

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Facultad de Ingeniería



CANSAT FASE 2

Trabajo de graduación en modalidad de Megaproyecto presentado por:

Ana Silvia Gonzáles Torres
para optar al grado académico de Licenciada en
Ingeniería en Ciencias de la Computación,
Derick René Barrera Ortiz, María Fernanda Andreu Rivas y
Roberto Josué Rodríguez Torres, para optar al grado académico de
Licenciados en Ingeniería Mecánica,
José Antonio Bagur Nájera, Joseph Christopher Luttmann Von Ahn y
Juan Fernando Medrano Yax para optar al grado académico de
Licenciados en Ingeniería Mecatrónica

Guatemala,
2014

CANSAT FASE 2

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Facultad de Ingeniería



CANSAT FASE 2

Trabajo de graduación en modalidad de Megaproyecto presentado por:

Ana Silvia Gonzáles Torres
para optar al grado académico de Licenciada en
Ingeniería en Ciencias de la Computación,
Derick René Barrera Ortiz, María Fernanda Andreu Rivas y
Roberto Josué Rodríguez Torres, para optar al grado académico de
Licenciados en Ingeniería Mecánica,
José Antonio Bagur Nájera, Joseph Cristopher Luttmann Von Ahn y
Juan Fernando Medrano Yax para optar al grado académico de
Licenciados en Ingeniería Mecatrónica

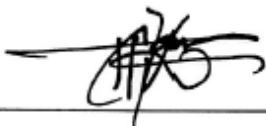
Guatemala,
2014

Vo. Bo. :


(f) 

Ing. Víctor Hugo Ayerdi

Tribunal Examinador:

(f) 

Ing. Carlos Esquit

(f) 

Ing. Douglas Leonel Barrios

(f) 

Ing. Víctor Hugo Ayerdi

Fecha de aprobación del examen: 21 de noviembre de 2014

CONTENIDO

	Página
LISTA DE CUADROS	xiii
LISTA DE FIGURAS	xvii
RESUMEN	xxv
Capítulos	
I. INTRODUCCIÓN	1
II. OBJETIVOS	2
A. Objetivo general	2
B. Objetivos específicos	2
III. JUSTIFICACIÓN	6
IV. ANTECEDENTES	7
V. METODOLOGÍA	8
A. Organización del equipo	8
B. Misión	11
C. Requerimientos	12
1. Módulo de estructura	12
2. Módulo de sistemas de descenso	14
3. Módulo de sistema de energía	15
4. Módulo de sensores de vuelo	17
5. Módulo de comunicación inalámbrica	18
6. Módulo de software de vuelo	19
7. Módulo de software de tierra	21
D. Selección de configuraciones	22
1. Módulo de estructura	22
a. Estudio de selección de configuración geométrica de la estructura de la carga útil	22
1) Carga útil con forma semielíptica	23
2) Carga útil con forma esférica	23
3) Carga útil con forma de cono invertido hacia abajo	24
b. Selección de sistema de protección para un huevo de gallina	28
1) Rodear el huevo con plástico de burbujas	28
2) Insertar el huevo en un recipiente con fluido no newtoniano	28
c. Selección de la configuración geométrica del mecanismo de separación	32
1) Servomotor con palanca	32
2) Servomotor con palanca y guías de movimiento	32

