útil. En la Figura 115 es posible observar cómo una de los Aerobrakes sufrió un fuerte daño, el cuál presenta características especiales que hacen pensar que fue ocasionado por un choque directo contra el suelo. Además de ello, el pasador de la bisagra de este Aerobrake muestra cierta deflexión (Ver Figura 114). Característica que ocurre cuando se aplica un momento de flexión sobre algún material. Si analizamos ambas cosas, es posible afirmar con cierta seguridad que una gran fuerza fue aplicada sobre la estructura plástica, la cual fue transferida al pasador ocasionando su deformación.

Figura 115. Deformación experimentada en el pasador de la bisagra.



Los impactos que recibió el sistema no justifican que se hayan roto los componentes estructurales del sistema de descenso. Para que esto sucediera se cree que, debido a la composición del suelo, al chocar con la tierra la carga útil reboto una altura considerable lo cual permitió la apertura parcial del sistema. Al encontrarse abierto y descendiendo de nuevo, una de ellas chocó violentamente contra el suelo, ocasionando que se rompiera. Al desprenderse una de ellas, la fuerza fue transmitida a los bordes de las otras dos paletas, ocasionando el daño visible en la Figura 112. Para reforzar este hecho, es necesario comentar que varios de los integrantes del equipo pudieron observar como la carga útil rebotaba aproximadamente medio metro al momento de la caída.

.Para el caso del sistema de descenso de la carga útil es posible afirmar que uno de los aspectos que influyó en su desempeño fue el hecho de no poder realizar pruebas reales del lanzamiento. Así como el hecho de que, en su momento, no se consideró posible que la carga útil saliera del contenedor en una posición que no fuera vertical. Con esto vale la pena hacer notar que muchas veces al diseñar se trata de pensar en la forma en que interactuará el sistema con el entorno, sin embargo el proceso de experimentación permite corroborar y ajustar los sistemas para que su operación sea óptima respecto a los objetivos que se tiene.

En el caso del sistema de descenso para la estabilización del CanSat, a pesar de no haber podido determinar la velocidad de caída real del paracaídas para poder afirmar si funcionó correctamente o no, se cree que la mayor causa posible de error fue el viento que soplaba fuertemente durante el descenso del mismo. Este pudo haber cambiado la forma (geométrica) de inflado del paracaídas, o incluso afectar a las líneas de suspensión del mismo, produciendo cambios de comportamiento.

Como se mencionó en la sección de Experimentos y Pruebas, los datos obtenidos del software Tracker todavía presentan aceleración, lo que indica que el paracaídas no había llegado a su velocidad terminal. A este error en el promedio de las velocidades instantáneas se le suma el error por precisión del software.

Como se explicó anteriormente, el software se basa en el cambio de color de los píxeles del video, lo que da oportunidad que el programa no detecte la trayectoria perfectamente. Otra posible fuente de error es el viento lateral que afectaba el vuelo del paracaídas en el momento de tomar el video para su futuro análisis.

El software analiza únicamente la componente vertical de la velocidad, por lo que existe la posibilidad de incrementar el error. Otro factor importante del que dependen los datos mostrados por el programa es el establecimiento de una distancia de referencia. Si esta referencia contiene error, este se propagará hasta las velocidades de descenso. Se realizó una prueba de precisión al programa que consistió en lanzar una pelota y se medir su aceleración instantánea. La aceleración gravitacional tiene un valor de 9.81m/s^2 , sin embargo el programa mostro aceleraciones instantáneas en un rango de 8 a 11m/s^2 , lo que representa un porcentaje de error de aproximadamente 5%. Este porcentaje, en resumen, es la incertidumbre del programa. Una solución al problema de la correcta detección de píxeles es realizar la prueba donde haya contraste de color. Colocar una manta blanca de fondo sería una buena solución, por ejemplo.

Una alternativa para evitar el uso del software Tracker, es utilizar otro software para simulación dinámica de fluidos. Un ejemplo específico sería Autodesk CFD, sin embargo la utilización de este tipo de herramientas requiere dibujar el modelo del paracaídas, lo que dificulta el proceso, principalmente por no tratarse de materiales que conserven su forma, por ejemplo la tela y las cuerdas.

Como se mencionó anteriormente, el día del lanzamiento el cargador de la batería dejó de funcionar. El plan inicial era cargar ambas baterías justo antes del lanzamiento para evitar los problemas del día anterior. Otro equipo proporcionó un cargador compatible pero no contaba con la suficiente potencia para cargar completamente las baterías. Fue ahí donde se empezó a tener un comportamiento inusual en el software de vuelo. Se logró inicializar el circuito y enviar datos pero debido a que este enviaba datos cada 20 segundos en vez de cada 2 como se esperaba y se mostró en resultados. Aún no se determina la causa exacta de este comportamiento inusual.

Los problemas pudieron ser evitados con un cargador secundario, más pruebas de potencia con todos los componentes conectados al mismo tiempo a la batería y es posible que el diseño de la placa tuviera el defecto que los tracks de potencia no eran lo suficientemente gruesos para soportar un pico muy alto de corriente como el que demandaba la inicialización. Este detalle fue un error de diseño y aunque problemático, no afectaba el funcionamiento de los componentes ya que solo se experimentó problemas para encender el circuito al primer intento. Con la batería cargada al 100% todos los componentes funcionaron bien. Una simulación hubiese mostrado este problema pero el tiempo no lo permitió.

La mayoría de los resultados obtenidos fueron exitosos ya que se cumplieron con los requerimientos de la competencia y se pasaron numerosas pruebas para poder lanzar el MicroSatélite. El módulo de comunicación y manejo de datos funcionó de acuerdo a lo establecido gracias a las pruebas realizadas en el aeropuerto.

No se lograron hacer más pruebas ya con el sistema completamente ensamblado. En estas pruebas se hubieran detectado problemas con la antena, en la competencia, la antena completamente extendida con el cable que transportaba los datos desde los 3.5 metros de altura a la computadora firmemente ajustado a la estructura. Representaron más peso del planificado por lo que se tuvo que ajustar la antena a tierra como medida extra ya en campo. Este peso afectaba la estabilidad de la punta y lo único que se necesitó para evitar que la antena se cayera fue asegurarla con lazos tensores colocados a una altura mayor a los 2 metros. Este tipo de inconvenientes pudo haber sido evitado si se hubiese probado el sistema de la antena completamente ensamblado.

Los circuitos impresos funcionaron como se esperaba una vez inicializados, estos circuitos fueron diseñados e impresos al final de las pruebas para garantizar que todo el sistema de sensores funcionaba bien con los componentes escogidos. La placa soportó el impacto del aterrizaje. Los componentes que se perdieron en el vuelo fueron el XBee y el sensor de Temperatura y Altitud, esto se debió a que no se pegaron como se tenía planificado. Fue un paso que se olvidó por averiguar qué era lo que no funcionaba a minutos del lanzamiento. El funcionamiento de los XBees fue bueno, estos componentes se comunicaron entre sí todo el tiempo antes del lanzamiento y cada vez que se hacían pruebas para iniciar la transmisión. Estos resultados fueron posibles gracias a la cantidad de pruebas que se realizaron con ellos. Se simularon varias situaciones posibles y se determinó que la mejor manera que los XBees iban a funcionar durante el lanzamiento era direccionando las antenas de para que siempre tuvieran una línea de visión. El transmisor dentro del CanSat tenía su antena integrada completamente recta y el receptor en la antena tenía su antena doblada 90° exactamente, esto para que la línea de vista del receptor fuera hacia arriba. Comparando los resultados de la pequeña antena del XBee receptor en contra de grandes antenas y extensiones de otros equipos con aspecto mucho más robusto fue la misma en unos casos y mejor en otros.

Por último el software cumplió con todas las tareas asignadas al momento de programar, los cálculos fueron realizados correctamente y los gráficos mostraron los datos que el CanSat enviaba. Esto gracias a la planificación y aplicación correcta del diagrama de flujo antes establecido. El programa Visual Studio es bastante intuitivo y la programación no es tan complicada. Las librerías utilizadas llenaron todas las expectativas y la programación defensiva funcionó en el momento de problemas en el CanSat como se esperaba.

No es posible determinar la causa exacta del por qué el CanSat no envió datos como se esperaba y se cree que la variación en altura detectada fue durante el descenso ya que se detuvo el programa justo en el momento del impacto, 15 segundos después de recibir el dato de altura.

La comunicación parece haber estado presente durante el vuelo, no es posible determinar si existió un reset durante el vuelo, o si se perdió comunicación ya que el CanSat envió datos de una forma aleatoria.

X. CONCLUSIONES

A. SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL

1. La estructura del CanSat no sobrevivió el lanzamiento, la separación del cohete y el aterrizaje.
2. La masa total del satélite fue de 710gr. De esta masa, 367.07 gr son del sistema mecánico y estructural. Estos son el 78.1% de la masa total.
3. La estructura tuvo medidas finales de 120mm de diámetro y 244mm de altura, cumpliendo con el requerimiento de 130mm de diámetro y 250mm de altura.
4. El contenedor tenía forma cilíndrica por lo que no se tenían bordes afilados. Además, contaba con un espacio especial para el cohete por lo que no se utilizó el interior del cohete para guardar partes del MicroSatélite. El sistema contaba con un caparazón en la carga útil fabricada de Ertalón para proteger los elementos electrónicos del ambiente.
5. El CanSat no tenía ninguna parte útil fuera del contenedor, exceptuando el paracaídas. Se creó una cavidad especial en la parte superior del contenedor para guardar el paracaídas y que no se utilizara el cohete como mecanismo para desplegar el sistema.
6. El sistema de protección diseñado no podía soportar los 10g's de aceleración y 30g's de impacto a la velocidad real de aterrizaje que tuvo la carga útil. Al confirmar con las pruebas que el Oobleck sobrevivía se podría hacer un análisis de qué sistema podría soportar una caída a alturas mayores y diseñar el resto de elementos para poder cumplir con el peso si se llegara a utilizar el sistema de protección con Oobleck. No se deben realizar pruebas para la situación ideal solamente sino que se deben crear varios escenarios para asegurarse que el sistema soportará cualquiera de ellos.
7. Se utilizaron escuadras de plástico y ranuras tanto en el compartimiento del huevo como en la tapadera superior de la carga útil para fijación de los circuitos electrónicos. Estos no soportaron completamente el tablero por lo que al momento del aterrizaje el mismo salió expulsado del MicroSatélite, lo que causó que varios de los componentes electrónicos salieran también despedidos de su lugar.
8. El huevo de gallina no sobrevivió la misión. Se destruyó por completo lo cual se debe a que el impacto al aterrizar fue a una velocidad 77.86% mayor a la cual se realizaron las pruebas de supervivencia del sistema de protección del huevo.

B. SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DE CANSAT

1. El paracaídas alcanzará su velocidad terminal dentro del rango de operación permitido por los requerimientos de la competencia (primeros 270m de caída).
2. El paracaídas funcionó correctamente sin embargo no pudo estabilizar al CanSat por problemas ajenos al sistema. La separación se dio antes de tiempo, lo que no permitió equilibrar a la carga útil.
3. Se pudo comprobar visualmente durante el vuelo que el paracaídas no presentó oscilación ni auto-rotación, sin embargo hubo planeo debido al viento lateral que soplaba en el momento.
4. Se diseñó y construyó una cavidad en la parte superior del Container para guardar el paracaídas y que no se utilizara el fuselaje del cohete como parte física en las operaciones del CanSat.
5. El paracaídas se desplegó correctamente inmediatamente luego de haber sido expulsado del cohete, por lo que se concluye que el método de despliegue utilizado (agujeros en Container) funcionó.
6. Se comprobó luego de recuperar el paracaídas que todos sus componentes resistieron a las fuerzas de apertura y arrastre; no se encontraron daños ni cambios en la configuración inicial.
7. Las condiciones climáticas el día de lanzamiento estuvieron dentro del rango crítico establecido para obtener la velocidad de $20\text{m/s} \pm 1\text{m/s}$.
8. En las pruebas realizadas no se llegó a alcanzar la velocidad terminal de descenso, lo que resta confiabilidad a las mismas.

C. SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT

1. Se desarrolló un sistema de descenso el cual está compuesto de 4 Aerobrakes de polímero PLA, los cuales se unen a la carga útil utilizando un sistema de bisagra. Para su almacenaje, estos se doblan hacia los costados de la carga útil. Adicionalmente, para aumentar el arrastre aerodinámico generado, se decidió colocar unas membranas entre cada uno de los Aerobrakes. Sin embargo, al realizar el lanzamiento de prueba, el sistema no fue capaz de desplegarse adecuadamente.
2. Luego de analizar los resultados obtenidos en el lanzamiento de prueba, y las evidencias de los golpes sufridos por el sistema, se establece como válida la explicación que dice que el CanSat fue expulsado del compartimiento de carga del cohete, y que inmediatamente después de su salida, la carga útil también salió del contenedor. Luego de su salida se presume que la carga útil cayó de cabeza. Este hecho fue atribuido a un desbalance ocasionado por una mala distribución de peso de la carga útil. Esta teoría logra fundamentar los daños que se encontraron en el sistema cuando fue recuperado.
3. La tasa de descenso para el sistema es aproximadamente 8 m/s. Este valor se obtuvo al aproximar el sistema como un disco circular delgado y hacer un análisis para encontrar su velocidad terminal. Si bien el valor obtenido luego de esta aproximación es numéricamente menor a los 9 m/s

requeridos, la falta de pruebas para validar este dato dificultan poder brindar un número exacto. No obstante, con la ayuda de un software de dinámica de fluidos computacional, se apoya el supuesto de que la tasa de descenso para el diseño propuesto no excede el valor de 9 m/s requerido por el sistema.

4. La masa total que se obtuvo al pesar el sistema de descenso fue de 144 gramos.
5. La falta de elaboración de pruebas influyó en los resultados obtenidos pues, al no contar con datos experimentales de la operación del sistema, se dificultó la puesta a punto del sistema. Esto conllevó que se dieran fallas operativas que se podrían haber prevenido.
6. Resulta difícil asegurar que las piezas resistan cargas equivalentes a 10 G's de aceleración y 30 G's de impacto. Sin embargo, las pruebas realizadas demostraron que el sistema es capaz de soportar las fuerzas de operación.

D. SISTEMA DE SENSORES Y SISTEMA DE ENERGÍA

1. Para lograr la selección de los componentes se utilizó el proceso de "TRADE STUDY", este fue una gran herramienta que permitió elegir los componentes óptimos para la realización de la misión, los componentes elegidos fueron el GPS Venus Venus638FLP, el sensor de altitud y temperatura MPL3115A2, la cámara de video HackHD y la batería Li-Ion 18500.
2. Para suministrar energía al "CanSat", se eligió una batería de iones de litio, Li-Ion 18500, esta contaba con un voltaje de 3.7V y una capacidad de 1400 mAh.
3. Se determinó el circuito para la medición del voltaje de batería, el cual constaba de un divisor de voltaje con resistencias de 10 k Ω , el cual generaba una señal analógica la cual era procesada por el conversor análogo digital del arduino Pro mini.
4. La cuantificación de la energía requerida se realizó por medio de los datos obtenidos de las especificaciones de los fabricantes para cada componente en especial y estimación del tiempo de uso para cada uno, lo cual nos dio la cantidad de potencia requerida, ~1568mWh, y el margen de 3611mWh.⁴⁶
5. Se obtuvieron los datos de Tiempo UTC, Latitud, Longitud, Altitud sobre el nivel del mar y Número de satélites en línea del GPS y se ingresaron en la cadena de datos, siguiendo el formato requerido para su transmisión a la base de lanzamiento en tierra.
6. Se obtuvieron los datos de altitud y temperatura del sensor MPL3115A2 y se incluyeron en el formato necesario en la cadena de datos.
7. Se crearon las señales del servomotor, el buzzer y la cámara de video, para su activación durante el descenso del CanSat.
8. La cadena de datos separados por una coma, cumplió con todos los campos descritos, así también como con el formato de cada uno, en esta se debían incluir los datos obtenidos de los

sensores, así también como el tiempo de la misión, el código de identificación del equipo, el voltaje de la batería y el estado en el cual se encontraba la misión.

9. El software de vuelo lograba determinar el estado de la misión realizando una comparación de altitudes y de esta manera activar las señales requeridas del servomotor y la cámara de video.

10. La batería escogida era capaz de proporcionar energía a todo el sistema por más de 2 horas.

11. La cadena de datos separados por coma no era enviada al módulo de comunicaciones y manejo de datos, hasta que este lo indicaba, cuando se iniciaba la transmisión el dato de la altitud inicial se guardaba para tomar como referencia el punto de donde despegaba el CanSat.

12. El sistema de energía fue regido por un regulador de 3.3V para todos los componentes, excepto la cámara de video y este se encendía o apagaba totalmente por medio de un switch colocado en un lugar accesible del CanSat.

E. SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS

1. Se logró establecer comunicación entre la estación terrestre y el MicroSatélite. Ya que se tienen datos almacenados mostrando cambios en temperatura y altitud.

2. No se pudo determinar si la comunicación estuvo presente en todo momento debido a un comportamiento aleatorio demostrado por el CanSat.

3. Se concluye que los datos enviados por el CanSat fueron recibidos, procesados, graficados y almacenados en la computadora de manera exitosa al observar que los valores almacenados son lógicos según la misión se fue desarrollando, como el aumento de temperatura al introducir el CanSat dentro del cohete.

4. Se logró decodificar y graficar los datos recibidos en tierra en tiempo real porque se observó una variación esperada sin datos fuera del lugar en los gráficos.⁴⁷

5. Se diseñó y construyó una estación terrestre capaz de comunicarse con el MicroSatélite por medio de una antena. Esto fue comprobado con los datos recibidos y almacenados.

6. Se realizó una interfaz gráfica amigable al usuario donde se mostraron los datos obtenidos durante la competencia.

7. La programación defensiva en caso de un problema de alimentación en el CanSat funcionó como se esperaba. Cada vez que se dejaba de recibir datos la estación de tierra empezaba a solicitar los datos hasta que los recibía.

8. El circuito impreso diseñado proporcionó apoyo a la estructura interna del CanSat además de funcionar en circunstancias extremas.

9. Se logró mejorar la comunicación entre la estación terrestre y el MicroSatélite doblando la antena garantizando una línea de vista durante todo el vuelo vertical.

XI. RECOMENDACIONES

A. RECOMENDACIONES GENERALES

1. Una prueba esencial que se debe de realizar para comprobar el funcionamiento del sistema es una simulación de la misión. De esta manera se pueden resolver problemas de diseño antes de tener que enfrentarlos el día de la competencia. Para poder lograr esto se debe de realizar el diseño y la manufactura de las piezas con suficiente tiempo de anticipación. Además, se deben llevar a cabo todas las pruebas individuales necesarias para verificar completamente el estado de todos los diseños de los sistemas. De esta manera, se pueden realizar pruebas mucho más sencillas y solo es necesario realizar una simulación de la misión completa. Es muy importante que al momento de realizarla se tengan las piezas que se pretende utilizar en el diseño final, las dimensiones reales, los materiales reales y todos los elementos del resto de sistemas lo más aproximados a la realidad para que la simulación sea confiable.

2. Para simplificar el desarrollo del proyecto, es muy importante darle seguimiento a los requerimientos definidos inicialmente. Si se dejan a un lado puede ser que algún cambio al diseño haga que se dejen de cumplir requerimientos de alta prioridad y el CanSat no funcione acorde a las reglas. Esto es muy importante también realizarlo en grupo para no olvidar los requisitos del resto de módulos y durante el diseño poder tomarlos en cuenta. Con este tipo de trabajo se evita tener que modificar partes importantes del diseño a última hora y se asegura de que todas las recomendaciones se cumplan sin tener que sacrificar alguna.

3. Se recomienda tener partes de repuesto críticas el día de la competencia para evitar problemas de última hora.

4. Coordinar y comprometerse a respetar fechas de prueba que impliquen dos o más módulos integrados del sistema.

5. Realizar todo con antelación para poder tener tiempo suficiente para analizar cada detalle implicado en el proceso.

6. Se debe buscar que los sistemas sean lo más independiente que se pueda entre ellos, esto no solo asegura la integridad del sistema sino que minimiza las consecuencias que se derivan de cada falla. En algunos casos puede ser buena opción agregar sistemas de respaldo que entren a funcionar en los casos en que falla el sistema principal, aunque esto puede desviar los recursos asignados del proyecto, por lo que su utilización necesita ser analizada puntualmente y a fondo.

7. Por más sencillas que sean, se deben realizar todas las pruebas posibles al momento de estar probando los componentes, así como el sistema completo, para evitar imprevistos y de esta manera realizar su corrección de manera anticipada.

8. Es importante elaborar un cronograma de actividades y apegarse a ellas, de esta manera se determina un tiempo específico para el desarrollo del CanSat y se tienen metas a cumplir cada cierto tiempo, puede ser cada 2 semanas o 3 semanas dependiendo de la complicación del tema que se esté trabajando.

9. Mantener una comunicación continua con todos los miembros del equipo es importante, ya que de esta manera todos están al tanto del estado del proyecto y de las decisiones que se toman. En el caso de proyectos como éste, una decisión que se tome puede afectar a todo el equipo.

B. RECOMENDACIONES SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL

1. Se propone hacer las siguientes pruebas para proyectos futuros similares:

Cuadro 74. Pruebas recomendadas

Prueba	Variables	Meta	Restricciones	Equipo Usado/Requerido	Procedimiento	Criterios de Aceptación
Prueba de supervivencia	Variables controladas: masa, altura.	Verificar la supervivencia de los componentes mecánicos.	Altitud de caída con el peor escenario. (Sistema de descenso de carga útil no funciona)	<ul style="list-style-type: none"> Prototipo de carga útil Equivalentes a componentes electrónicos 	Dejar caer la carga útil del séptimo piso de un edificio determinado.	<ul style="list-style-type: none"> Rayones son aceptables. Roturas no son aceptables. Rajaduras son aceptables hasta 0.5mm. Ninguna deformación o modificación del a configuración de la carga útil es aceptable.
Prueba de aceleración	Variable controlada masa.	Verificar requerimiento de aceleración.	Masa aplicada	<ul style="list-style-type: none"> Masa de 7.0 kg Prototipo de carga útil. 	Aplicar una masa de 7.0 kg sobre la carga útil.	<ul style="list-style-type: none"> Sin daños Sin deformaciones Ningún cambio de configuración.
Prueba de despliegue	Variable controlada: diámetros y largos de la carga útil del CanSat y la carga útil del cohete. Material de cartón.	Verificar despliegue de la carga útil del cohete.	Diámetros y Largos: -Contenedor del CanSat -Carga útil del cohete	<ul style="list-style-type: none"> Prototipo de carga útil del cohete de cartón Prototipo del CanSat 	El prototipo del CanSat se insertará en un cilindro creado con cartón con las dimensiones de la carga útil del cohete. Para comprobar el despliegue una de las caras del cilindro no tendrá tapadera. El cilindro de cartón se inclinará para que el prototipo del CanSat salga por medio de la gravedad.	<ul style="list-style-type: none"> El prototipo del CanSat sale del cilindro de cartón. - El prototipo no se atasca en ningún punto en su trayectoria de salida del cilindro de cartón.

Al realizar estas pruebas se verificará la supervivencia del satélite de diferentes puntos de vista y se cumplirá con todos los requerimientos. Muchos de los problemas del sistema mecánico y estructural es que no se comprobó que el diseño fuera lo suficientemente robusto para poder soportar todas las fuerzas a las que iba a estar sujeto durante toda la misión.

2. Se deben probar todos los materiales por separado antes de unificarlos y armar el sistema completo. De esta manera se verifica que las características de los materiales soportarán el diseño de cada uno y no se entra en confusión si es problema de diseño cuando algo falla o es que el material no era el adecuado. Esto se debe realizar principalmente con elementos estructurales para evitar situaciones como la caja de la cámara. Este material nunca se probó para utilizar estructuralmente. Se eligió realizarlo en una impresora 3D por facilidad de crear varias piezas, que su peso era bastante bajo y que además se podía realizar diseños complicados. Realmente la parte más importante de los elementos no es su capacidad de complejidad sino que el diseño del elemento sirva para la función que se definió. En este caso, la caja de la cámara es una parte principal de la configuración el sistema. El sistema está diseñado para que los elementos de la carga útil se sostengan por medio de presión. Esto se logra definiendo las dimensiones de longitud necesarias para que el sistema completo se encuentre apretado y no permita que ninguna pieza se mueva. Al utilizar un material tan débil como la caja de la cámara, se crea un eslabón que permitirá que el resto de componentes que son más fuertes pierdan su posición y por ende se pierda la configuración del sistema.

3. Todos los sistemas deben de poder cumplir con los requerimientos independientemente. Se debe de tomar el peor caso posible para realizar todos los diseños y las pruebas. De esta manera se evita que la misión se vea comprometida en el momento que exista alguna falla de algún componente. Por esta razón, también es importante tener un plan secundario en caso el primario no funcione correctamente. En el caso del sistema mecánico y estructural se cometió el error de realizar las pruebas considerando solamente la velocidad de descenso definida por el sistema de descenso de la carga útil. No se tomó en cuenta la posibilidad de que el resto de sistemas fallaran, lo cual fue lo que ocurrió, ya que la velocidad real de caída fue de 45.16m/s. Para lograr que sobreviviera este impacto tendría que haberse realizado un sistema de protección sumamente robusto para el huevo y una estructura muy rígida que soportara el impacto a esta velocidad.

C. RECOMENDACIONES SISTEMA DE DESCENSO PARA LA ESTABILIZACIÓN DEL CANSAT

1. Para aumentar la confiabilidad de las pruebas que se realizan a un paracaídas, el lugar de lanzamiento debe tener una altura suficiente (según análisis presentado) para que este tenga tiempo suficiente en estabilizar su vuelo y alcanzar su velocidad terminal (es decir aceleración igual a cero). Otro factor importante a considerar en el lugar de pruebas es que no exista viento lateral que pueda cambiar el comportamiento de vuelo del paracaídas.

2. Tomar en cuenta el viento horizontal durante la competencia.

3. Se debe realizar la mayor cantidad de pruebas posibles y utilizar diferentes métodos. Un elemento de gran utilidad para las pruebas es un túnel de viento donde se pueda experimentar con el paracaídas con varios escenarios controlados por el diseñador.

4. Experimentar con por lo menos tres conceptos o variaciones y en base a su comportamiento en la prueba, seleccionar el concepto final a utilizar. No enfocarse solo en uno.

D. RECOMENDACIONES SISTEMA DE DESCENSO DE LA CARGA ÚTIL DEL CANSAT

1. Al momento de diseñar sistemas de freno aerodinámico se recomienda que estos cuenten con método de apertura activo. Es decir que estos no dependan de una posición, ni del flujo de aire para su despliegue. Se recomienda que estos puedan funcionar y desplegarse en cualquier posición. La razón principal para sugerir esto es que se determinó que la posición de los sistemas de este tipo puede ser difícil de controlar. Por ello es importante que el sistema sea capaz de desplegarse en cualquier posición, y de esta forma ayudar a la estabilidad del sistema. Una opción que resulta compatible con el modelo habría sido la colocación de resortes torsionales en la sección de la bisagra. Con estos se lograría que el sistema se despliegue al darse la separación del contenedor y la carga útil. Es probable que con ellos se hubiera minimizado el riesgo de sufrir una caída a alta velocidad. Sin embargo, esta solución debe de analizarse más a fondo, pues no solo el peso puede llegar a ser un problema sino que al desplegarse en la posición invertida, la fuerza de arrastre puede ocasionar que el sistema se cierre. Es probable que se llegue a un equilibrio entre la fuerza de arrastre y la fuerza que mantiene abierto el sistema, sin embargo se debe analizar si la velocidad de descenso al encontrarse de esta forma es la adecuada.

2. Otro aspecto que resultará de ayuda para este tipo de proyectos es realizar un análisis exhaustivo de los riesgos que existen en la operación de los sistemas. Si bien para el proyecto se analizaron los riesgos, este análisis se enfocó más en analizar si los sistemas iban a cumplir con los requerimientos básicos que establecía la competencia. A diferencia de ello es necesario poner atención las fallas operativas que puedan surgir. Por ejemplo, para el sistema de descenso de la carga útil se asumió que la separación iba a ocurrir en una posición vertical, por lo que se asumió que no habría problemas para el despliegue. Quizás una norma general que se podría seguir es la de pensar en todo lo que puede fallar y encontrar soluciones para ello. Sin embargo, este proceso de análisis puede resultar complicado. En general, es muy difícil que alguien pueda decir los puntos de falla de algún sistema con simplemente analizarlo, es probable que se pase por alto aspectos críticos. Para poder asegurarse que se está cubriendo la mayoría de posibilidades se debe de recurrir a las pruebas. Estas deben de incluir no solo pruebas de resistencia de materiales sino que pruebas operativas. Luego de ver los resultados obtenidos en el desarrollo del sistema de descenso de la carga útil se puede recomendar una serie de pruebas que podrían haber ayudado a determinar futuros errores. La primera sería realizar una prueba de caída, la cual simule la apertura del sistema y dé tiempo para comprobar y observar patrones de comportamiento, la altura inicial recomendada sería de 15 metros, sin embargo cualquier altura mayor permitirá analizar durante más tiempo el comportamiento del sistema.

3. Otra de las pruebas que se recomienda hacer es la realización de pruebas aerodinámicas a escala del modelo a utilizar. Para esto se puede hacer uso de túneles de viento, en los cuales se puede obtener datos valiosos como el coeficiente de arrastre de cuerpos o las interacciones que tendrán los componentes al estar en contacto con el aire en movimiento. Debido a la complejidad que esto conlleva, sería recomendable que se busque ayuda externa en este campo. Es posible que se pueda obtener cooperación con algunas universidades internacionales que se encuentren más desarrolladas en el área de simulación. Sin embargo, las pruebas no deben limitarse a las mencionadas anteriormente, es necesario que para futuros proyectos, los involucrados realicen la mayor cantidad de pruebas, sin importar su naturaleza, pues es de ellas de donde surge la información más valiosa.

E. RECOMENDACIONES SISTEMA DE SENSORES Y SISTEMA DE ENERGÍA

1. Se debe tomar en cuenta para la selección de una batería, que cada componente requiere una potencia de encendido, la cual es diferente a la potencia de consumo normal. Por lo que la batería debe de ser capaz de soportar esta demanda de potencia requerida por un tiempo bastante corto.

2. El realizar diagramas de flujo ayuda a comprender de una manera fácil y simple la programación realizada.

3. La construcción o diseño de un seguro para el compartimiento de la microSD, debería de ser implementado para evitar que esta se salga al momento de un impacto.

4. Se recomienda colocar la antena del GPS en un lugar en el cual pueda tener vista libre hacia el espacio, ya que de esta manera estará más tiempo en vista de los satélites.

5. Para evitar pérdidas de datos al momento de la misión, se recomienda, que si es posible, implementar un método para guardado dentro del CanSat, por ejemplo una memoria SD.

6. Al momento de programar es importante tomar en cuenta que existen librerías para realizar distintos procedimientos, las librerías ocupan más espacio de memoria en el microcontrolador, así que se debe analizar si es indispensable utilizar la librería, o realizar un algoritmo que realice lo necesario con menos espacio de memoria.

7. El utilizar baterías recargables es una buena opción, pero se debe tomar en cuenta que todas las baterías recargables tienen efecto de memoria, por lo que se debe considerar, si se tiene presupuesto, tener dos baterías, una para pruebas y otra para el momento de la realización de la misión.

8. Una forma de evitar imprevistos con la batería, es considerar utilizar baterías alcalinas de alta potencia, de esta manera se evitará la dependencia de un cargador.

F. SISTEMA DE MONITOREO DE COMUNICACIONES, COMUNICACIÓN Y MANEJO DE DATOS

1. Se recomienda utilizar la versión de prueba de la herramienta de desarrollo de software ProEssentials para graficar los datos obtenidos en tiempo real.
2. Si se utilizan módulos XBee con antena integrada en aplicación similar al vuelo del MicroSatélite es recomendable doblar la antena del módulo en tierra 90 grados ya que demostró mejores resultados.
3. Establecer un diagrama de flujo antes de realizar cualquier desarrollo de software es altamente recomendado.
4. Si se quieren realizar pruebas de rango máximo de transmisión de datos con los módulos XBee, la mejor manera es encontrando un terreno con la distancia requerida sin obstrucciones y sin desnivel.
5. El diseño e impresión de la placa es algo sumamente importante, se recomienda empezar con este proceso mínimo tres meses antes de la competencia ya que la impresión y pruebas toma bastante tiempo.
6. Durante el diseño de la placa impresa sería importante considerar como una mejora al diseño actual, utilizar el contorno de la misma como una extensión de la antena del XBee.
7. El diseño de una placa no es solamente escoger un tamaño y ubicar los componentes, se recomienda hacer simulaciones variando el tamaño de los tracks y la posición de los componentes para evitar problemas de señales parásitas o una mala respuesta a altas demandas de corriente.
8. Tomar en cuenta el tamaño y peso máximo para la placa de circuitos impresos desde un principio ya que ahorrará inconvenientes en las últimas etapas de ensamblado.
9. Se recomienda considerar que la antena completamente armada será sometida a fuertes vientos en el terreno de lanzamiento, por su altura es importante asegurarla al piso firmemente.
10. Asegurar los componentes con algún tipo de adhesivo debe ser prioridad en los checklist del lanzamiento.
11. Aunque pueda considerarse poco práctico el no utilizar baterías recargables, se observó que la mejor opción para alimentar circuitos es con baterías comerciales de 9V.
12. El programa realizado debe ser instalado en dos o más computadoras en caso algún problema surgiera.

XII. BIBLIOGRAFÍA

Annual CanSat Competition, 2012. *Annual CanSat Competition*. [Online]
Available at: <http://www.cansatcompetition.com>
[Accessed 09 Octubre 2012].

Anon., s.f. *Annual CanSat Competition*. [En línea]
Available at: <http://www.cansatcompetition.com/>
[Último acceso: 09 Agosto 2013].

Anon., n.d. *CanSat*. [Online]
Available at: <http://www.esa.int/Education/CanSat>
[Accessed 09 Agosto 2013].

Anon., s.f. *CubeSat*. [En línea]
Available at: <http://www.esa.int/Education/Cubesat>
[Último acceso: 09 Agosto 2013].

Anon., n.d. *MatWeb*. [Online]
Available at: <http://www.matweb.com>
[Accessed 2013].

Anon., n.d. *Tracker Video Analysis and Modeling Tool Software*. [Online]
Available at: <http://www.cabrillo.edu/~dbrown/tracker/>
[Accessed 16 Mayo 2013].

ASHRAE, 2013. *Online Psychometric Properties*. [Online]
Available at: http://www.daytonashrae.org/psychrometrics_si.html
[Accessed 29 Abril 2013].

- Association, E. S., 2013. *CubeSat*. [Online]
Available at: <http://www.esa.int/Education/Cubesat>
[Accessed 09 Agosto 2013].
- Beer, F. P. & Johnston, E. R., 1981. *Mechanics of Materials*. 1a ed. USA: McGraw-Hill.
- Booster, B., 2002. *Curso de Sensores MAP*. [Online]
Available at: <http://automecanico.com/auto2027/bbooster05.pdf>
- CanSats in Europe, 2013. *CanSats in Europe*. [Online]
Available at: <http://www.cansat.eu/index.php/cansats>
[Accessed 09 Agosto 2013].
- Cengel, Y. & Cimbala, J., 2006. *Mecánica de fluidos*. 1era Edición ed. México,D.F: McGraw-Hill.
- Club de la Mar, 2001. *El Sistema GPS*. [Online]
Available at: <http://www.clubdelamar.org/sistemagps.htm>
- Cockrell, D., 1987. *The Aerodynamics of Parachutes*. 1a ed. Turín: Politecnico di Torino.
- Collins, J. A., 2003. *Mechanical Design of Machine Elements and Machines - A Failure Prevention Perspective..* s.l.:John Wiley & Sons, Inc..
- Danfoss, 2010. *Sensores de Temperatura*. [Online]
Available at:
http://www.danfoss.com/Latin_America_spanish/BusinessAreas/IndustrialControls/Products_pdf/Temperature+Sensors.htm
- Digi International Inc., 2012. *Maximizing range*. [En línea]
Available at: <http://www.digi.com/support/kbase/kbaseresultdetl?id=2051>
[Último acceso: 27 Enero 2013].
- El-Rabbany, A., 2002. *Introduction to GPS : The Global Positioning System*, Boston: MA: Artech House.

ESSA, S., 2013. *Ficha técnica Ertalón PA6 (Natural)*. Guatemala: s.n.

European Space Association, 2013. *CanSat*. [Online]
Available at: <http://www.esa.int/Education/CanSat>
[Accessed 09 Agosto 2013].

Freescale Semiconductor, 2012. *MPL3115A2 I2C Precision Altimeter*. [Online]
Available at: http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data_sheet/MPL3115A2.pdf

Grogs, n.d. *Animated Knots*. [Online]
Available at: <http://www.animatedknots.com/>
[Accessed 20 Abril 2013].

Guglieri, G., n.d. *Introduction to Parachute Subsonic Aerodynamics*. 1a ed. Turín: Politecnico di Torino.

Knacke, T. W., 1991. *Parachute Recovery Systems Design Manual*. 1a ed. California: Para Publishing.

Laboratorio Profeco, 2000. *Pilas alcalinas*. [Online]
Available at: <http://www.consumidor.gob.mx/wordpress/wp-content/uploads/2012/04/RC-325-pilas-alcalinas.pdf>

Larson, W. J. & Wertz, J. R., 1999. *Space Mission Analysis and Design*. Tercera ed. s.l.:Microcosm Press.

Lopez, J. & Vizcay, M., 2005. *Sensores de Presión*. [Online]
Available at:
https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=10&ved=0CHkQFjAJ&url=https%3A%2F%2Fwww.u-cursos.cl%2Fingenieria%2F2005%2F2%2FEL53A%2F1%2Fmaterial_docente%2Fobjeto%2F81629&ei=XyxBUpyFFYm-9QT8oIHICA&usg=AFQjCNG7eRvTvL2aUZU6f0BqC_kRmrRuNg&sig2=

Lucibella, M., 2012. *Inside Science*. [Online]
Available at: <http://www.insidescience.org/content/sharper-curve-stronger-egg/779>
[Accessed 17 Marzo 2013].

Ludtke, W. P., 1989. *Force distribution in the suspension lines of cross parachutes*. 1a ed. Virginia: s.n.

MatWeb, 2013. *Material Property Data*. [Online]

Available at: <http://www.matweb.com>

[Accessed 20 Abril 2013].

Medir Temperatura, 2010. *Sensor de temperatura*. [Online]

Available at: <http://medirtemperatura.com/sensor-temperatura.php>

Mott, R. L., 2006. *Mecánica de Fluidos*. 6a ed. México: Prentice Hall Inc.

Mundson, B. R., Young, D. F. & Okiishi, T. H., 2002. *Fundamentals of Fluid Mechanics*. 4a ed. USA: John Wiley & Sons, Inc.

Nakka, R., 2013. *Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site*. [Online]

Available at: <http://www.nakka-rocketry.net/paracon.html>

[Accessed 25 Agosto 2013].

National Aeronautics and Space Administration, 2007. *NASA Procedural Requirements*. s.l.:s.n.

NXP, Semiconductors, 2000. *The I2C-BUS Specification*. [Online]

Available at: http://www.eng.auburn.edu/~nelson/courses/elec5260_6260/39340011.pdf

Phoebus, R. R., 2004. *Differential Equations and the Parachute Problem*. 1a ed. s.l.:s.n.

Reina, L. F., 2012. *Tipos de instrumentos*, s.l.: s.n.

Reina, L. F., 2012. *Variables de Proceso: Presión*, s.l.: s.n.

Robbins, S. & Coulter, M., 2010. *Administración*. Décima ed. México: Pearsons Educación.

Roberson, J. A. & Crowe, C. T., 1997. *Engineering Fluid Mechanics*. 6a ed. Canadá: John Wiley & Sons, Inc..

Valenzuela, R., 2012. *Antenas*. [En línea]

Available at: <http://roberto-valenzuela.blogspot.com/2012/05/antenas.html>

[Último acceso: 30 Septiembre 2013].

Weather Underground Inc., n.d. *Datos Climatológicos*. [Online]

Available at: <http://www.wunderground.com/>

[Accessed 23 Abril 2013].

Wikipedia, 2013. *Batería eléctrica*. [Online]

Available at: http://es.wikipedia.org/wiki/Bater%C3%ADa_el%C3%A9ctrica

Wikipedia, 2013. *Sensor de Presión*. [Online]

Available at:

http://translate.google.com/translate?hl=es&sl=en&tl=es&u=http%3A%2F%2Fen.wikipedia.org%2Fwiki%2FPressure_sensor

Zea, L., 2012. *Hardware design* [Interview] (21 Noviembre 2012).

Zukas, J. A. et al., 1982. *Impact Mechanics*. Canada: John Wiley & Sons, Inc.

XIII. ANEXOS

Anexo 1. Datos estación meteorológica, Aeropuerto Internacional de Abilene (KABI)

'12	D ia	Temp. (°C)			Pto. Rocio (°C)			HR (%)			Presión a NM. (hPa)			Visibilidad (km)			Viento (km/h)			Precip. (mm)	
		Alt a	Pr o m	Ba ja	Alt a	Pr o m	lo w	Alt a	Pr o m	Ba ja	Alta	Pro m	Baj a	Alt a	Pr o m	Ba ja	Alt a	Pr o m	Ba ja	Acum.	
	1	33	24	16	13	12	8	67	48	28	101 5	101 2	100 8	16	16	16	29	16	39	0	
	2	36	28	20	18	16	13	78	55	31	101 1	100 9	100 6	16	16	16	34	18	42	0	
	3	36	29	21	21	18	16	84	57	30	101 0	100 8	100 6	16	16	16	45	22	56	0	
	4	36	29	22	21	18	16	84	58	31	101 0	100 8	100 6	16	16	16	39	16	48	0	
	5	34	28	21	17	15	13	78	54	30	101 1	100 8	100 5	16	16	16	32	9	47	0	
	6	29	25	20	18	17	14	87	64	40	101 0	100 8	100 6	16	16	13	39	10	50	0.51	
	7	26	22	17	20	18	17	97	81	64	101 6	101 3	100 9	16	14	2	24	13	29	35.81	
	8	29	24	20	19	18	16	93	70	47	101 7	101 4	101 0	16	15	10	23	12	27	0	
	9	34	27	19	20	19	18	10 0	71	41	101 0	100 6	100 2	16	15	8	39	24	52	0	
	10	39	31	23	22	19	14	74	50	25	100 5	100 3	100 2	16	16	16	40	25	48	0	
	11	41	31	21	21	18	14	69	46	22	101 5	100 8	100 5	16	16	6	60	20	84	5.59	
	12	29	25	20	22	18	16	79	64	48	101 9	101 4	101 1	16	16	16	47	22	64	0	
	13	36	27	19	22	18	15	93	62	31	101 7	101 1	100 8	16	16	16	53	22	66	T	
	14	34	29	24	21	20	18	82	62	41	101 0	100 8	100 6	16	16	16	42	25	52	0	
	15	35	28	22	21	18	15	79	57	34	101 2	101 1	100 9	16	16	16	47	23	53	0	
	11	1	36	30	24	19	14	9	69	45	20	102 1	101 8	101 4	16	16	16	40	24	56	0
	2	37	28	20	13	8	3	61	38	14	101 6	101 3	100 9	16	16	16	48	25	64	0	
	3	37	28	18	13	9	6	58	37	16	101 4	101 3	101 1	16	16	16	52	25	64	0.25	
	4	34	28	21	17	13	11	70	47	24	101 9	101 7	101 5	16	16	16	34	19	61	0	
	5	37	29	21	16	9	1	66	39	11	102 0	101 7	101 4	16	16	16	32	15	52	0	
	6	37	29	22	15	12	9	61	40	18	101 5	101 3	100 9	16	16	16	32	18	42	0	
	7	38	31	24	14	12	9	54	36	17	101 1	100 8	100 6	16	16	16	35	22	47	0	
	8	38	32	24	18	14	12	64	43	21	101 0	100 8	100 6	16	16	16	45	27	58	0	
	9	38	31	24	17	14	11	64	43	22	101 0	100 8	100 5	16	16	16	40	29	52	0	
	10	37	31	24	17	14	12	60	42	24	101 1	100 8	100 5	16	16	16	50	26	61	0	
	11	37	30	23	17	13	9	64	41	18	101 1	100 9	100 7	16	16	16	39	23	48	0	
	12	39	32	24	17	13	6	60	37	14	101 0	100 8	100 7	16	16	16	39	26	50	0	
	13	41	33	24	18	11	4	62	37	11	101 3	101 0	100 8	16	16	16	40	24	52	0	

	14	41	33	25	18	12	7	64	39	13	1011	1007	1003	16	16	16	45	28	56	0
	15	39	32	24	20	13	8	67	43	18	1008	1006	1004	16	16	16	40	24	56	0
10 Jun	1	34	28	21	18	15	10	73	50	26	1013	1010	1006	16	16	11	39	18	50	3.56
	2	32	26	20	21	17	14	87	66	44	1010	1007	1004	16	13	2	58	14	71	9.4
	3	32	25	18	17	16	13	87	60	32	1009	1007	1005	16	16	6	26	7	34	0
	4	34	27	20	18	16	13	81	55	28	1008	1007	1006	16	16	16	29	15	48	0
	5	37	30	23	19	18	16	69	52	35	1008	1006	1004	16	16	16	32	22	45	0
	6	36	30	24	22	21	18	87	61	35	1015	1011	1006	16	14	8	32	16	47	0
	7	34	28	22	22	19	17	90	63	36	1014	1012	1009	16	14	8	42	17	58	0
	8	34	28	23	21	18	16	84	60	36	1012	1010	1009	16	15	11	40	20	53	0
	9	34	28	22	21	19	17	84	61	38	1016	1011	1008	16	16	10	29	16	47	0
	10	36	31	24	22	21	19	87	63	38	1011	1007	1004	16	14	10	37	24	48	0
	11	34	29	25	22	21	19	76	62	47	1011	1008	1006	16	16	10	45	29	56	0
	12	34	29	24	21	19	17	74	55	36	1015	1011	1008	16	16	16	48	31	63	0
	13	35	30	25	21	19	18	74	55	36	1016	1011	1008	16	16	16	48	32	63	0
	14	35	27	19	21	19	17	76	55	34	1016	1011	1005	16	14	2	50	24	61	17.53
	15	32	24	17	20	18	16	93	69	44	1019	1015	1012	16	11	1	53	15	66	50.04
Promedio	35.24	28.53	21.64	18.91	15.98	12.89	75.78	53.18	29.98	1012.91	1009.96	1007.16	16.00	15.53	12.93	40.27	20.71	53.02	2.79	

Anexo 2. Comparativa de características para distintas formas de paracaídas.