	3) Servomotor con palanca y cuchilla	33
	4) Servomotor con anillos móviles	33
	5) Motor DC con tornillos y guías de movimiento	34
	6) Selección del servomotor utilizado	36
2.	Módulo de sistemas de descenso	40
	a. Sistemas de descenso del contenedor	40
	1) Paracaídas cruciforme	41
	2) Paracaídas hemisférico	41
	3) Parapente	42
	b. Sistemas de descenso de la carga útil	43
	1) Estructura rectangular plegable	45
	2) Estructura rectangular plegable con bolsas de aire	45
	3) Estructura triangular	46
	4) Estructura plegable	46
	5) Membrana plástica	47
3.	Módulo del sistema de energía	49
	a. Características de panel solar PowerFilm® MP3-37 (Power Film) (Celdas Solares Flexibles)	49
	b. Modelos de turbinas eólicas	51
	1) Hymini	51
	2) Motor de corriente continua Mabuchi Motor RF-300FA	51
	3) Ventilador de 4 pulgadas STEREN	52
4.	Módulo de sensores de vuelo	52
	a. Selección de sensores para el contenedor	52
	b. Selección de sensores para la carga útil	54
	c. Resumen de los sensores seleccionados	58
5.	Módulo de comunicación inalámbrica	58
6.	Módulo de software de vuelo	61
	a. Selección del microcontrolador	61
	b. Herramientas seleccionadas para la implantación del software	64
	1) Lenguaje de programación C estándar 1999 (C99)	64
	2) Editor: Sublime Text 2.0	65
	3) Compilador y Debuger:IAR Embedded Workbench for MAS430 v5.6	65
	4) Plataforma de pruebas: MSP430F5529 Launchpad Evaluation Kit	65
7.	Módulo de software de tierra	66
E.	Diseño, análisis y cálculos	66
	1. Módulo de estructura	66
	a. Diseño de la carga útil	66

1)	Placa inferior	68
2)	Barras roscadas tipo A	69
3)	Barras roscadas tipo B	70
4)	Disco de separación	70
5)	Placa superior	71
6)	Cubierta lateral	73
7)	Contenedor para almacenaje del huevo	73
b.	Diseño del contenedor	74
1)	Cubierta del contenedor	76
2)	Disco superior del contenedor	77
c.	Selección de materiales	79
d.	Cálculos	81
1)	Torque del servomotor	81
2)	Dimensionamiento de los componentes estructurales	83
a)	Placa inferior de la carga útil	83
b)	Esfuerzo por cargas repentinas	84
3)	Análisis por caída libre para el contenedor	85
4)	Presupuesto de masa de los componentes del pico satélite	88
5)	Cálculo del centro de gravedad	89
2.	Módulo de sistemas de descenso	93
a.	Sistema de descenso del contenedor	93
1)	Dimensiones del paracaídas cruciforme	93
2)	Velocidad terminal del contenedor	97
3)	Líneas de suspensión del paracaídas cruciforme	98
4)	Conectores de las líneas de suspensión del paracaídas cruciforme	100
5)	Manufactura sistema de descenso del contenedor	101
b.	Sistema de descenso de la carga útil	103
1)	Prototipos	103
a)	Prototipo 1	104
b)	Prototipo 2	106
2)	Velocidad de descenso	108
a)	Sistema de despliegue de las membranas aerodinámicas	109
c.	Manufactura del sistema de descenso de la carga útil	112
3.	Módulo del sistema de energía	115
a.	Diseño y análisis de pruebas para energía solar	115
b.	Diseño y análisis para energía eólica	124
4.	Módulo de sensores de vuelo	125
a.	Implementación en hardware de los sistemas sensoriales	125

b.	Implementación en software de los sistemas sensoriales	130
5.	Módulo de comunicación inalámbrica	133
6.	Módulo de software de vuelo	140
a.	Definición de la arquitectura de hardware	140
1)	Criterios para la selección del bus de comunicación I2C para la comunicación de dispositivos periféricos	143
2)	Criterios para la selección del bus de comunicación UART para comunicación con XBEE y PC	143
b.	Definición de la arquitectura de software	144
1)	Diagrama de estados y condiciones de transición	144
2)	Modelo de capas del software	145
3)	Programación orientada por eventos (Interrupciones)	147
4)	Gráficos de llamadas de funciones	152
5)	Herramientas seleccionadas para la implementación del software	155
a)	Lenguaje de programación: C estándar 1999 (C99)	155
b)	Editor: Sublime Text 2.0	155
c)	Compilador y Debugger: IAR. Embedded Workbench for MPS430 v5.6	156
d)	Plataforma de pruebas: MSP430F5529 Launchpad Evaluation Kit ..	156
6)	Principales algoritmos	156
c.	Implementación de la arquitectura de hardware	162
7.	Módulo de software de tierra	172
a.	Diseño de interfaz	172
b.	Protocolos de comunicación	175
1)	Carga útil	175
a)	Recepción de paquetes en modo de misión.	175
b)	Envío de señales en modo de misión	176
c)	Envío de señales modo de monitoreo	177
2)	Contenedor	178
a)	Recepción de paquetes en modo de misión	178
b)	Envío de señales en modo de misión	179
c)	Envío de señales en modo de monitoreo	179
c.	Desarrollo de módulos	182
1)	Desarrollo de módulo para la conexión al módulo de comunicación, recepción y envío de datos	181
2)	Desarrollo del módulo de interpretación de datos	182
d.	Desarrollo de modos del software	182
1)	Modo de vuelo	182