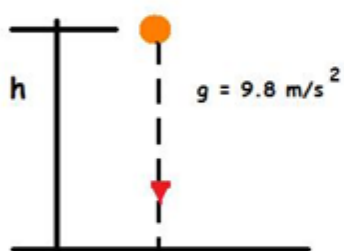
TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_u}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_0} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT CIRCULAR			1.00	0.87 TO 0.70	0.75 TO 0.80	~1.7	±10 TO ±40	DESCENT, OBSOLETE
CONICAL			0.93 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.90	~1.8	±10 TO ±30	DESCENT, M < 0.5
BICONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.92	~1.8	±10 TO ±30	DESCENT, M < 0.5
TRICONICAL POLYCONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.80 TO 0.96	~1.8	±10 TO ±20	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 10% FLAT			0.86	0.66 TO 0.70	0.78 TO 0.87	~1.4	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 14.3% FULL			0.81 TO 0.85	0.66 TO 0.70	0.75 TO 0.90	~1.4	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5
HEMISPHERICAL			0.71	0.66	0.62 TO 0.77	~1.6	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5, OBSOLETE
GUIDE SURFACE (RIBBED)			0.63	0.62	0.28 TO 0.42	~1.2	0 TO -2	STABILIZATION, DROGUE, 0.1 < M < 1.5
GUIDE SURFACE (RIBLESS)			0.66	0.63	0.30 TO 0.34	~1.4	0 TO ±3	PILOT, DROGUE, 0.1 < M < 1.5
ANNULAR			1.04	0.94	0.85 TO 0.95	~1.4	< ±6	DESCENT, M < 0.5
CROSS			1.15 TO 1.19	0.65 TO 0.72	0.60 TO 0.85	1.1 TO 1.2	0 TO -3	DESCENT, DECELERATION

Anexo 3. Datos climáticos del día de lanzamiento.

Weather History for Abilene, TXSaturday, June 8, 2013 — [View Current Weather Conditions](#)

Saturday, June 8, 2013			
« Previous Day	June	8	2013
			View
Next Day »			
Daily	Weekly	Monthly	Custom
	Actual	Average	Record
Temperature			
Mean Temperature	25 °C	26 °C	
Max Temperature	32 °C	32 °C	40 °C (1928)
Min Temperature	17 °C	19 °C	11 °C (1918)
Degree Days			
Heating Degree Days	0	0	
Month to date heating degree days	0	0	
Since 1 June heating degree days	0	0	
Since 1 July heating degree days	2301	2558	
Cooling Degree Days	12	13	
Month to date cooling degree days	111	101	
Year to date cooling degree days	592	498	
Since 1 June cooling degree days	111	101	
Growing Degree Days	26 (Base 50)		
Moisture			
Dew Point	13 °C		
Average Humidity	53		
Maximum Humidity	73		
Minimum Humidity	32		
Precipitation			
Precipitation	0.00 mm	3.56 mm	5.21 mm (1955)
Month to date precipitation	0.22	1.13	
Year to date precipitation	6.44	10.07	
Sea Level Pressure			
Sea Level Pressure	1009 hPa		
Wind			
Wind Speed	20 km/h (SSE)		
Max Wind Speed	39 km/h		
Max Gust Speed	52 km/h		
Visibility	16 kilometers		
Events			
T = Trace of Precipitation, MM = Missing Value			
Source: NWS Daily Summary			

Anexo 4. Análisis de cuerpo en caída libre.

Caída Libre

El análisis de un cuerpo en caída libre se basa en una sumatoria de fuerzas, como la que se presenta a continuación:

$$F = ma = m \frac{dv(t)}{dt} = mg$$

Se establecen las condiciones iniciales, en este caso que la velocidad y la altura en el tiempo 0 son 0.

$$v(0) = 0, h(0) = 0$$

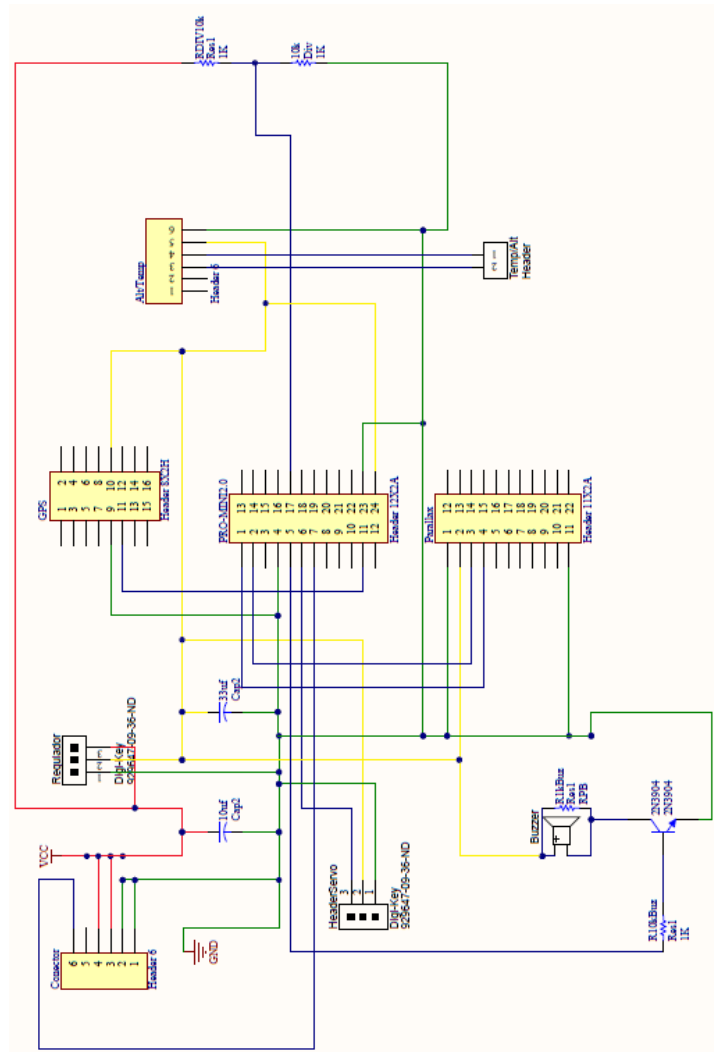
$$\frac{dv(t)}{dt} = g$$

Integrando en cada caso se obtiene la velocidad y la altura en tiempos específicos:

$$v = \frac{dh(t)}{dt} = gt + c, c = 0$$

$$h = \frac{1}{2}gt^2 + c, c = 0$$

Anexo 5. Diagrama esquemático del circuito impreso



Anexo 6. Código fuente - Sistema de monitoreo de comunicaciones.

```

'Universidad del Valle de Guatemala
'Megaproyecto
'MicroSatélites: Diseño y Construcción de un CanSat
'Carlos Alberto Lara Moir
'08203

Imports System.IO.Ports
Imports System.IO
Imports System.Threading
Imports System
Imports System.Collections.Generic
Imports System.ComponentModel
Imports System.Data
Imports System.Drawing
Imports System.Text
Imports Gigasoft.ProEssentials.Enums

Public Class Form1
#Region "Member Variables"
    'Variables Para Recepcion de Datos
    Dim data As String
    Dim strArr() As String
    'Variable Archivo
    Dim File As String =
"C:\Users\CarlosAlberto\Desktop\CANSAT2013_TLM_1120_Pleyades_UVG.csv"
    'Variables Gráficas
    Dim m_nRealTimeCounter As Integer
    Dim m_nSinCounter As Integer
    Dim newy As Integer
    Dim newx As Integer
    'Variable para Voltaje
    Dim voltage As Integer
    'Variables Calculo Velocidad!
    Dim AltitudActual As Double
    Dim AltitudAnterior As Double
    Dim Velocidad As Double
    Dim contador As Integer
    Dim changeflag As Boolean
    Dim first As Boolean
    Dim speedFlag As Boolean = False
    'Variable para deteccion de reset
    Dim contadorMT As Integer
    Dim MTanterior As Integer
    Dim MTactual As Integer
    Dim MTflag As Boolean
    Dim firstMT As Boolean
#End Region

```

```

Private Sub Button1_Click(sender As Object, e As EventArgs) Handles Button1.Click
    Try
        SerialPort1.PortName = ComboBox1.Text
        'ESTA SIGUIENTE LINEA ES IMPORTANTE PARA ENVIAR CORRECTAMENTE
        TODOS LOS MENSAJES
        SerialPort1.Encoding = System.Text.Encoding.GetEncoding(1252)
        SerialPort1.Open()
        RichTextBox1.Text = "Connected to: " & ComboBox1.Text & vbCrLf
        SerialPort1.RtsEnable = True
        Button3.Enabled = True
    Catch ex As Exception
        RichTextBox1.Text = "There is an ERROR" & vbCrLf & _
            "Can't communicate to: " & ComboBox1.Text & vbCrLf
    End Try
End Sub

Private Sub Button2_Click(ByVal sender As System.Object, ByVal e As System.EventArgs)
Handles Button2.Click
    Dim ports As String() = System.IO.Ports.SerialPort.GetPortNames
    ComboBox1.Items.Clear()
    Dim port As String
    For Each port In ports
        ComboBox1.Items.Add(port)
    Next port
End Sub

Private Sub SerialPort1_DataReceived(ByVal sender As Object, ByVal e As
System.IO.Ports.SerialDataReceivedEventArgs) Handles SerialPort1.DataReceived
    Control.CheckForIllegalCrossThreadCalls = False
    data = SerialPort1.ReadLine
    RichTextBox2.Text = data
    strArr = data.Split(",")
    Dim i As Integer = 0

    If strArr.Length > 1 Then

        Try
            For i = 0 To strArr.Length
            Next
            ' Display
            txtCansat.Text = strArr(0)
            txtTeam.Text = strArr(1)
            txtMT.Text = strArr(2)
            txtTime.Text = strArr(3)
            txtLat.Text = strArr(4)
            txtLong.Text = strArr(5)
            txtGPSAlt.Text = strArr(6)
            txtSat.Text = strArr(7)
            txtAlt.Text = strArr(8)
        End Try
    End If
End Sub

```

```

    txtTemp.Text = strArr(9)
    txtVolt.Text = strArr(10)
    If strArr(11) = "0" Then
        txtMS.Text = "Boot"
    ElseIf strArr(11) = "1" Then
        txtMS.Text = "Test Mode"
    ElseIf strArr(11) = "2" Then
        txtMS.Text = "Launch Pad"
    ElseIf strArr(11) = "3" Then
        txtMS.Text = "Ascent"
    ElseIf strArr(11) = "4" Then
        txtMS.Text = "Rocket Deployment"
    ElseIf strArr(11) = "5" Then
        txtMS.Text = "Descent"
    ElseIf strArr(11) = "6" Then
        txtMS.Text = "Cansat Release"
    ElseIf strArr(11) = "7" Then
        txtMS.Text = "Impact"
    End If
    My.Computer.FileSystem.WriteAllText(File, data & vbCrLf, True)
Catch
    ' Can't Read values
    RichTextBox1.Text = "Check Connection"
End Try
End If

If txtSat.Text = "00" Then
    RichTextBox1.Text = "GPS Unstable"
Else
    RichTextBox1.Text = "Correct Data"
End If

//////////////////////////////////Voltage Decodification and Display//////////////////////////////////
If String.IsNullOrEmpty(txtVolt.Text) Then
    ProgressBar1.Value = 0
Else
    voltage = CType(txtVolt.Text, Integer)
    ProgressBar1.Value = voltage
End If
SerialPort1.ReadExisting()

End Sub

Private Sub Button3_Click(sender As Object, e As EventArgs) Handles Button3.Click
    SerialPort1.Write("$")
    Timer2.Enabled = True
End Sub

Private Sub Speed_Calculation()
    If String.IsNullOrEmpty(AltitudAnterior) Then
        first = True
    End If

```

```

If changeflag = True Then
    If first = True Then
        AltitudActual = txtAlt.Text
        first = False
    End If
    If first = False Then
        AltitudAnterior = AltitudActual
        AltitudActual = txtAlt.Text
    End If
End If
If changeflag = False Then
    AltitudAnterior = AltitudActual
    AltitudActual = txtAlt.Text
End If
If String.IsNullOrEmpty(AltitudAnterior) Then
Else
    Velocidad = (AltitudActual - AltitudAnterior) / 2
End If
txtSpeed.Text = Math.Round(Math.Abs(Velocidad), 2)

End Sub

Private Sub txtAlt_TextChanged(sender As Object, e As EventArgs) Handles
txtAlt.TextChanged
    contador = contador + 1
    If contador = 1 Then
        changeflag = True
    ElseIf contador = 2 Then
        changeflag = False
        contador = 0
    End If
    Speed_Calculation()
End Sub

Private Sub Form1_Load(sender As Object, e As EventArgs) Handles MyBase.Load
    '!! Chart fills 100 points and once 100 points have
    '!! been passed, old data is over-written as more
    '!! data is passed to chart.

    Pesgo1.PeData.Subsets = 1
    Pesgo1.PeData.Points = 100
    Pesgo2.PeData.Subsets = 1
    Pesgo2.PeData.Points = 100
    Pesgo3.PeData.Subsets = 1
    Pesgo3.PeData.Points = 100
    Pesgo4.PeData.Subsets = 1
    Pesgo4.PeData.Points = 100

    '// Set Manual Y scale //
    Pesgo1.PeGrid.Configure.ManualScaleControlY = ManualScaleControl.MinMax
    Pesgo1.PeGrid.Configure.ManualMinY = 1
    Pesgo1.PeGrid.Configure.ManualMaxY = 1500

```

```

Pesgo2.PeGrid.Configure.ManualScaleControlY = ManualScaleControl.MinMax
Pesgo2.PeGrid.Configure.ManualMinY = 1
Pesgo2.PeGrid.Configure.ManualMaxY = 50
Pesgo3.PeGrid.Configure.ManualScaleControlY = ManualScaleControl.MinMax
Pesgo3.PeGrid.Configure.ManualMinY = 1
Pesgo3.PeGrid.Configure.ManualMaxY = 1500
Pesgo4.PeGrid.Configure.ManualScaleControlY = ManualScaleControl.MinMax
Pesgo4.PeGrid.Configure.ManualMinY = 1
Pesgo4.PeGrid.Configure.ManualMaxY = 120

```

```
// Set Manual X scale //
```

```

Pesgo1.PeGrid.Configure.ManualScaleControlX = ManualScaleControl.MinMax
Pesgo1.PeGrid.Configure.ManualMinX = 1
Pesgo1.PeGrid.Configure.ManualMaxX = 100
Pesgo2.PeGrid.Configure.ManualScaleControlX = ManualScaleControl.MinMax
Pesgo2.PeGrid.Configure.ManualMinX = 1
Pesgo2.PeGrid.Configure.ManualMaxX = 100
Pesgo3.PeGrid.Configure.ManualScaleControlX = ManualScaleControl.MinMax
Pesgo3.PeGrid.Configure.ManualMinX = 1
Pesgo3.PeGrid.Configure.ManualMaxX = 100
Pesgo4.PeGrid.Configure.ManualScaleControlX = ManualScaleControl.MinMax
Pesgo4.PeGrid.Configure.ManualMinX = 1
Pesgo4.PeGrid.Configure.ManualMaxX = 100

```

```
// Show Annotations //
```

```

Pesgo1.PeAnnotation.Show = True
Pesgo2.PeAnnotation.Show = True
Pesgo3.PeAnnotation.Show = True
Pesgo4.PeAnnotation.Show = True

```

```
// Clear out default data //
```

```

Pesgo1.PeData.X(0, 0) = 0
Pesgo1.PeData.X(0, 1) = 0
Pesgo1.PeData.X(0, 2) = 0
Pesgo1.PeData.X(0, 3) = 0
Pesgo1.PeData.Y(0, 0) = 0
Pesgo1.PeData.Y(0, 1) = 0
Pesgo1.PeData.Y(0, 2) = 0
Pesgo1.PeData.Y(0, 3) = 0
Pesgo2.PeData.X(0, 0) = 0
Pesgo2.PeData.X(0, 1) = 0
Pesgo2.PeData.X(0, 2) = 0
Pesgo2.PeData.X(0, 3) = 0
Pesgo2.PeData.Y(0, 0) = 0
Pesgo2.PeData.Y(0, 1) = 0
Pesgo2.PeData.Y(0, 2) = 0
Pesgo2.PeData.Y(0, 3) = 0
Pesgo3.PeData.X(0, 0) = 0
Pesgo3.PeData.X(0, 1) = 0
Pesgo3.PeData.X(0, 2) = 0
Pesgo3.PeData.X(0, 3) = 0
Pesgo3.PeData.Y(0, 0) = 0

```

```

Pesgo3.PeData.Y(0, 1) = 0
Pesgo3.PeData.Y(0, 2) = 0
Pesgo3.PeData.Y(0, 3) = 0
Pesgo4.PeData.X(0, 0) = 0
Pesgo4.PeData.X(0, 1) = 0
Pesgo4.PeData.X(0, 2) = 0
Pesgo4.PeData.X(0, 3) = 0
Pesgo4.PeData.Y(0, 0) = 0
Pesgo4.PeData.Y(0, 1) = 0
Pesgo4.PeData.Y(0, 2) = 0
Pesgo4.PeData.Y(0, 3) = 0

// Set Various Other Properties Pesgo 1 //
Pesgo1.PeColor.BitmapGradientMode = False
Pesgo1.PeColor.QuickStyle = QuickStyle.LightShadow

Pesgo1.PeString.MainTitle = "Altitude"
Pesgo1.PeString.SubTitle = ""
Pesgo1.PeString.XAxisLabel = "Seconds"
Pesgo1.PeString.YAxisLabel = "Meters"
Pesgo1.PeUserInterface.Dialog.RandomPointsToExport = True
Pesgo1.PeUserInterface.Allow.FocalRect = False
Pesgo1.PePlot.Allow.Bar = False
Pesgo1.PeUserInterface.Allow.Popup = False
Pesgo1.PeConfigure.PrepareImages = True
Pesgo1.PeConfigure.CacheBmp = True
Pesgo1.PeFont.Fixed = True
Pesgo1.PeColor.SubsetColors(0) = Color.FromArgb(0, 0, 198)

Pesgo1.PePlot.Option.GradientBars = 8
Pesgo1.PeConfigure.TextShadows = TextShadows.BoldText
Pesgo1.PeFont.MainTitle.Bold = True
Pesgo1.PeFont.SubTitle.Bold = True
Pesgo1.PeFont.Label.Bold = True
Pesgo1.PePlot.Option.LineShadows = True
Pesgo1.PeFont.FontSize = FontSize.Medium

// Set Various Other Properties Pesgo2 //
Pesgo2.PeColor.BitmapGradientMode = False
Pesgo2.PeColor.QuickStyle = QuickStyle.LightShadow

Pesgo2.PeString.MainTitle = "Air Temperature"
Pesgo2.PeString.SubTitle = ""
Pesgo2.PeString.XAxisLabel = "Seconds"
Pesgo2.PeString.YAxisLabel = "Celsius"
Pesgo2.PeUserInterface.Dialog.RandomPointsToExport = True
Pesgo2.PeUserInterface.Allow.FocalRect = False
Pesgo2.PePlot.Allow.Bar = False
Pesgo2.PeUserInterface.Allow.Popup = False
Pesgo2.PeConfigure.PrepareImages = True
Pesgo2.PeConfigure.CacheBmp = True
Pesgo2.PeFont.Fixed = True

```

```
Pesgo2.PeColor.SubsetColors(0) = Color.FromArgb(0, 0, 198)
```

```
Pesgo2.PePlot.Option.GradientBars = 8
Pesgo2.PeConfigure.TextShadows = TextShadows.BoldText
Pesgo2.PeFont.MainTitle.Bold = True
Pesgo2.PeFont.SubTitle.Bold = True
Pesgo2.PeFont.Label.Bold = True
Pesgo2.PePlot.Option.LineShadows = True
Pesgo2.PeFont.FontSize = FontSize.Medium
```

```
// Set Various Other Properties Pesgo3 //
Pesgo3.PeColor.BitmapGradientMode = False
Pesgo3.PeColor.QuickStyle = QuickStyle.LightShadow
```

```
Pesgo3.PeString.MainTitle = "GPS Altitude"
Pesgo3.PeString.SubTitle = "Mean Sea Level"
Pesgo3.PeString.XAxisLabel = "Seconds"
Pesgo3.PeString.YAxisLabel = "Meters"
Pesgo3.PeUserInterface.Dialog.RandomPointsToExport = True
Pesgo3.PeUserInterface.Allow.FocalRect = False
Pesgo3.PePlot.Allow.Bar = False
Pesgo3.PeUserInterface.Allow.Popup = False
Pesgo3.PeConfigure.PrepareImages = True
Pesgo3.PeConfigure.CacheBmp = True
Pesgo3.PeFont.Fixed = True
Pesgo3.PeColor.SubsetColors(0) = Color.FromArgb(0, 0, 198)
```

```
Pesgo3.PePlot.Option.GradientBars = 8
Pesgo3.PeConfigure.TextShadows = TextShadows.BoldText
Pesgo3.PeFont.MainTitle.Bold = True
Pesgo3.PeFont.SubTitle.Bold = True
Pesgo3.PeFont.Label.Bold = True
Pesgo3.PePlot.Option.LineShadows = True
Pesgo3.PeFont.FontSize = FontSize.Medium
```

```
// Set Various Other Properties Pesgo4 //
Pesgo4.PeColor.BitmapGradientMode = False
Pesgo4.PeColor.QuickStyle = QuickStyle.LightShadow
```

```
Pesgo4.PeString.MainTitle = "Speed"
Pesgo4.PeString.SubTitle = ""
Pesgo4.PeString.XAxisLabel = "Seconds"
Pesgo4.PeString.YAxisLabel = "Meters/Second"
Pesgo4.PeUserInterface.Dialog.RandomPointsToExport = True
Pesgo4.PeUserInterface.Allow.FocalRect = False
Pesgo4.PePlot.Allow.Bar = False
Pesgo4.PeUserInterface.Allow.Popup = False
Pesgo4.PeConfigure.PrepareImages = True
Pesgo4.PeConfigure.CacheBmp = True
Pesgo4.PeFont.Fixed = True
Pesgo4.PeColor.SubsetColors(0) = Color.FromArgb(0, 0, 198)
```

```

Pesgo4.PePlot.Option.GradientBars = 8
Pesgo4.PeConfigure.TextShadows = TextShadows.BoldText
Pesgo4.PeFont.MainTitle.Bold = True
Pesgo4.PeFont.SubTitle.Bold = True
Pesgo4.PeFont.Label.Bold = True
Pesgo4.PePlot.Option.LineShadows = True
Pesgo4.PeFont.FontSize = FontSize.Medium

// Improves Metafile Export //
Pesgo1.PeSpecial.DpiX = 600
Pesgo1.PeSpecial.DpiY = 600
Pesgo2.PeSpecial.DpiX = 600
Pesgo2.PeSpecial.DpiY = 600
Pesgo3.PeSpecial.DpiX = 600
Pesgo3.PeSpecial.DpiY = 600
Pesgo4.PeSpecial.DpiX = 600
Pesgo4.PeSpecial.DpiY = 600

Pesgo1.PeFunction.ReinitializeResetImage()
Pesgo2.PeFunction.ReinitializeResetImage()
Pesgo3.PeFunction.ReinitializeResetImage()
Pesgo4.PeFunction.ReinitializeResetImage()

End Sub

Private Sub Timer1_Tick(sender As Object, e As EventArgs) Handles Timer1.Tick
    //Set Values for Altitude (Pesco1) Graph//

    // New y value and x value //
    newx = m_nRealTimeCounter

    // Update new data at current index //
    If String.IsNullOrEmpty(txtAlt.Text) Then
        Pesgo1.PeData.Y(0, m_nRealTimeCounter) = "0"
    Else
        Pesgo1.PeData.Y(0, m_nRealTimeCounter) = txtAlt.Text
    End If
    Pesgo1.PeData.X(0, m_nRealTimeCounter) = newx

    Pesgo1.PeAnnotation.Line.XAxis(0) = newx
    Pesgo1.PeAnnotation.Line.XAxisType(0) = LineAnnotationType.MediumSolid
    Pesgo1.PeAnnotation.Line.XAxisColor(0) = Color.FromArgb(0, 0, 198)

    // Update image and force paint//
    Pesgo1.PeFunction.ReinitializeResetImage()
    Pesgo1.Refresh()

    //Set Values for Air Temperature (Pesco2) Graph//

    // Update new data at current index //
    If String.IsNullOrEmpty(txtTemp.Text) Then
        Pesgo2.PeData.Y(0, m_nRealTimeCounter) = "0"
    End If

```

```

Else
    Pesgo2.PeData.Y(0, m_nRealTimeCounter) = txtTemp.Text
End If
Pesgo2.PeData.X(0, m_nRealTimeCounter) = newx

Pesgo2.PeAnnotation.Line.XAxis(0) = newx
Pesgo2.PeAnnotation.Line.XAxisType(0) = LineAnnotationType.MediumSolid
Pesgo2.PeAnnotation.Line.XAxisColor(0) = Color.FromArgb(0, 0, 198)

'// Update image and force paint'
Pesgo2.PeFunction.ReinitializeResetImage()
Pesgo2.Refresh()

'//Set Values for GPS Altitude (Pesgo3) Graph'

'// Update new data at current index //
If String.IsNullOrEmpty(txtSat.Text) Then
    Pesgo3.PeData.Y(0, m_nRealTimeCounter) = "0"
Else
    Pesgo3.PeData.Y(0, m_nRealTimeCounter) = txtGPSAlt.Text
End If
Pesgo3.PeData.X(0, m_nRealTimeCounter) = newx

Pesgo3.PeAnnotation.Line.XAxis(0) = newx
Pesgo3.PeAnnotation.Line.XAxisType(0) = LineAnnotationType.MediumSolid
Pesgo3.PeAnnotation.Line.XAxisColor(0) = Color.FromArgb(0, 0, 198)

'// Update image and force paint'
Pesgo3.PeFunction.ReinitializeResetImage()
Pesgo3.Refresh()

'//Set Values for Speed (Pesgo4) Graph'

'// Update new data at current index //
If String.IsNullOrEmpty(txtSpeed.Text) Then
    Pesgo4.PeData.Y(0, m_nRealTimeCounter) = "0"
Else
    Pesgo4.PeData.Y(0, m_nRealTimeCounter) = txtSpeed.Text
End If
Pesgo4.PeData.X(0, m_nRealTimeCounter) = newx

Pesgo4.PeAnnotation.Line.XAxis(0) = newx
Pesgo4.PeAnnotation.Line.XAxisType(0) = LineAnnotationType.MediumSolid
Pesgo4.PeAnnotation.Line.XAxisColor(0) = Color.FromArgb(0, 0, 198)

'// Update image and force paint'
Pesgo4.PeFunction.ReinitializeResetImage()
Pesgo4.Refresh()

'// Increment counter//
m_nRealTimeCounter = m_nRealTimeCounter + 1

```

```

    // Reset counter at end of data //
    If m_nRealTimeCounter = 100 Then m_nRealTimeCounter = 0
End Sub

Private Sub Button4_Click(sender As Object, e As EventArgs) Handles Button4.Click
    // Initialize Counters and Timer //
    m_nRealTimeCounter = 1
    m_nSinCounter = 1
    Timer1.Enabled = True
End Sub

Private Sub Timer2_Tick(sender As Object, e As EventArgs) Handles Timer2.Tick
    contadorMT = contadorMT + 1
    If contadorMT = 1 Then
        MTflag = True
    ElseIf contadorMT = 2 Then
        MTflag = False
        contadorMT = 0
    End If
    If txtMT.Text <> "" Then
        Reset_Detection()
    End If
    If MTactual = MTanterior Then
        If SerialPort1.IsOpen Then
            SerialPort1.Write("$")
        End If
    End If
End Sub

Private Sub Reset_Detection()
    If String.IsNullOrEmpty(MTanterior) Then
        firstMT = True
    End If
    If MTflag Then
        If firstMT = True Then
            MTactual = txtMT.Text
            firstMT = False
        End If
        If firstMT = False Then
            MTanterior = MTactual
            MTactual = txtMT.Text
        End If
    End If
    If MTflag = False Then
        MTanterior = MTactual
        MTactual = txtMT.Text
    End If
    TextBox1.Text = MTactual
    TextBox2.Text = MTanterior
End Sub

End Class

```

Anexo 7. Código del sistema de sensores

```

/*
Hardware Connections:
-VCC = 3.3V
-SDA = A4, SCL = A5
-RX = 8, TX = 9
-Buzzer = 2
-Servomotor = 3
-Camera = 4

Usage:
-Serial terminal at 9600bps
-Software Serial terminal at 9600bps (GPS)
-Altitude in meters, temperature in degrees C, with 1/16
resolution at 1 Hz rate.
-Software enabled interrupt on new data, ~1Hz with full resolution
*/

#include <SoftwareSerial.h> //Software serial for GPS
#include <EEPROM.h> // EEPROM library
#include <Wire.h> // IIC communication library
#include <Servo.h> // Servomotor library

SoftwareSerial gpsSerial(8, 9); // RX, TX
const int sentenceSize = 80;
//Mission Time variables
unsigned long time, timesec;

//Data variables for sending and manage
char sentence[sentenceSize];
String UTC, LAT, LONG, MSA, ST, NS, EW, ALT, TEMP;
char vbat[3];

```

```

char utc[11], lat[10], ns[2], longi[11], ew[2], st[3], msa[8], alt[7], temp[2], cadena[90];
//Manage and status variables
int Missionstatus;
int datasend=0;
int missioncheck=0, cont = 0;
boolean flag= false;
boolean flag2= false;
boolean flag3= false;
boolean flag5= false;
boolean flag6= false;
boolean flag7= false;
boolean flag9= false;
boolean flag0= false;
boolean flag11= false;
boolean flag12= false;

const int SENSORADDRESS = 0x60; // address specific to the MPL3115A1 (datasheet).

// variables for the calculations
int m_altitude, m_temp, c_altitude, dhoras, uhoras, horas, offset;
float l_altitude, l_temp;
float alt_now, alt_before, alt1, temperature, volts, altv;
int altinicial;
int altrelease;
Servo miservo;
const int ShutterButtonPin = 4;

void setup()
{
  miservo.attach(3); // Attach servo
  miservo.write(0); // Initial position servomotor
  delay(400); //Waits for servo to move
  miservo.detach(); // Detach servo

```

```

Wire.begin();    // IIC Bus
Serial.begin(9600); // start serial for output
pinMode(2, OUTPUT); // sets the pin as output for buzzer
pinMode(ShutterButtonPin, OUTPUT); // sets the pin high for camera
digitalWrite(ShutterButtonPin, HIGH);
// I2 communication check
if(IIC_Read(0x0C) == 196); //checks who_am_i bit for basic I2C handshake test
else Serial.println("i2c bad");

// Enable and configure the sensor.
sensor_config();
}

void loop()
{
  if (flag2 == false)
  {
    // Command recieve for start transmission
    xbeereceive();
    gpsSerial.begin(9600);
    delay(10);
  }
  GPS();
  comparacion();
  if (flag==true) // two seconds data send
  {
    volts = map(analogRead(0), 0, 1023, 0, 6800);
    volts = volts/1000;
    dtostrf(volts,1,1,vbat);
    xbee_data();
    missioncheck = 1;
  }
}

```

```
boolean check_new()
{
    // This function check to see if there is new data.
    // If INT_SOURCE (0x12) register's DRDY flag is enabled, return
    if(IIC_Read(0x12) == 0x80) // check INT_SOURCE register on
        // new data ready (SRC_DRDY)
        {
            return true;
        }
    else return false;
}

void sensor_config()
{
    // CTRL_REG1 (0x26): enable sensor, oversampling, altimeter mode
    IIC_Write(0x26, 0xB9);

    // CTRL_REG4 (0x29): Data ready interrupt enabled
    IIC_Write(0x29, 0x80);

    // PT_DATA_CFG (0x13): enable both pressure and temp event flags
    IIC_Write(0x13, 0x07);

    // This configuration option calibrates the sensor according to
    // the sea level pressure for the measurement location

    // BAR_IN_MSB (0x14):
    IIC_Write(0x14, 0xC6);

    // BAR_IN_LSB (0x15):
    IIC_Write(0x15, 0x5B);
}
```

```

void sensor_read_data()
{
  // read registers 0x01 through 0x05
  m_altitude = IIC_Read(0x01);
  c_altitude = IIC_Read(0x02);
  /* the least significant bytes l_altitude and l_temp are 4-bit.
     shift the value over 4 spots to the right and divide by 16.
  */
  l_altitude = (float)(IIC_Read(0x03)>>4)/16.0;
  m_temp = IIC_Read(0x04); //temp, degrees
  l_temp = (float)(IIC_Read(0x05)>>4)/16.0; //temp, fraction of a degree

  // calculation of the altitude and temperature
  alt1 = (float)((m_altitude << 8)|c_altitude) + l_altitude;
  temperature = (float)(m_temp + l_temp);
  // conversion of xaltitude and temperatura to char array
  dtostrf(alt1,4,1,alt);
  dtostrf(temperature,2,0,temp);

  Wire.endTransmission();
}

// These are the two I2C functions in this sketch.
byte IIC_Read(byte regAddr)
{
  // This function reads one byte over IIC
  Wire.beginTransmission(SENSORADDRESS);
  Wire.write(regAddr); // Address of CTRL_REG1
  Wire.endTransmission(false); // Send data to I2C dev with option
  // for a repeated start.
  Wire.requestFrom(SENSORADDRESS, 1); // Request the data...
  return Wire.read();
}

```

```
}

void IIC_Write(byte regAddr, byte value)
{
  // This function writes one byto over IIC
  Wire.beginTransmission(SENSORADDRESS);
  Wire.write(regAddr);
  Wire.write(value);
  Wire.endTransmission(true);
}

void displayGPS()
{
  char field[20];
  getField(field, 0);
  if (strcmp(field, "$GPGGA") == 0)
  {
    //UTC Time
    getField(field, 1); // number
    UTC=field;
    UTC.toCharArray(utc, 11);
    // transform utc time to local time (Texas)
    dhoras= utc[0] - 48;
    dhoras= dhoras*10;
    uhoras= utc[1] - 48 ;
    horas= dhoras + uhoras;
    offset= 5 - horas;
    horas= horas - 5;
    if (horas < 0)
    {
      horas=24;
      horas= horas - offset;
    }
  }
}
```

```
//Latitude
getField(field, 2); // number
LAT=field;
LAT.toCharArray(lat, 10);
getField(field, 3); // N/S
NS=field;
NS.toCharArray(ns, 2);

//Longitude
getField(field, 4);
LONG=field;
LONG.toCharArray(longi, 11);
getField(field, 5); // E/W
EW=field;
EW.toCharArray(ew, 2);

//Mean Sea Level Altitude
getField(field, 9);
MSA=field;
MSA.toCharArray(msa, 8);

//Satellites Tracked
getField(field, 7);
ST=field;
ST.toCharArray(st, 3);

datasend ++; // datasend control variable

sensor_read_data(); // reads altitude and temperature sensor
missionstatus(); // checks mission status
}
}
```

```
void getField(char* buffer, int index)
{
    int sentencePos = 0;
    int fieldPos = 0;
    int commaCount = 0;
    while (sentencePos < sentenceSize)
    {
        if (sentence[sentencePos] == ',')
        {
            commaCount ++;
            sentencePos ++;
        }
        if (commaCount == index)
        {
            buffer[fieldPos] = sentence[sentencePos];
            fieldPos ++;
        }
        sentencePos ++;
    }
    buffer[fieldPos] = '\0';
}

void GPS()
{
    static int i = 0;
    if (gpsSerial.available())
    {
        char ch = gpsSerial.read();
        if (ch != '\n' && i < sentenceSize)
        {
            sentence[i] = ch;
            i++;
        }
    }
    else
```

```

    {
        sentence[i] = '\0';
        i = 0;
        displayGPS();
    }
}

void xbee_data()
{
    time = millis();
    timesec = time / 1000;
    String total= "CANSAT";
    String total1= total + ',' + "1120" + ',' + timesec + ',' + horas+':'+utc[2]+utc[3]+':'+utc[4]+utc[5] + ',' +lat
+ ns + ',' + longi + ew + ',' + msa + ',' + st + ',' + alt + ',' + temp + ',' + vbat + ',' + Missionstatus + '\n';
    total1.toCharArray(cadena, 90);
    Serial.print(cadena);
    flag=false;
}

void xbeereceive()
{
    while (flag3==false)
    {
        Serial.flush();
        char r = Serial.read();
        if (r == '@')
        {
            flag2=true;
            flag3=true;
            Missionstatus = 2; //LAUNCH_PAD
            sensor_read_data();
            int alta = alt1;
            int alt0 = alt1/100;

```

```

int alt01 = alta % 100;
EEPROM.write(0, alt0); // saves in EEPROM initial altitude
EEPROM.write(1, alt01);
altinicial = alta; //Initial Altitude
}
if (r == '$')
{
  Serial.println(r);
  flag2=true;
  flag3=true;
  //Missionstatus = 2;
  int altcent=EEPROM.read(0)*100; // reads initial altitude saved in EEPROM
  int altun=EEPROM.read(1);
  int alttotal = altcent + altun;
  altinicial = alttotal; //Initial Altitude
}
}
}

void missionstatus()
{
  if (missioncheck == 1 && flag9 == false )
  {
    altv = alt_now - alt_before;
    altrelease = alt_now - altinicial;

    if (altv >= 1 && flag0==false)
    {//ASCENT
      Missionstatus = 3;
      flag0=true;
    }
    if (altv <= -1 && altv >= -20 && flag5 == false && Missionstatus == 3)
    {//ROCKET_DEPLOY)

```

```

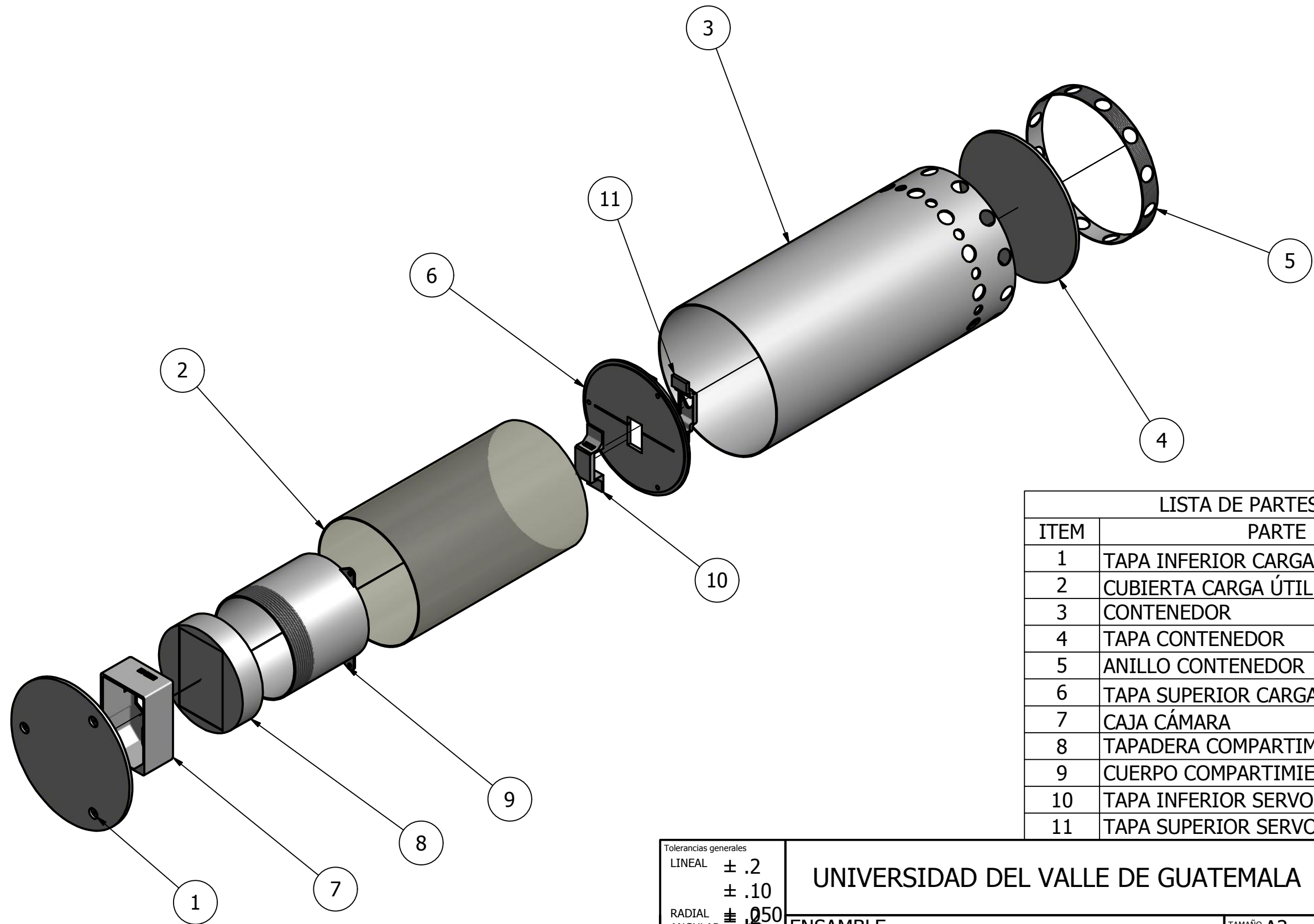
Missionstatus = 4;
flag5 = true;
flag11 = true;
cameraactivation();
}
if (altv <= -2 && altv >= -20 && Missionstatus != 7)
{
//DESCENT
Missionstatus = 5;
flag7 = true;
}
if (altrelease >= 380 && altrelease <= 420 && flag6==false)
{
//CANSAT_RELEASE
servoactivation();
Missionstatus = 6;
flag6=true;
}
if (altv <= 5 && altv >= -5 && flag7 == true)
{
//IMPACT
Missionstatus = 7;
flag7=false;
flag9= true;
cameraactivation();
}
}
}
void comparacion()
{
if (datasend==1)
{
alt_before = alt1; // saves last altitude
}
if(datasend==2)
{

```



```
    alt_now = alt1;    // saves new altitude
    tone(2, 3400);    // tone for buzzer
    flag=true;        // available for send
    datasend=0;
}
}
void servoactivation()
{
  if (flag11 ==true && flag12==false)
  {
    miservo.attach(3);
    miservo.write(90); // Cansat release position
    delay(150);
    miservo.detach();
    flag12=true;
  }
}
void cameraactivation()
{
  // Activate the camera:
  digitalWrite(ShutterButtonPin, LOW);
  delay(10);
  digitalWrite(ShutterButtonPin, HIGH);
}
```

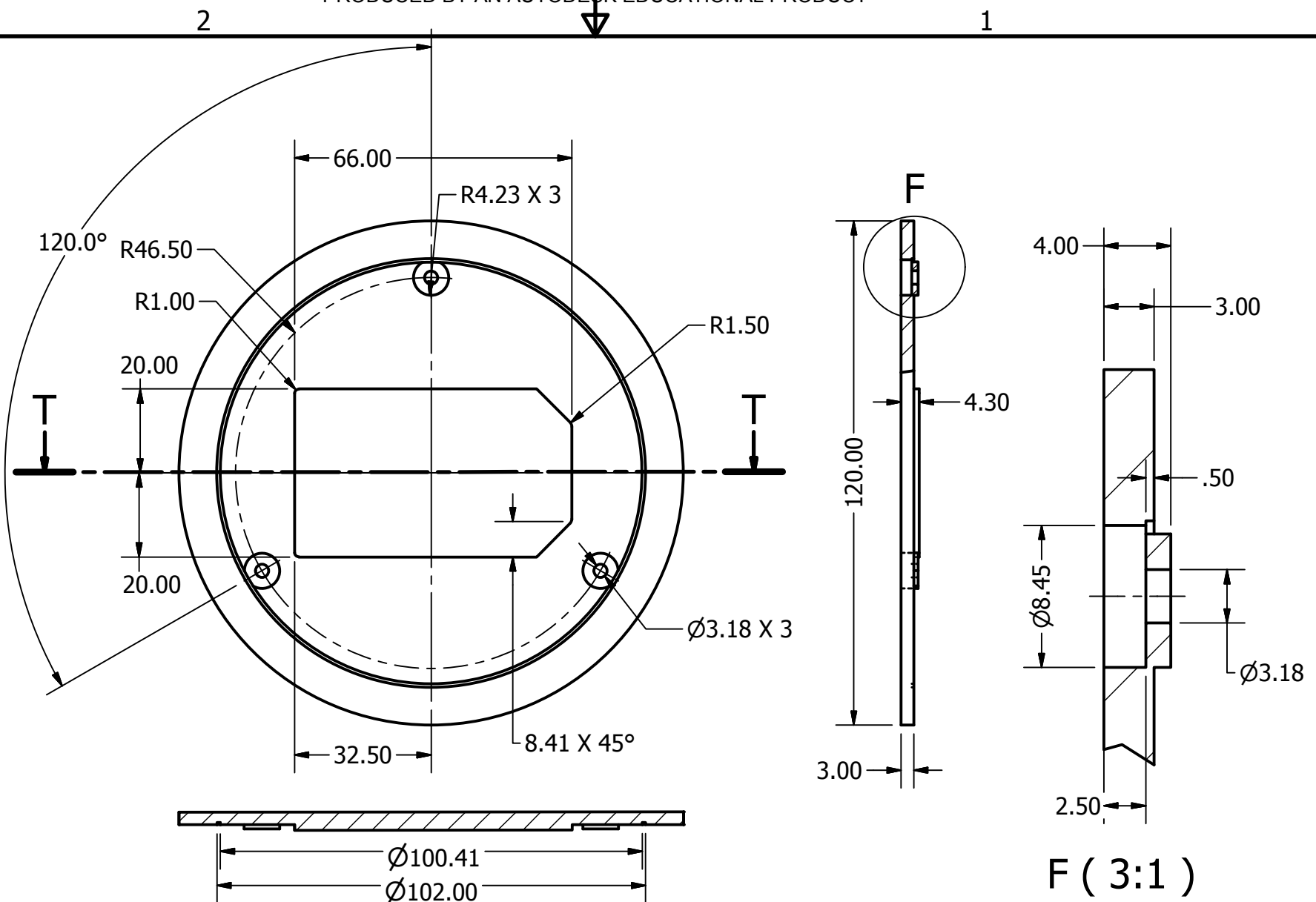
Anexo 8. Planos del modelo realizado.