	2) Modo de monitoreo	182
	3) Modo de obtención de datos desde memoria	184
	4) Modo de obtención de datos desde archivo CSV	185
F.	Pruebas por módulo	185
1.	Módulo de estructura	185
a.	Pruebas de separación	185
b.	Pruebas de supervivencia del huevo	186
1)	Sistema de protección con dos globos rodeados por plástico de burbujas	187
2)	Sistema de protección con plástico de burbujas	187
3)	Sistema de protección con espuma de poliuretano	188
c.	Pruebas de supervivencia de impacto	189
d.	Pruebas de ubicación del centro de gravedad	189
2.	Módulo de sistemas de descenso	189
a.	Sistema de descenso del contenedor	189
1)	Prueba a 9 metros	190
a)	Prueba 1: Sentido de giro	190
b)	Prueba 2: Separación del contenedor	191
c)	Prueba 3. Velocidad del contenedor	191
d)	Prueba 700 metros	191
e)	Pruebas entre 36 y 40 metros	191
b.	Sistema de descenso de la carga útil	191
1)	Prueba entre 9 metros	192
2)	Pruebas 500 metros	193
3)	Prueba entre 36 y 40 metros	193
3.	Módulo del sistema de energía	193
a.	Procedimiento de pruebas para energía solar	193
b.	Procedimiento de pruebas para energía eólica	194
4.	Módulo de sensores de vuelo	198
5.	Módulo de comunicación inalámbrica	201
a.	Pruebas de largo alcance	201
b.	Prueba de consumo energético	202
c.	Prueba de paracaidismo	203
d.	Prueba en museo del niño	203
e.	Prueba en edificio	203
6.	Módulo de software de vuelo.	204
a.	Integración del sistema de sensores y software de vuelo	204
b.	Integración del sistema de comunicación inalámbrica XBEE y software de vuelo	205

c.	Integración de datos entre estación en tierra y software de vuelo	206
d.	Pruebas del sistema electrónico integrado	207
e.	Medición del impacto de la programación orientada por eventos sobre las características de consumo de energía del sistema	207
7.	Módulo de software de tierra	212
a.	Verificación de comunicación con XBee	212
b.	Recepción y envío de datos de manera simultánea	212
c.	Corrupción de datos	212
d.	Coherencia de la información de los sensores	213
G.	Pruebas integradas	214
1.	Pruebas integradas a 12 metros de altura	214
2.	Prueba a 52 metros de altura	214
3.	Pruebas integradas realizadas con ayuda de la Asociación de Paracaidismo	214
4.	Prueba integrada de sistemas electrónicos	215
VI.	RESULTADOS	216
A.	Módulo de estructura	216
1.	Pruebas de separación	216
2.	Pruebas de supervivencia del huevo	216
a.	Sistema de protección con dos globos rodeados por plástico de burbujas ..	216
b.	Sistema de protección con plástico de burbujas	217
c.	Pruebas de supervivencia del huevo con espuma de poliuretano	219
3.	Pruebas de supervivencia de impacto	222
4.	Pruebas de ubicación del centro de gravedad	223
B.	Módulo de sistemas de descenso	223
1.	Sistema de descenso del contenedor	223
a.	Resultados de pruebas	223
1)	Pruebas a 9 metros	223
a)	Prueba 1: Sentido de giro	223
b)	Prueba 2: Separación del contenedor	224
c)	Prueba 3: Velocidad del contenedor	224
d)	Pruebas 700 metros.	226
e)	Pruebas entre 36 y 40 metros	227
2)	Resultados del lanzamiento	227
b.	Sistema de descenso de la carga útil	229
1)	Resultados de pruebas	229
a)	Pruebas entre 9 metros	229
b)	Pruebas 500 metros	231