Ver siguiente página.



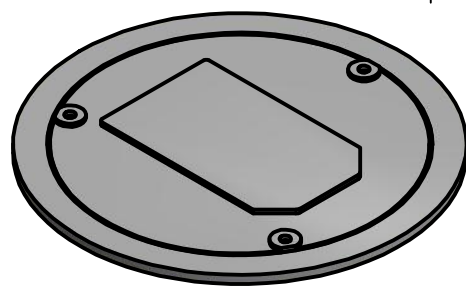
LISTA DE PARTES	
ITEM	PARTE
1	TAPA INFERIOR CARGA ÚTIL
2	CUBIERTA CARGA ÚTIL
3	CONTENEDOR
4	TAPA CONTENEDOR
5	ANILLO CONTENEDOR
6	TAPA SUPERIOR CARGA ÚTIL
7	CAJA CÁMARA
8	TAPADERA COMPARTIMIENTO HUEVO
9	CUERPO COMPARTIMIENTO HUEVO
10	TAPA INFERIOR SERVO
11	TAPA SUPERIOR SERVO



Tolerancias generales LINEAL $\pm .2$ $\pm .10$ RADIAL $\pm .050$ ANGULAR $\pm 1^\circ$		UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA		
ENSAMBLE SISTEMA MECÁNICO Y ESTRUCTURAL		TAMAÑO A3	UNIDADES MM	
NO. DE ENSAMBLE E01-MEC		PESO 367.07	ESCALA 1:3	
DISEÑADO POR: S. Gutiérrez DIBUJADO POR: S. Gutiérrez		FECHA 15/03/13 FECHA 20/03/13	APROBADO POR: V. Ayerdi REVISADO POR: R. Loarca	



T-T (3:4)

F (3:1)



NO. DE PIEZA E01-MEC1 	ENSAMBLE E01-MEC		TAMAÑO A	MATERIAL Polimetilmetacrilato
	PIEZA TAPA INFERIOR CARGA ÚTIL		UNIDADES MM	
		ESCALA 3:4	PÁGINA 2/22	

2

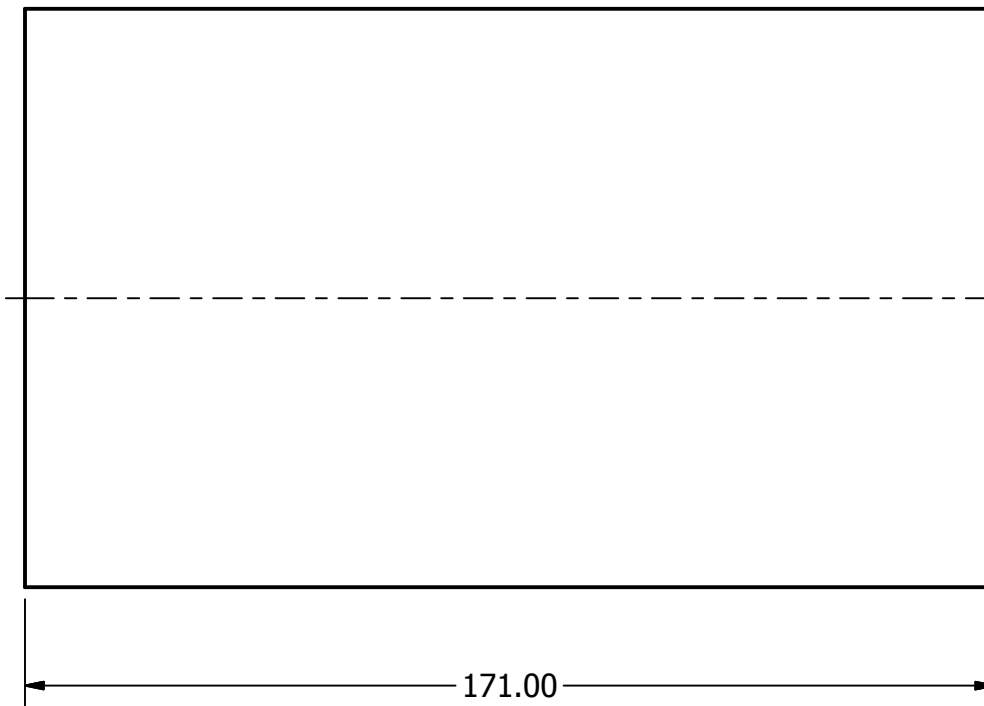
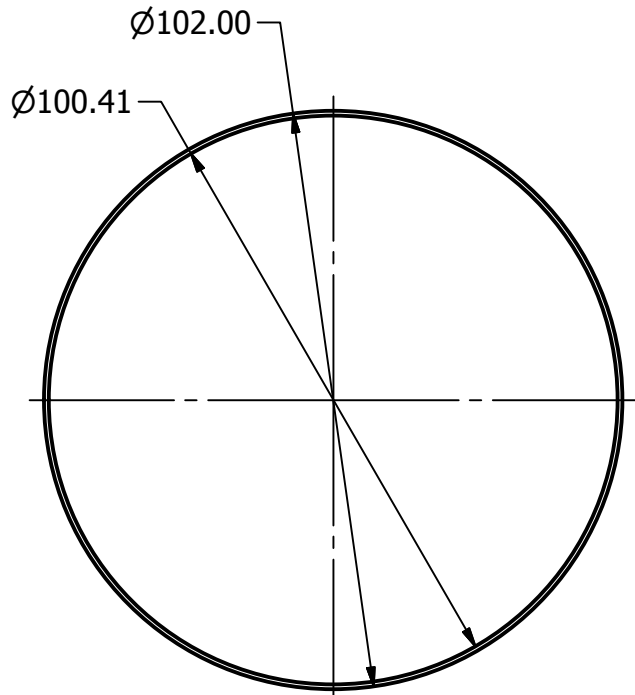
1

B

B

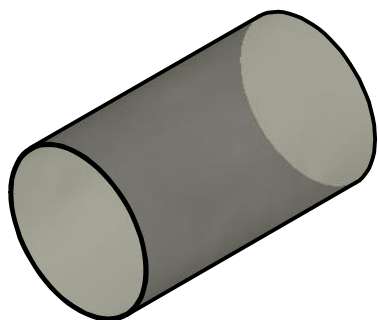
PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT



A

A



NO. DE PIEZA E01-MEC2	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL ERTALÓN
	E01-MEC		UNIDADES MM	
	PIEZA CUBIERTA CARGA ÚTIL	ESCALA 3:4	PÁGINA 3/22	

2

1

2

1

B

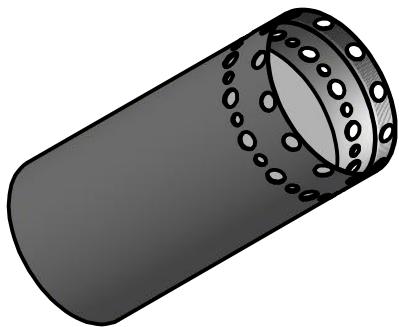
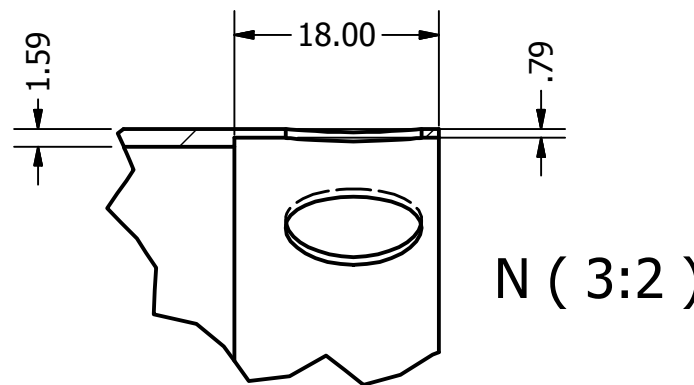
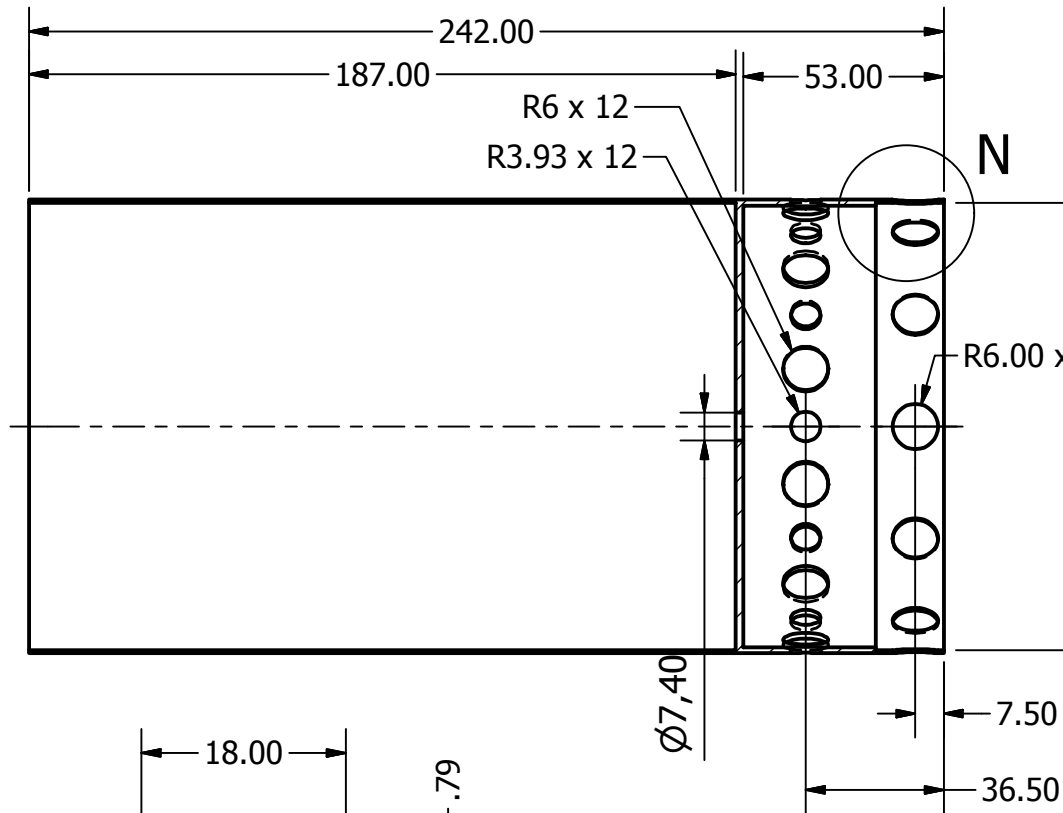
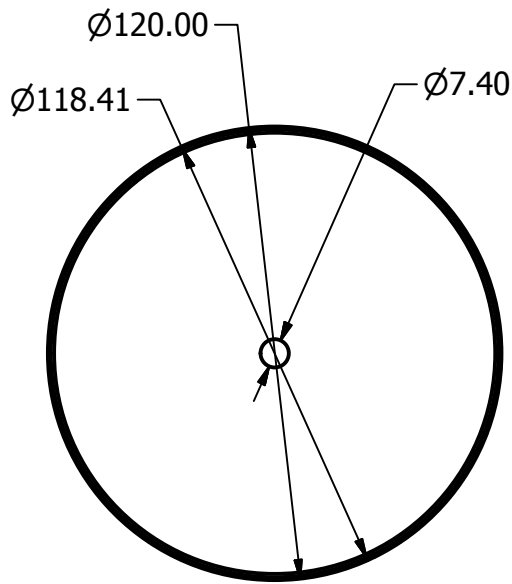
B



PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

A

A



NO. DE PIEZA E01-MEC3	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL ERTALÓN
	E01-MEC		UNIDADES MM	
	PIEZA CONTENEDOR	ESCALA 1:2	PÁGINA 4/22	

2

1

2

1

B

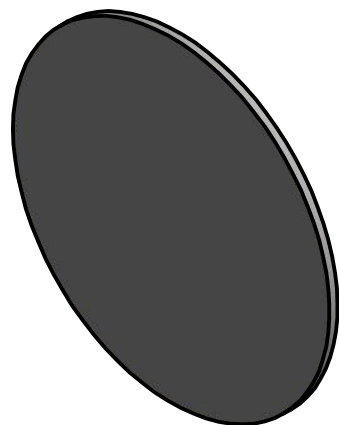
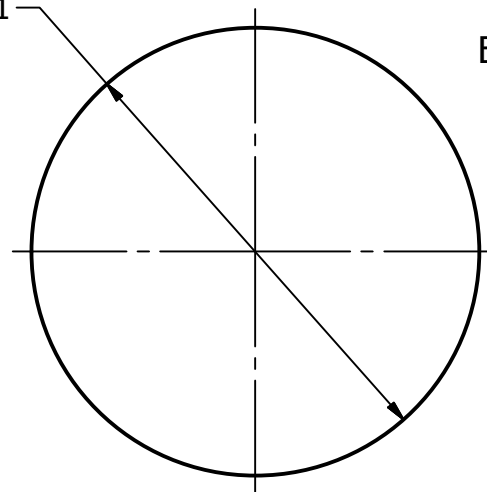
B

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT



Ø118.41

Espesor = 3mm



A

A

NO. DE PIEZA E01-MEC4	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL ERTALÓN
	E01-MEC			UNIDADES MM
	PIEZA TAPA CONTENEDOR	ESCALA 1:2	PÁGINA 5/22	

2

1



2

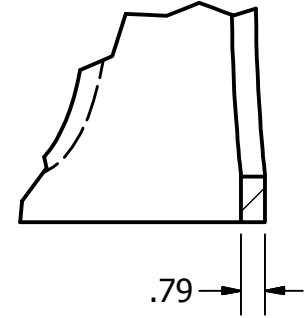
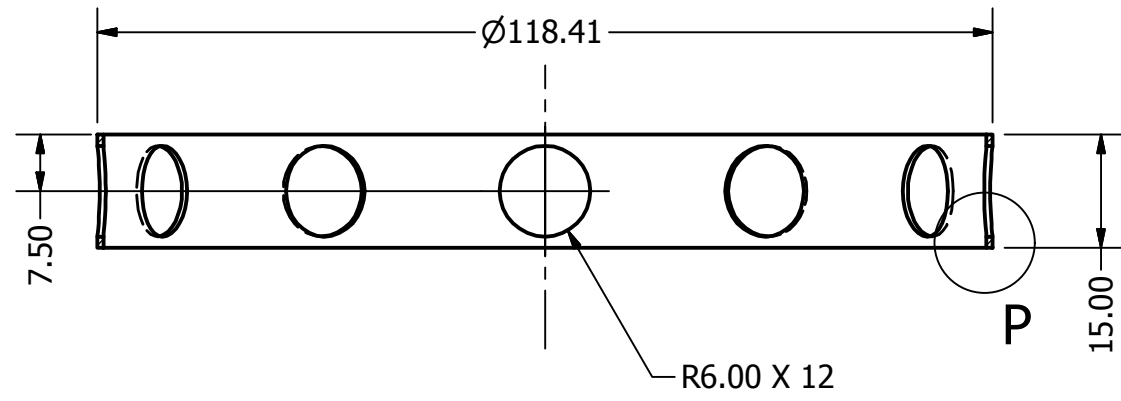
1

B

B

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT



A

A

NO. DE PIEZA E01-MEC5	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL ERTALÓN
	E01-MEC		UNIDADES MM	
	PIEZA ANILLO CONTENEDOR	ESCALA 1:1	PÁGINA 6/22	

2

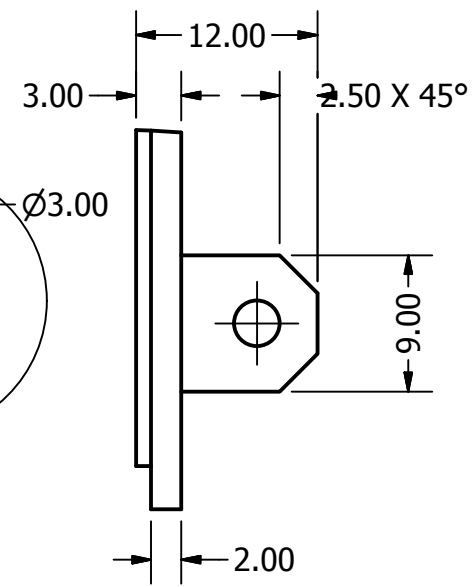
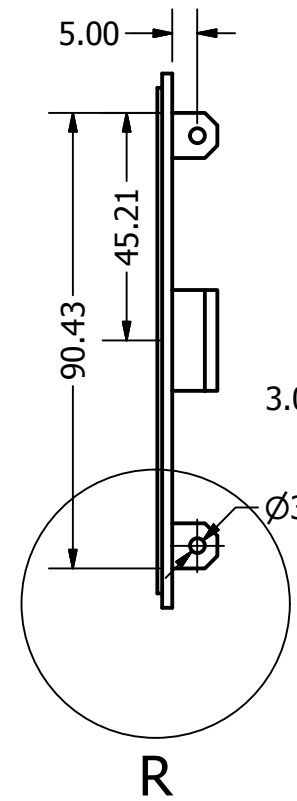
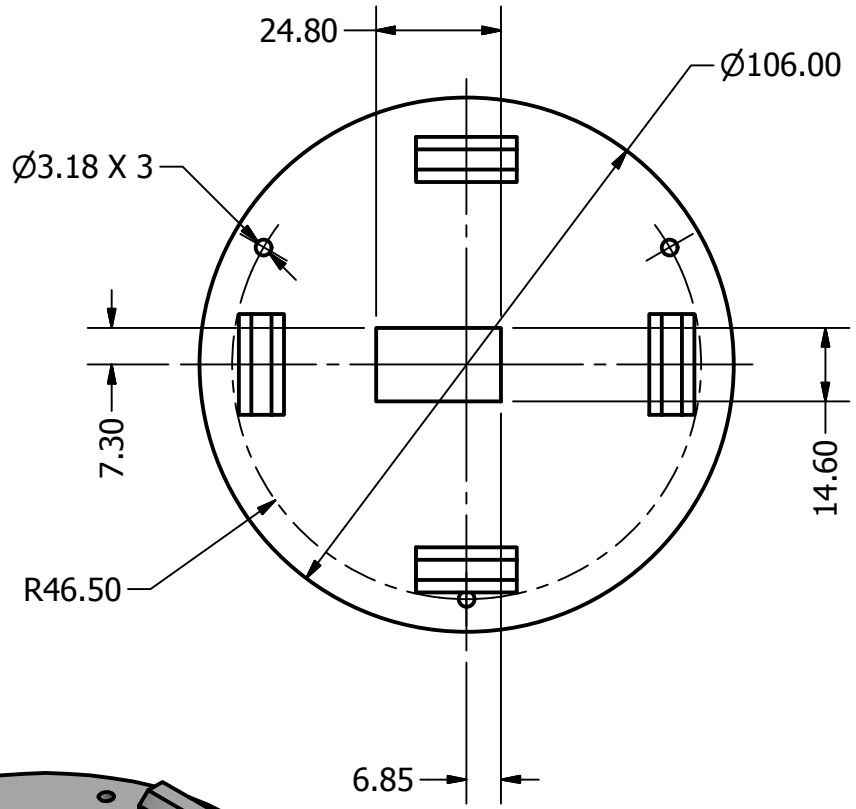
1

2

1

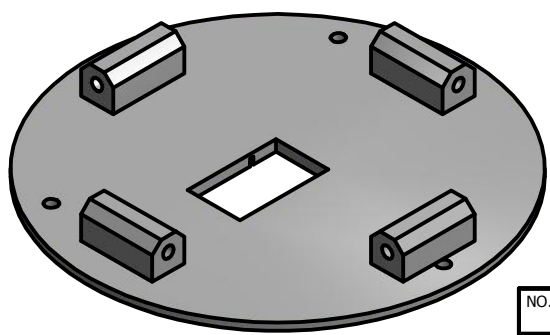
B

B



A

A



NO. DE PIEZA E01-MEC6	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL ERTALÓN
	E01-MEC		UNIDADES MM	
	PIEZA TAPA SUPERIOR CARGA ÚTIL	ESCALA 2:3	PÁGINA 7/22	

2

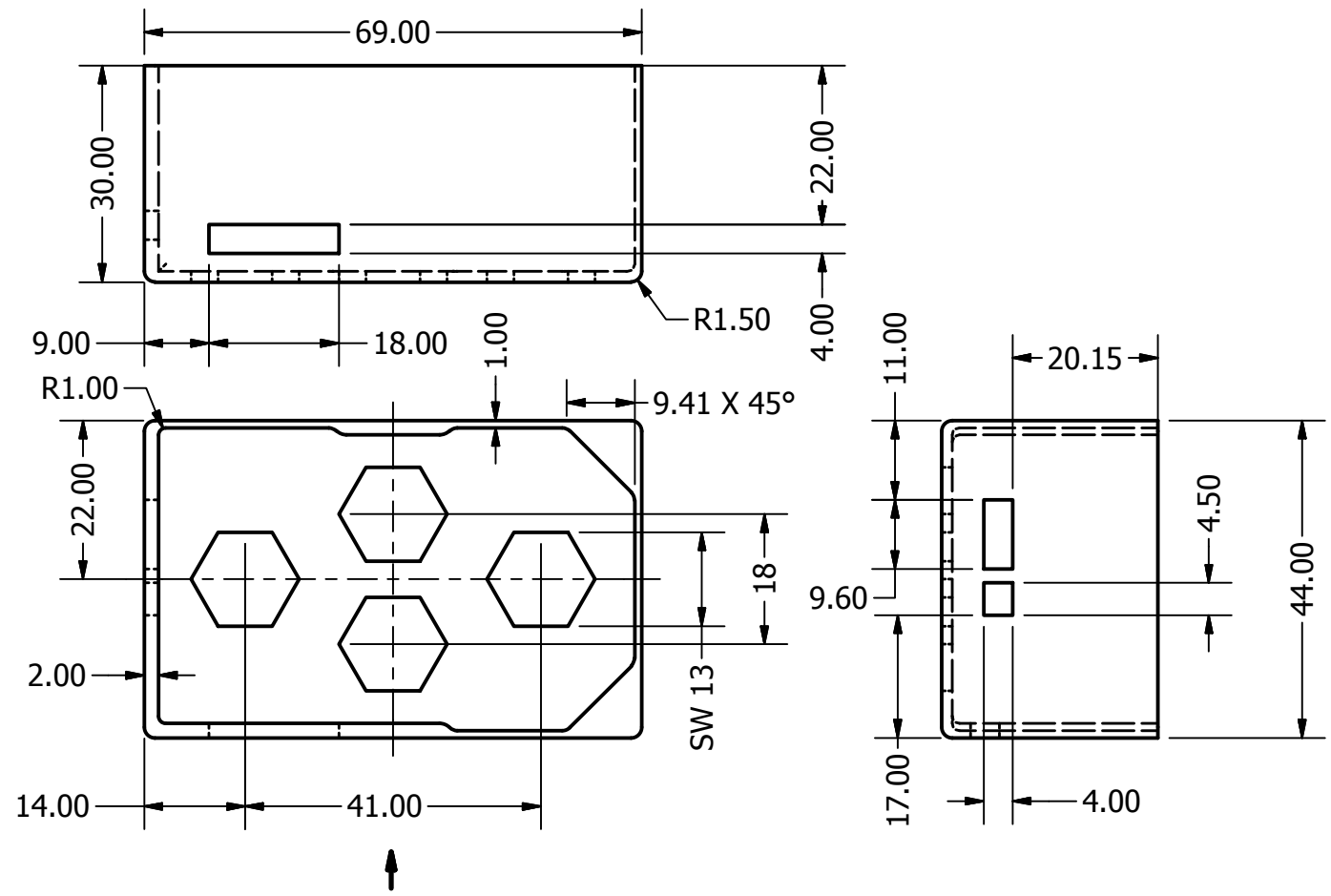
1

2

1

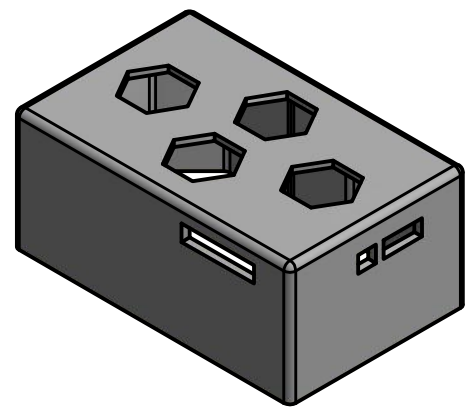
B

B



A

A



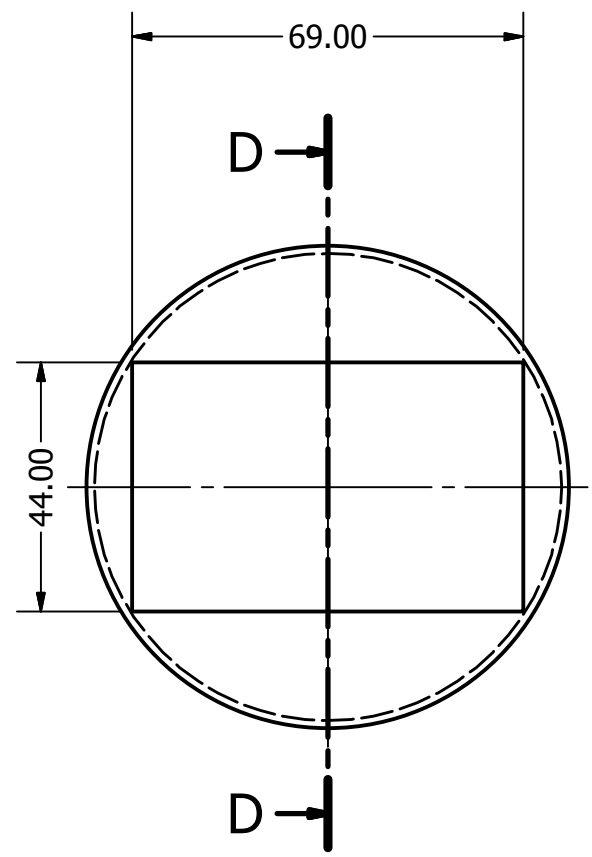
NO. DE PIEZA E01-MEC7	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL PLA
	E01-MEC			UNIDADES MM
	PIEZA CAJA CÁMARA	ESCALA 1:1	PÁGINA 8/22	

2

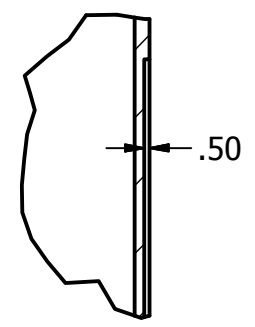
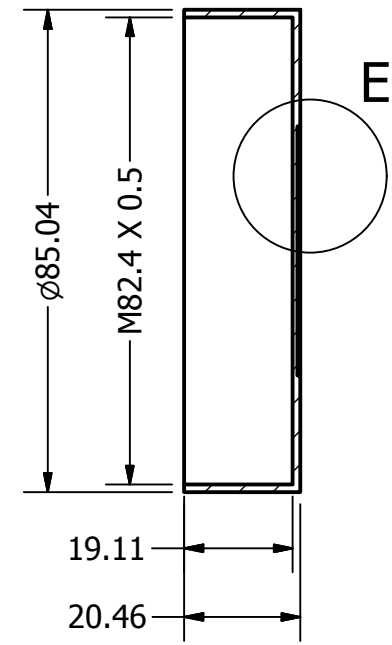
1

2

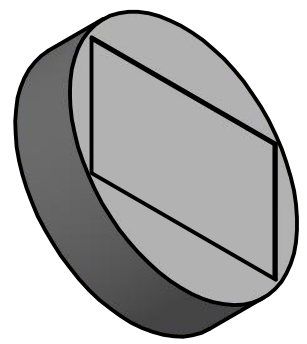
1



D-D (3:4)



E (1.50 : 1)



B

B

A

A

NO. DE PIEZA E01-MEC8	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL ERTALON
	E01-MEC		UNIDADES MM	
	PIEZA TAPA COMPARTIMIENTO HUEVO	ESCALA 3:4	PÁGINA 9/22	

2

1

2

1

B

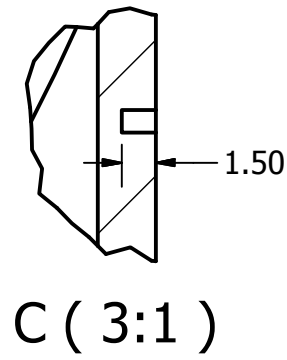
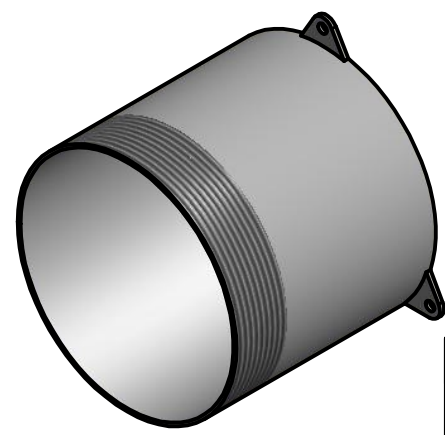
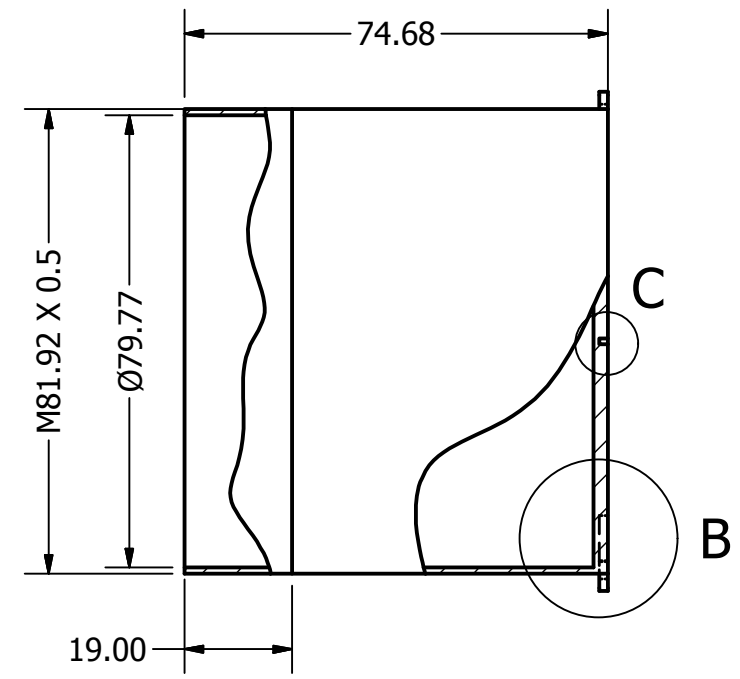
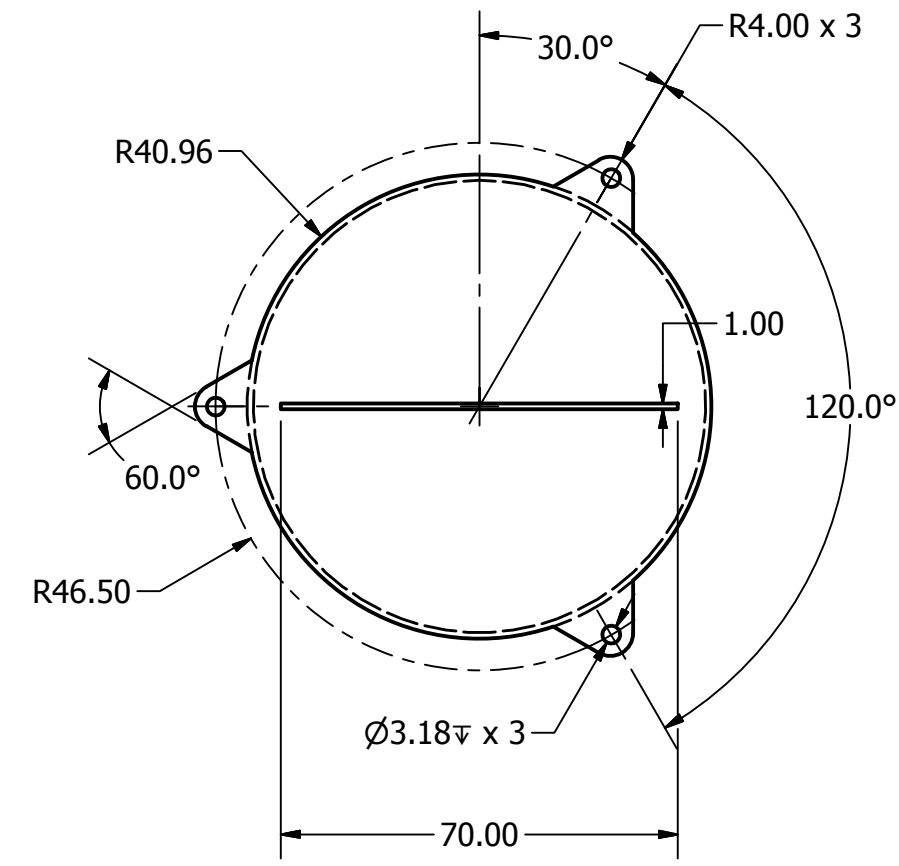
B

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

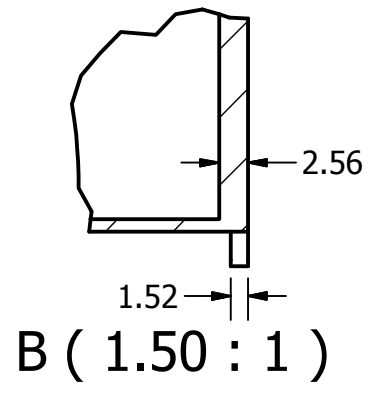
PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

A

A



C (3:1)



B (1.50 : 1)

NO. DE PIEZA E01-MEC9	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL ERTALÓN
	E01-MEC		UNIDADES MM	
	PIEZA CUERPO COMPARTIMIENTO HUEVO	ESCALA 3:4	PÁGINA 10/22	

2

1

2

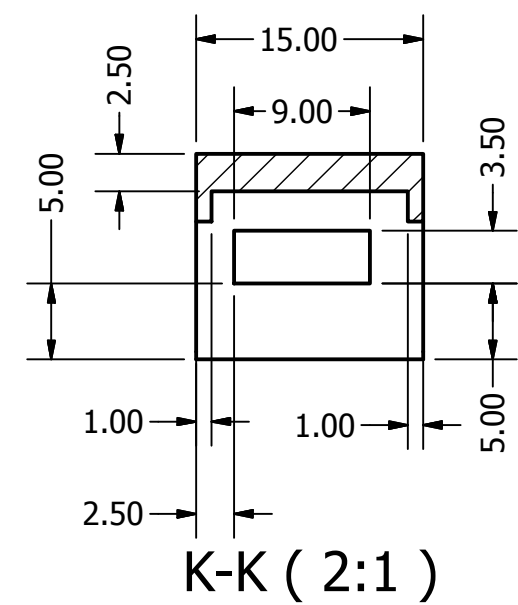
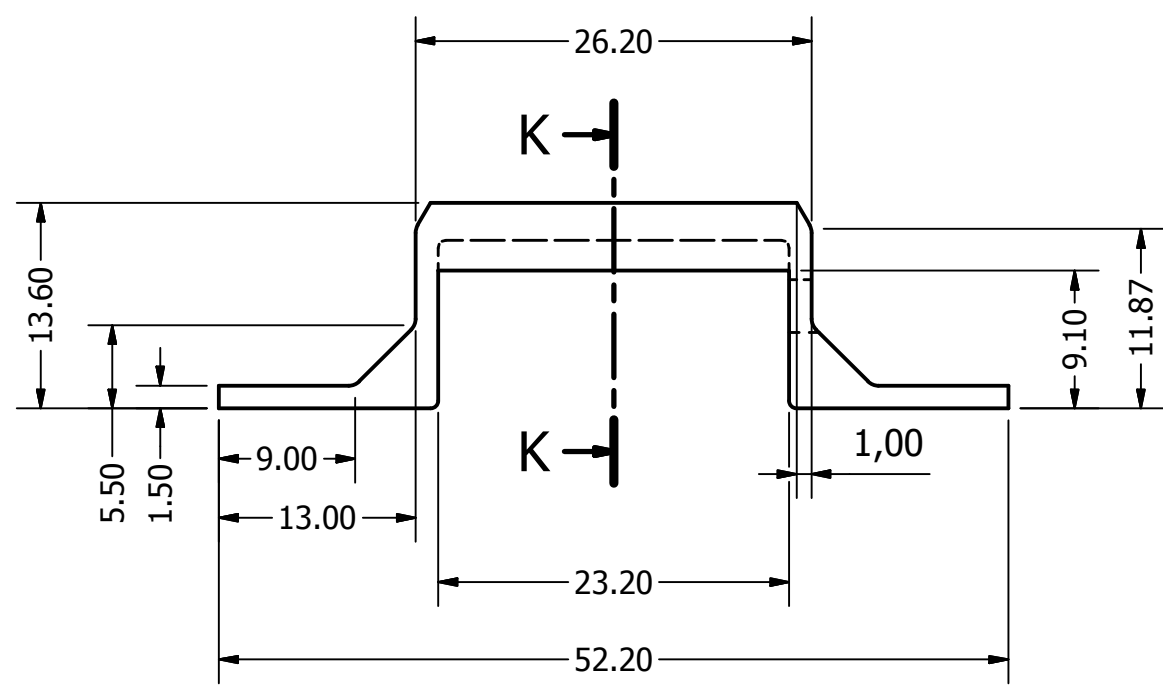
1

B

B

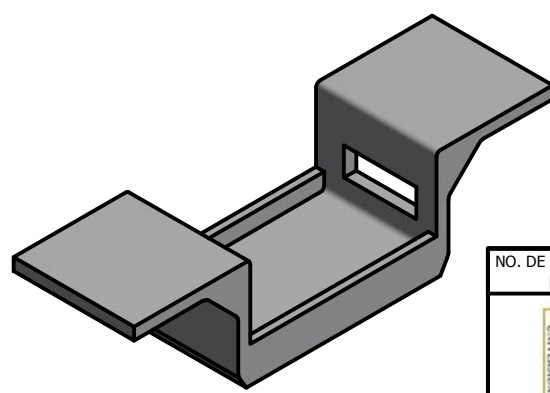
PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT



A

A



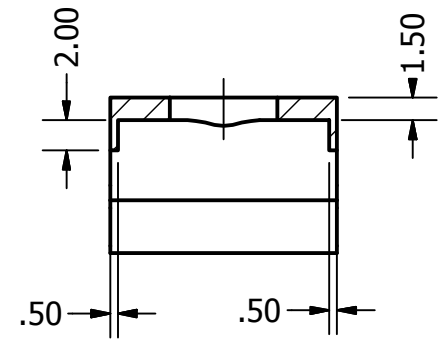
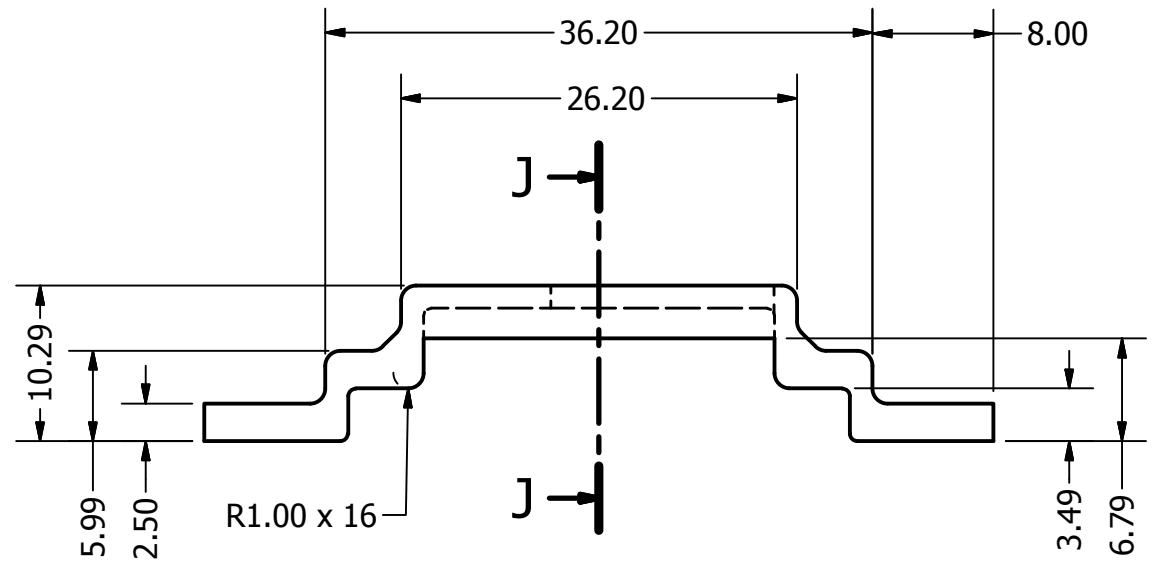
NO. DE PIEZA E01-MEC10	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL PLA
	E01-MEC			UNIDADES MM
	PIEZA TAPA INFERIOR SERVO	ESCALA 2:1	PÁGINA 11/22	

2

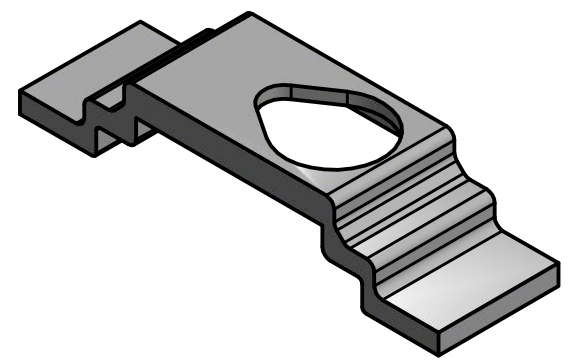
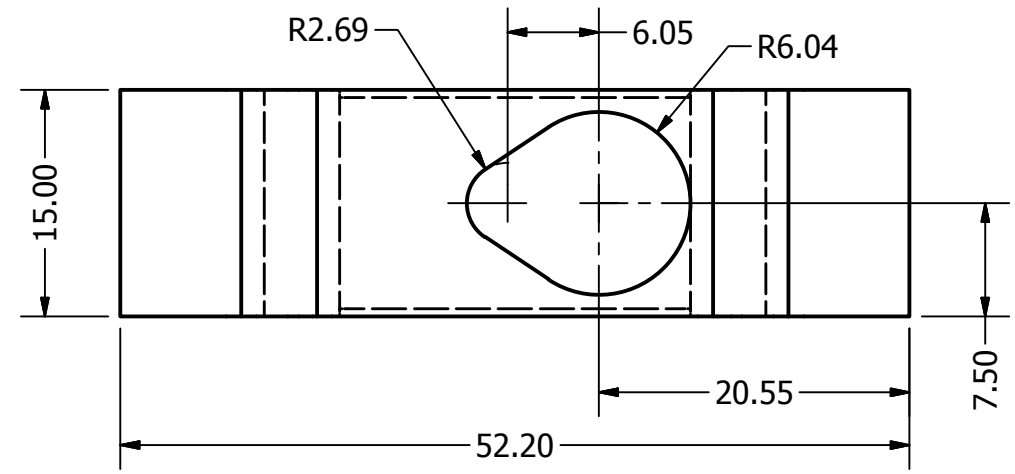
1



PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT



J-J (2:1)



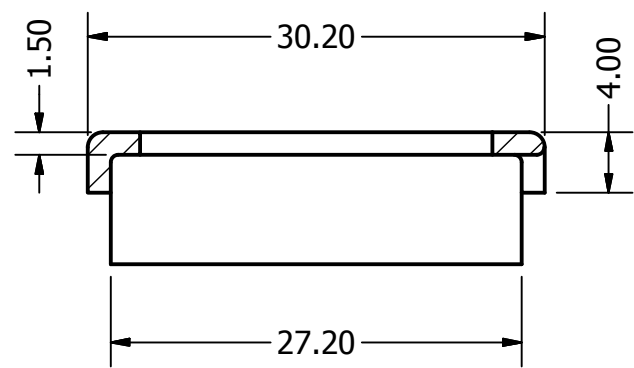
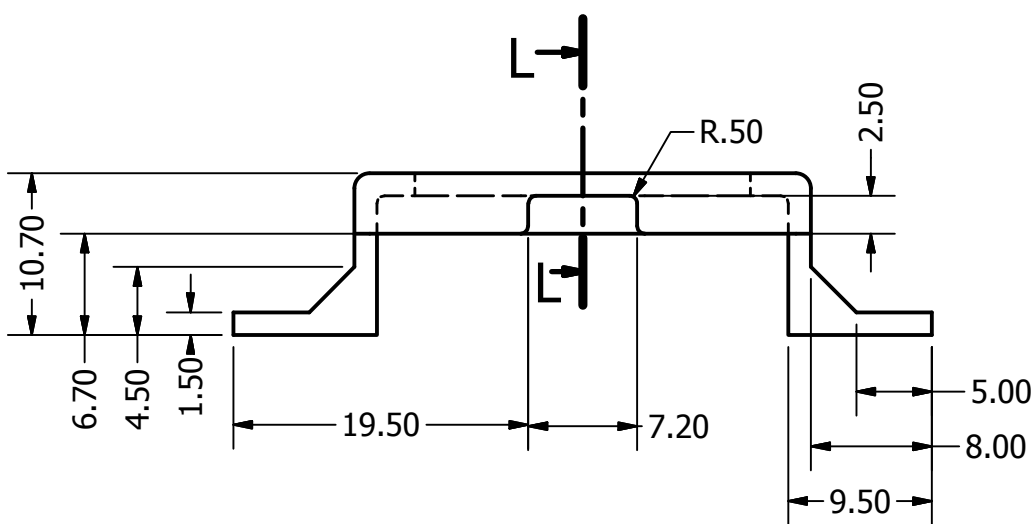
NO. DE PIEZA E01-MEC11 	ENSAMBLE E01-MEC		TAMAÑO A	MATERIAL PLA
	PIEZA TAPA SUPERIOR SERVO		UNIDADES MM	
		ESCALA 2:1	PÁGINA 12/22	

2

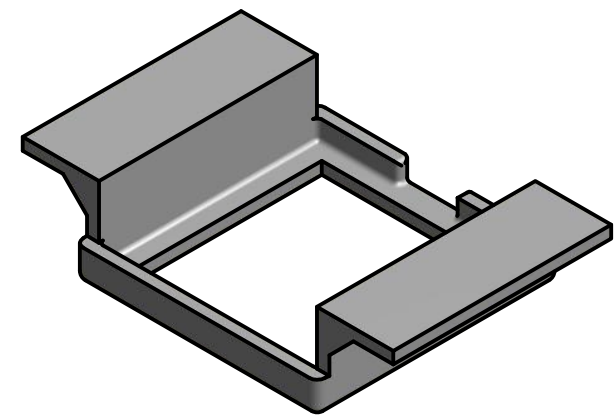
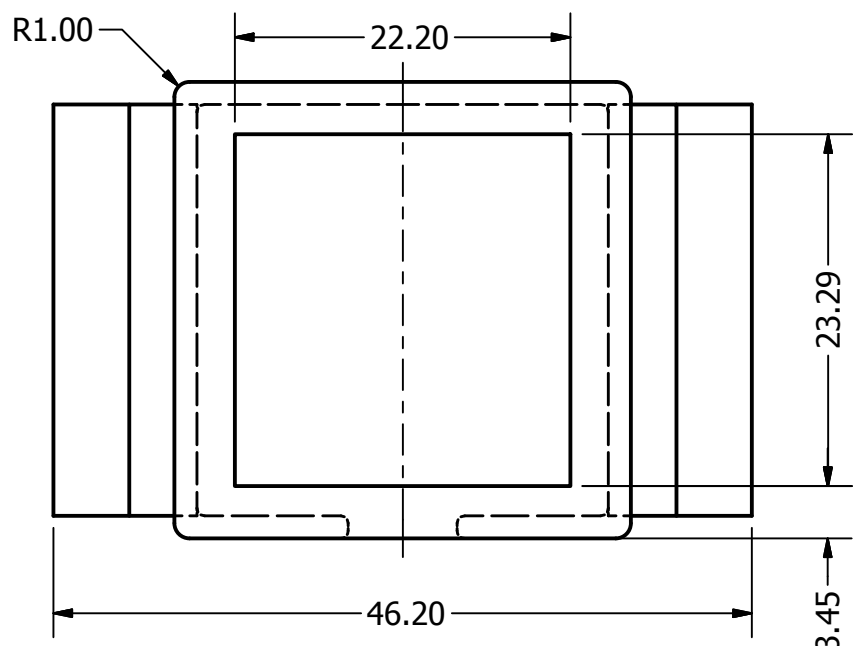
1

B

B





L-L (2:1)



A

A

NO. DE PIEZA MEC12	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL PLA
	N/A		UNIDADES MM	
	PIEZA	ESCALA	PÁGINA	
	CAJA ANTENA	2:1	13/22	

2

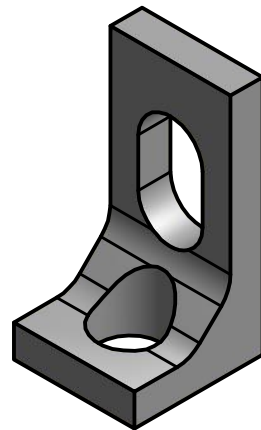
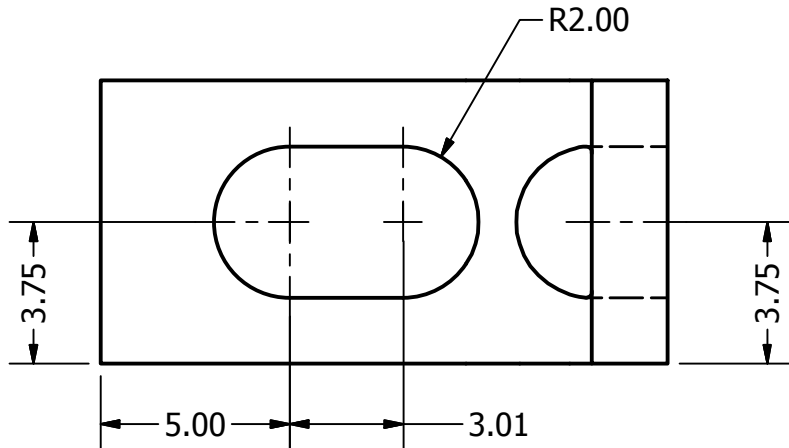
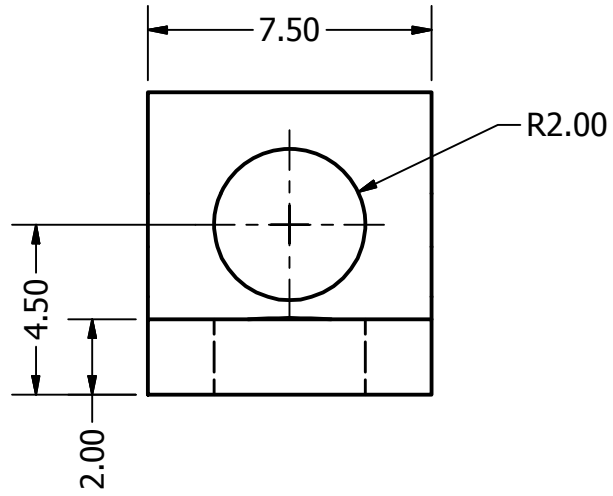
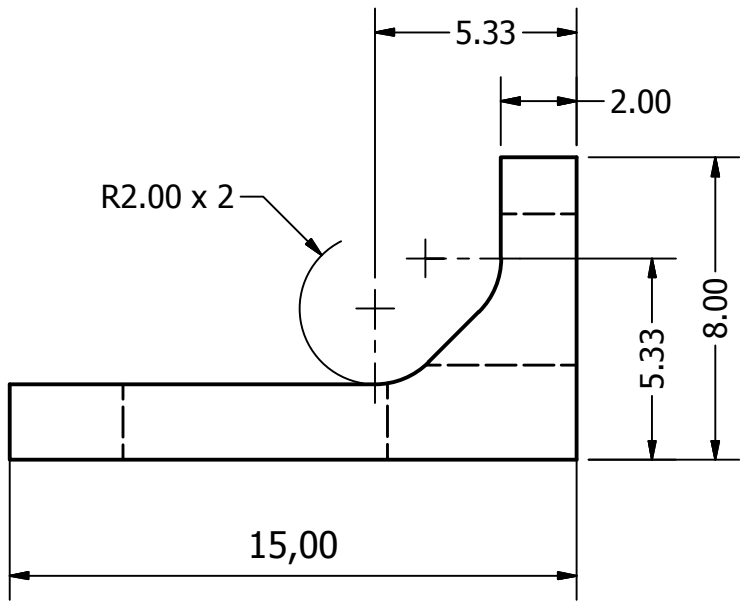
1

2

1

B

B



A

A

NO. DE PIEZA MEC13	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL PL 5 · 1
	N/A		UNIDADES MM	
	PIEZA	ESCALA	PÁGINA	
	ESCUADRA 1	5:1	14/22	

2

1

2

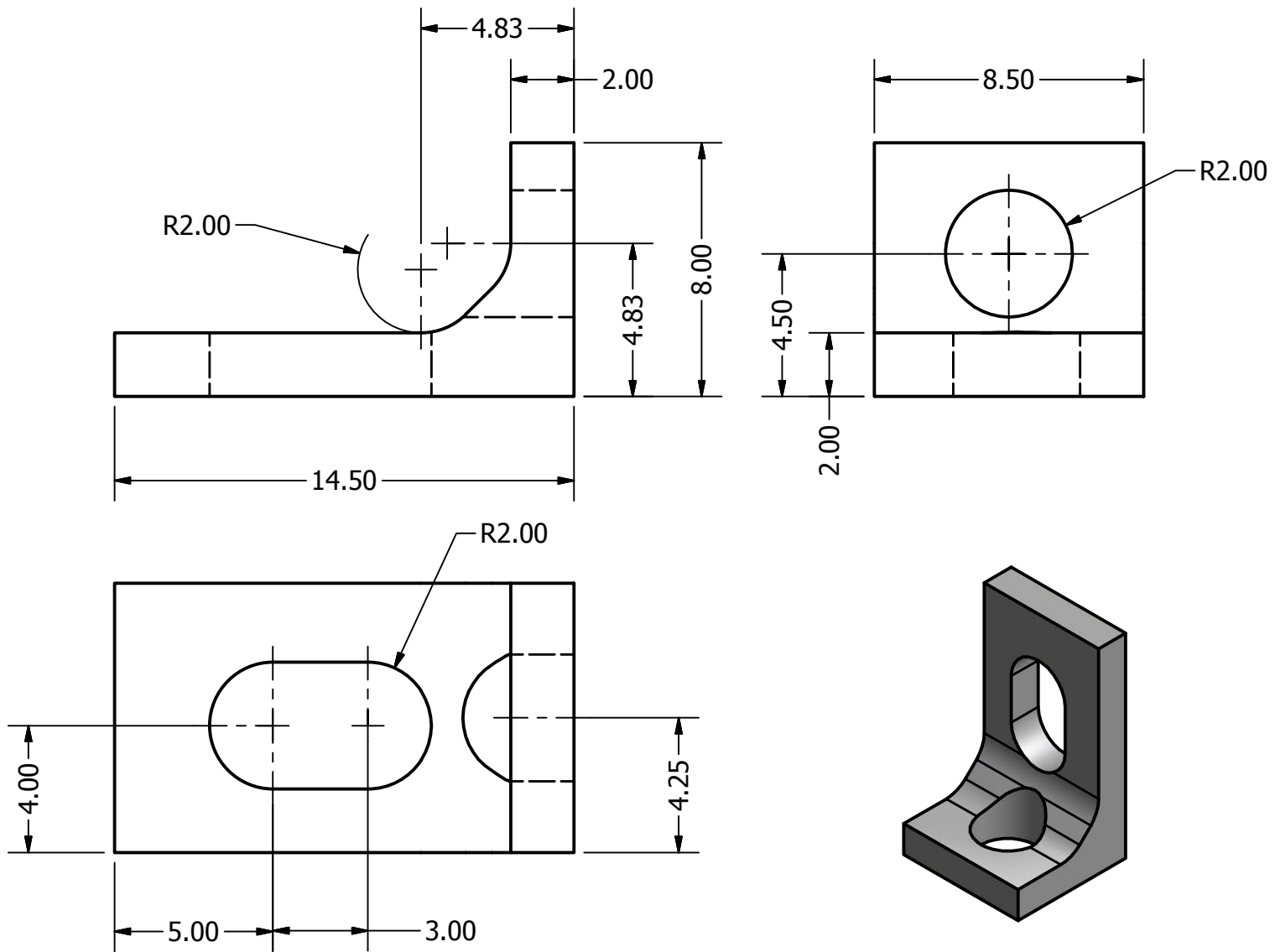
1

B

B



PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT



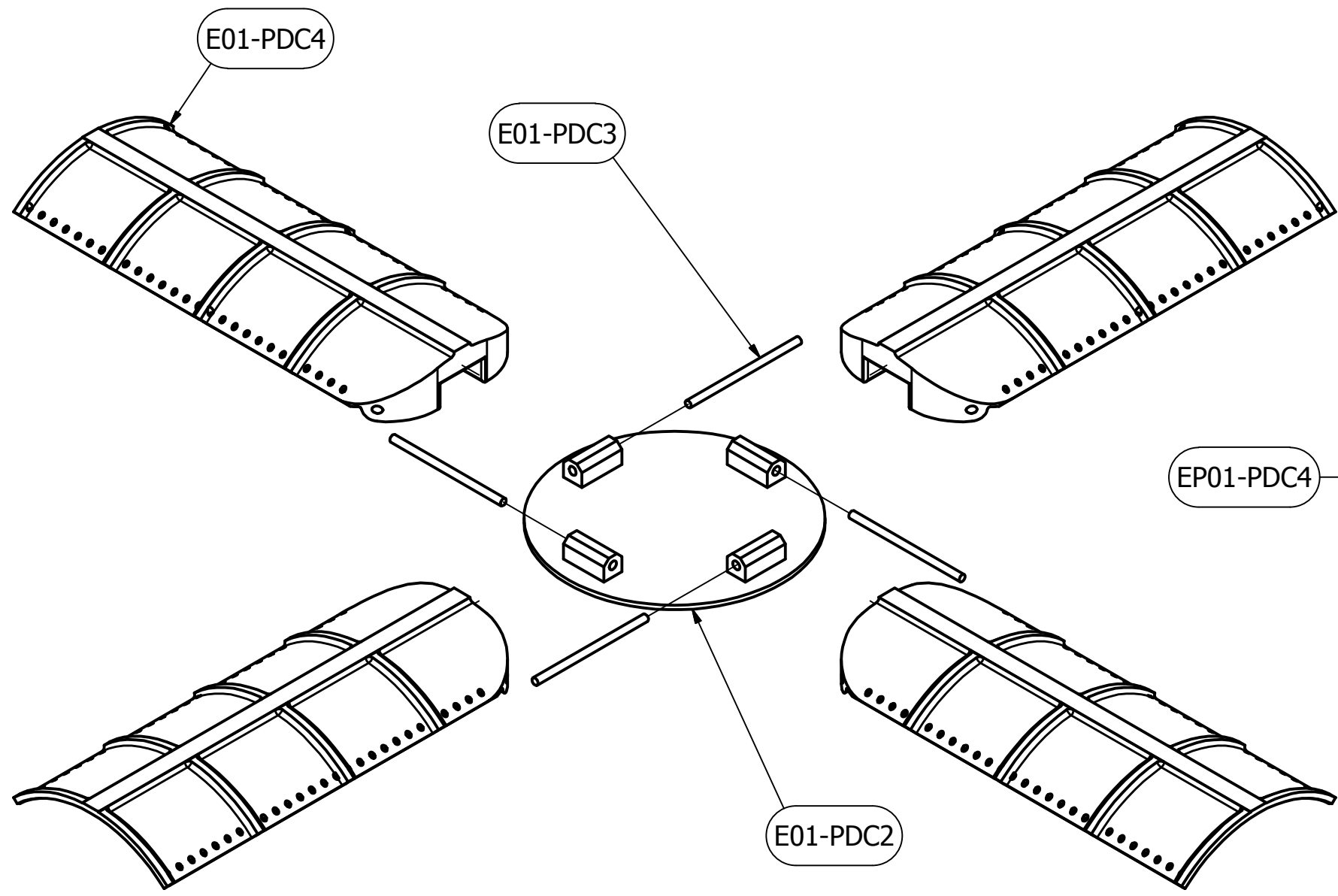
A

A

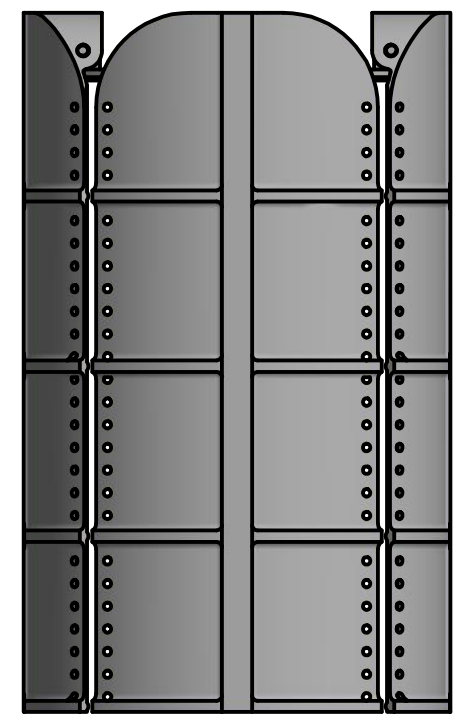
NO. DE PIEZA MEC14	ENSAMBLE		TAMAÑO A	MATERIAL PLA
	N/A		UNIDADES MM	
	PIEZA ESCUADRA 2	ESCALA 5:1	PÁGINA 15/22	

2

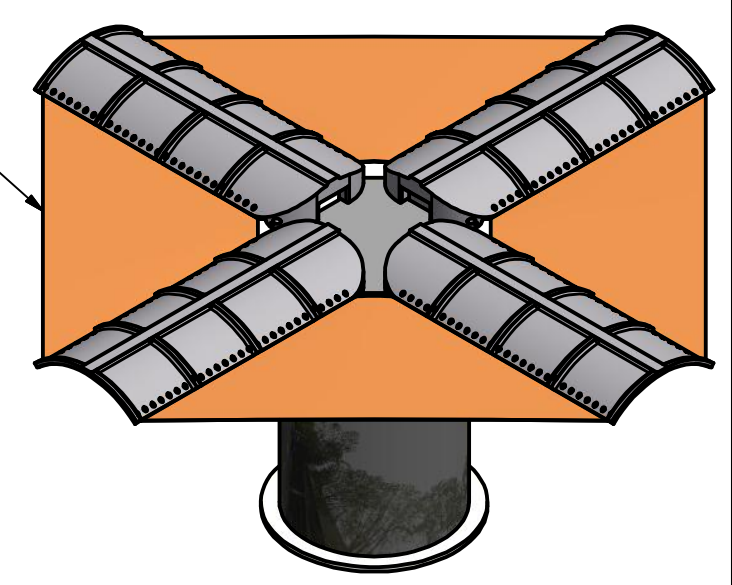
1



POSICIÓN RETRAIDA


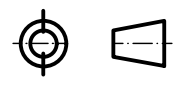



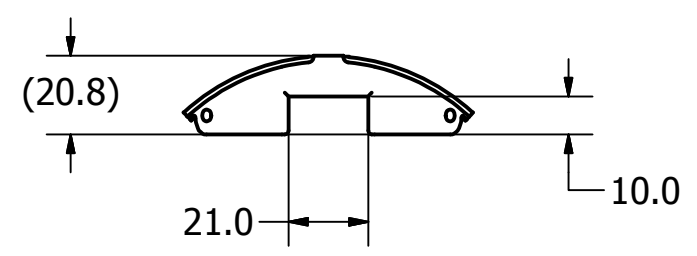
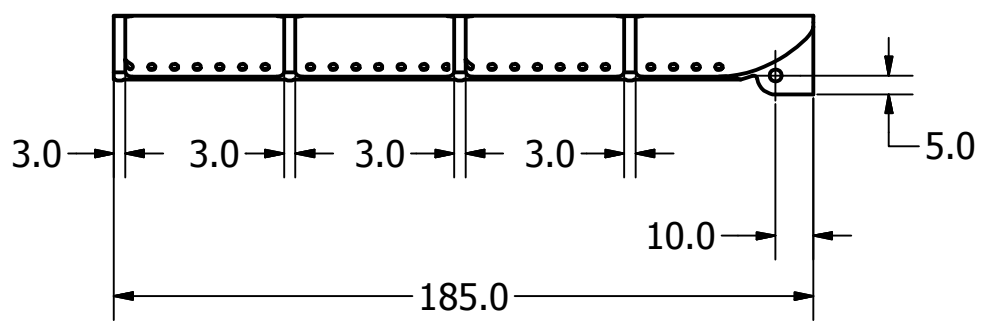
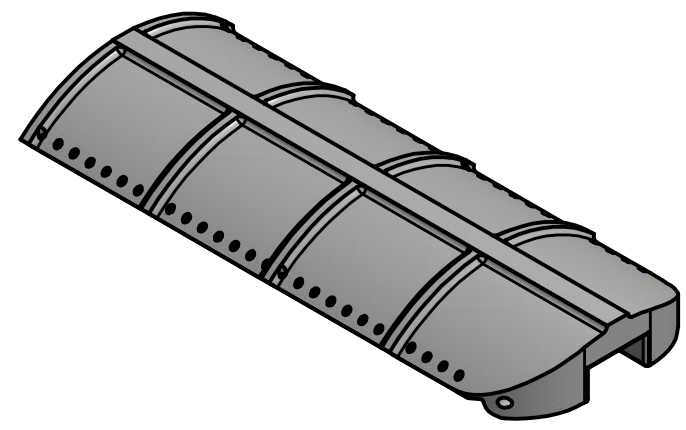
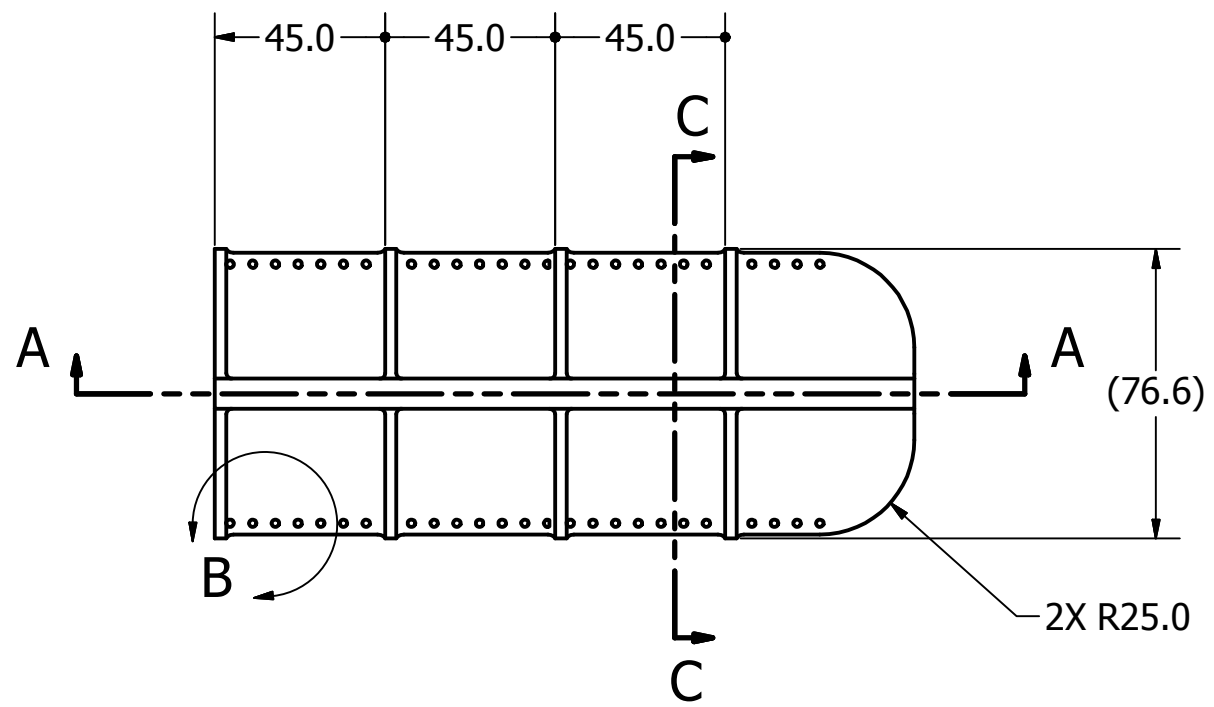
POSICIÓN DESPLEGADO



NOTA: SE EXCLUYEN LAS MEMBRANAS DEBIDO A SU DIFICULTAD PARA REPRESENTARLAS ADECUADAMENTE.

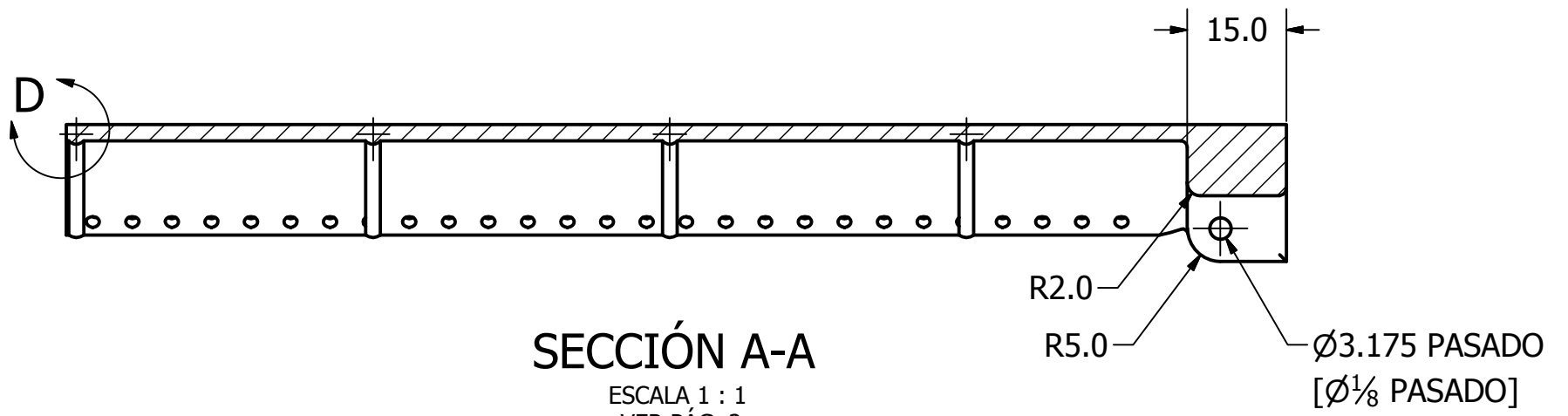
PARTS LIST			
NO. PARTE	CANTIDAD	PARTE	MATERIAL
E01-PDC4	4	AEROBRAKE	PLA4042D
E01-PDC2	1	TAPA SUPERIOR	ERTALON
E01-PDC3	4	PASADOR	ACERO
E01-PDC4	4	MEMBRANAS	TELA

Tolerancias generales LINEAL ± .2 ± .10 ± .050 RADIAL ± .2 ANGULAR ± 1°		UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA		 1966 DEL VALLE DE GUATEMALA <i>Excelencia que trasciende</i>
NO. DE ENSAMBLE E02-PDC				
		SISTEMA DE DESCENSO DE CARGA ÚTIL		UNIDADES MM
		PESO 144 GRAMOS	ESCALA 1:2	PÁGINA 16/22
DISEÑADO POR: RUDOLF APEL	FECHA 17/5/13	APROBADO POR: ING. ANDRÉS VIAU	FECHA 18/10/13	
DIBUJADO POR: RUDOLF APEL	FECHA 16/10/13	REVISADO POR: ING. ANDRÉS VIAU	FECHA 17/10/13	



NOTA: TODOS LOS RADIOS NO ESPECIFICADOS SON DE 1 MM.

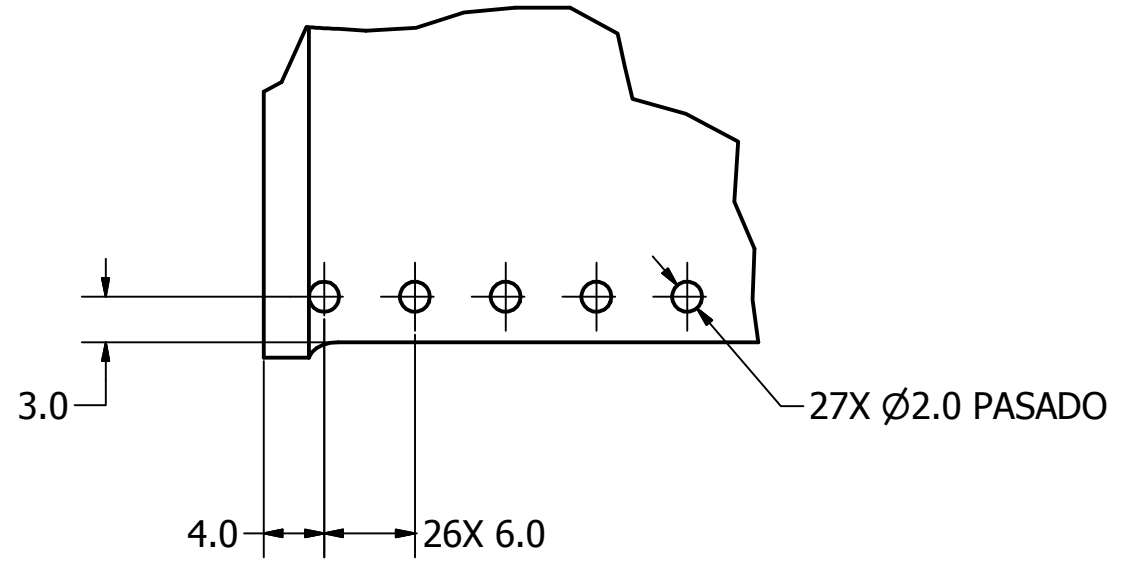
NO. DE PIEZA E01-PDC1	ENSAMBLE		TAMAÑO A4	MATERIAL VER TABLA
	E02-PDC		UNIDADES MM	
	PIEZA AEROBRAKE	ESCALA 1:2	PÁGINA 17/22	



SECCIÓN A-A

ESCALA 1 : 1
VER PÁG. 2

R2.0
R5.0
Ø3.175 PASADO
[Ø¹/₈ PASADO]

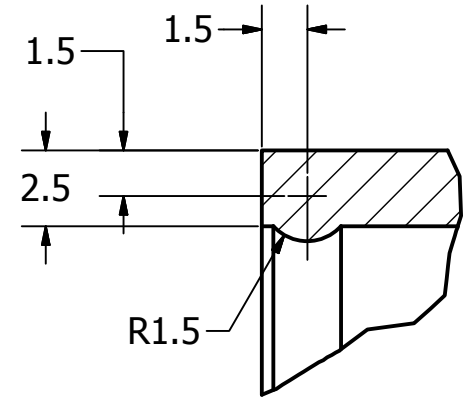


DETALLE B

ESCALA 2 : 1
VER PÁG. 2



27X Ø2.0 PASADO

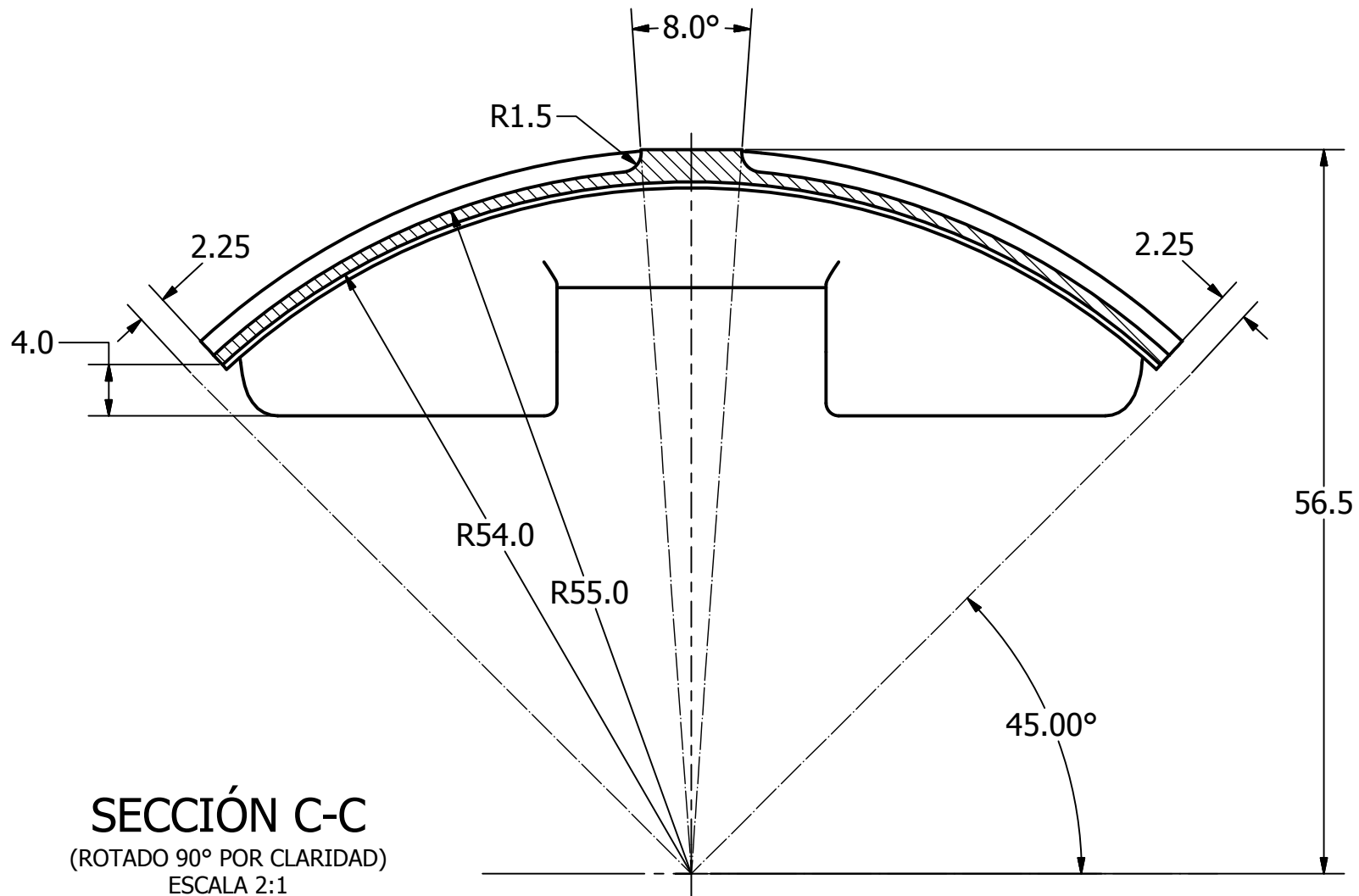
4.0 26X 6.0





DETALLE D

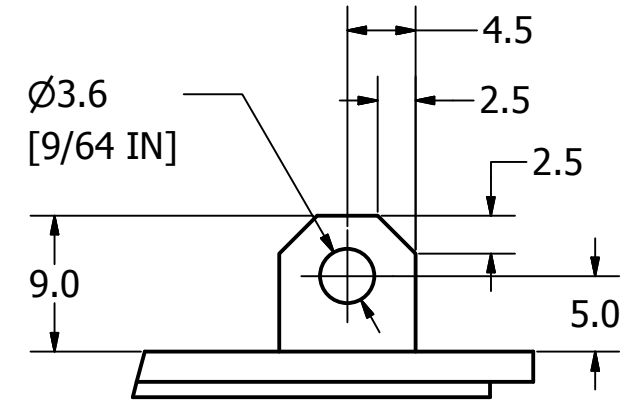
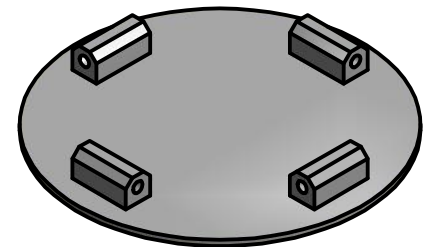
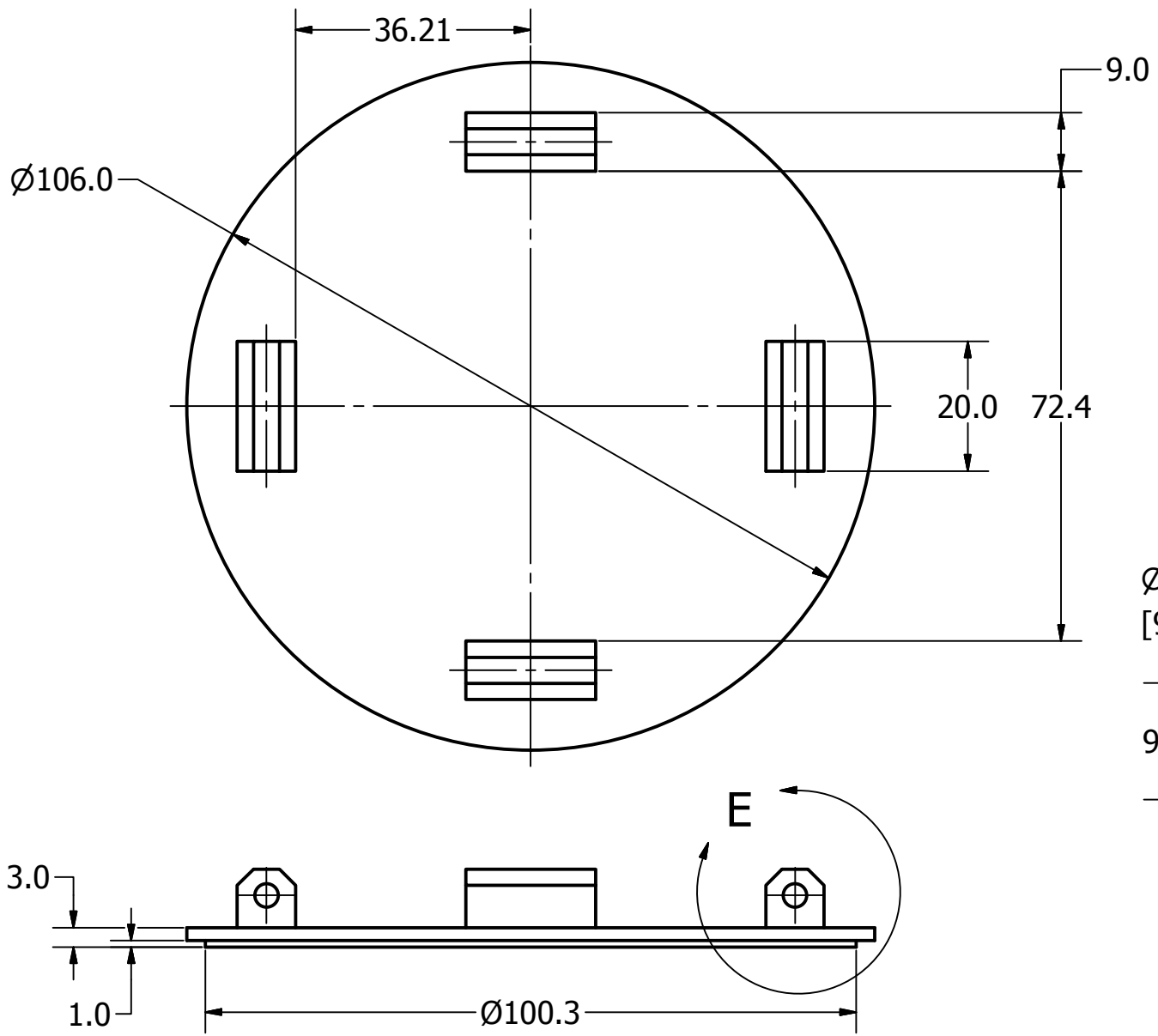
ESCALA 4 : 1

NO. DE PIEZA E01-PDC1	ENSAMBLE		TAMAÑO A4	MATERIAL Ver tabla de materiales
	E02-PDC		UNIDADES MM	
	PIEZA AEROBRAKE	ESCALA 1:2 , 1:1	PÁGINA 18/22	



SECCIÓN C-C
 (ROTADO 90° POR CLARIDAD)
 ESCALA 2:1
 VER PÁG.2

NO. DE PIEZA E01-PDC1	ENSAMBLE		TAMAÑO A4	MATERIAL Ver tabla de materiales
	E02-PDC			UNIDADES MM
	PIEZA AEROBRAKE	ESCALA 2:1	PÁGINA 19/22	



DETALLE E
ESCALA 2 : 1

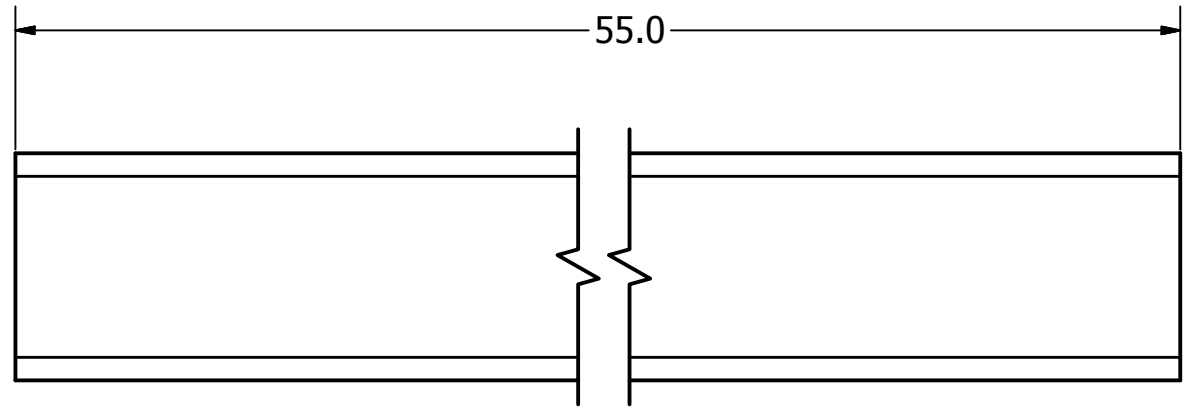
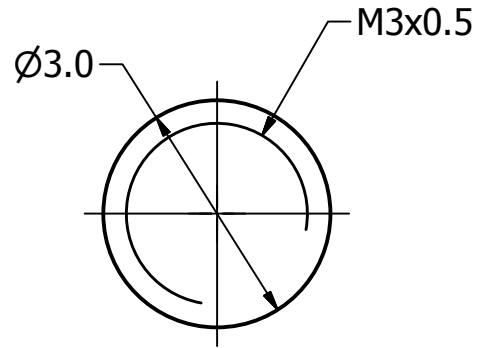
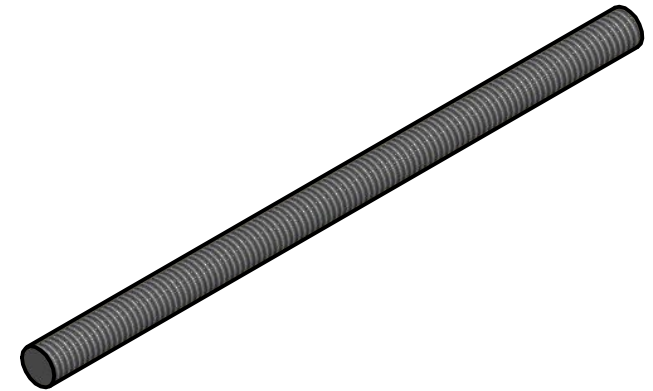
PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

NO. DE PIEZA E01-PDC2	ENSAMBLE E02-PDC		TAMAÑO A4	MATERIAL Ver tabla de materiales
	PIEZA TAPA SUPERIOR	ESCALA 1:1	UNIDADES MM PÁGINA 20/22	

1

2



PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

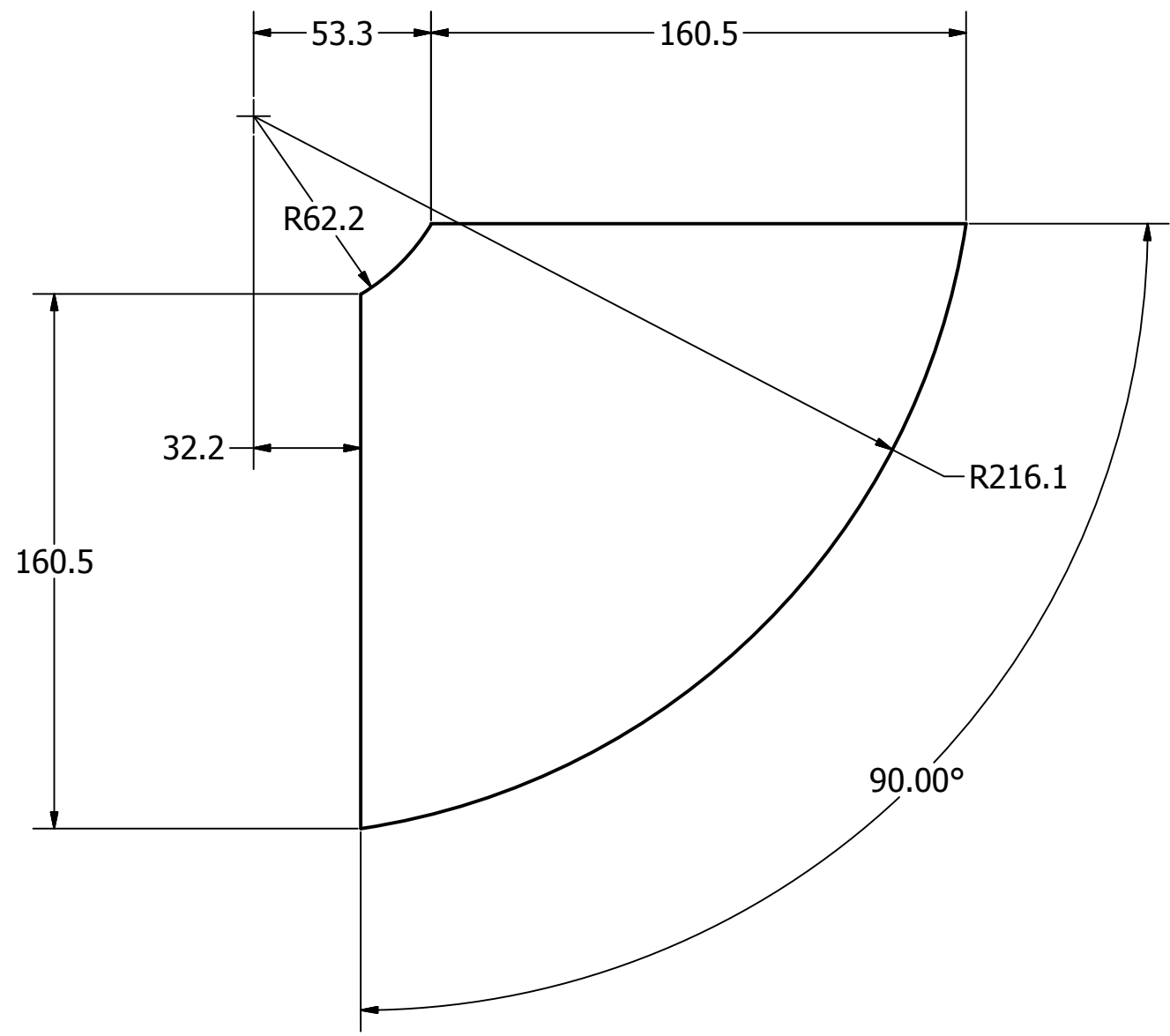
NO. DE PIEZA E01-PDC3	ENSAMBLE		TAMAÑO A4	MATERIAL Ver tabla de materiales
	E02-PDC		UNIDADES MM	
	PIEZA PASADOR	ESCALA 10:1	PÁGINA 21/22	

1

2



1

2



PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

PRODUCED BY AN AUTODESK EDUCATIONAL PRODUCT

NO. DE PIEZA E01-PDC1	ENSAMBLE		TAMAÑO A4	MATERIAL Ver tabla de materiales
	E02-PDC		UNIDADES MM	
	PIEZA MEMBRANAS	ESCALA 1:2	PÁGINA 22/22	

1

2