c)	Pruebas entre 36 y 40 metros	231
2)	Resultados del lanzamiento	233
C.	Módulo del sistema de energía	235
1.	Resultado de pruebas con paneles solares	235
a.	Pruebas de ángulo y configuración	235
b.	Resultados de pruebas de eficiencia y predicciones de comportamiento en competencia	238
2.	Resultados de pruebas de turbinas eólicas	240
a.	Comportamiento de turbina con respecto al ángulo y velocidad	240
b.	Resultado para selección de mejor turbina eólica	241
D.	Módulo de sensores de vuelo	241
1.	Pruebas realizadas	241
a.	Consumo energético de los sensores	242
b.	Comparación de las mediciones de los sensores de temperatura	242
c.	Comparación de las mediciones de los sensores de presión	243
d.	Comparación de las mediciones de los acelerómetros	243
e.	Simulación de vuelo en el Museo de los Niños de Guatemala	245
2.	Competencia	245
a.	Datos obtenidos del contenedor	245
b.	Datos obtenidos de la carga útil	246
E.	Módulo de comunicación inalámbrica	248
1.	Configuración final módulos XBEE 1	248
2.	Pruebas de transmisión	251
3.	Mediciones sobre consumo energético de módulos XBee	252
F.	Módulo de software de vuelo	253
1.	Pruebas del pico satélite en condiciones reales	253
2.	Secuencia de eventos durante la competencia	257
a.	Verificación de arribo del pico satélite y materiales (Día 0)	258
b.	Pruebas de hardware y software electrónico y verificación de funcionamiento (Día 0)	259
c.	Ensamblaje del pico satélite y verificación de funcionamiento integrado. Pruebas de rango y liberación de carga útil (Día 1)	260
d.	Revisión de seguridad	262
e.	Lanzamiento del Pico satélite (Día 2)	263
1)	Revisión y configuración del funcionamiento de los sistemas electrónicos	264
2)	Encendido del pico satélite e instalación dentro del cohete	266

3) Lanzamiento del cohete y transmisión de telemetría	267
a) Software de vuelo de contenedor	267
G. Módulo de software de tierra	273
1. Momento de la conexión entre contenedor y software de control en tierra	273
2. Paquetes recibidos durante el lanzamiento	274
a. Carga útil	274
3. Paquetes recibidos luego de la caída	279
a. Carga útil	279
b. Contenedor	283
4. Paquetes almacenados en memoria	284
a. Carga útil	285
b. Contenedor	289
VII. ANÁLISIS DE RESULTADOS	291
A. Módulo de estructura	291
1. Pruebas de separación	291
2. Sistema de protección para un huevo de gallina	291
3. Pruebas de impacto	292
4. Pruebas de ubicación del centro de gravedad	292
5. Competencia	294
B. Módulo de sistemas de descenso	297
1. Sistema de descenso del contenedor	297
2. Sistema de descenso de la carga útil	298
C. Módulo de sistema de energía	299
D. Módulo de sensores de vuelo	302
E. Módulo de comunicación inalámbrica	305
1. Estudio de protocolos para módulos XBEE	305
2. Configuración final módulos XBEE	305
3. Pruebas de transmisión	307
4. Resultados día de la competencia	307
5. Mediciones sobre consumo energético de módulos XBee	308
F. Módulo software de vuelo	308
G. Módulo software de tierra	310
VIII. CONCLUSIONES	313
IX. RECOMENDACIONES	320
X. BIBLIOGRAFÍA	326
XI. ANEXOS	332
1. Requerimientos generales de la competencia	332
2. Datos climatológicos, Aeropuerto Internacional de Abilene	336

3.	Distintas geometrías de paracaídas	337
4.	Datos de la primera prueba de velocidad del contenedor a 9 metros	340
5.	Datos de primera prueba de velocidad de la carga útil a 9 metros	342
6.	Calendario de avances de cada módulo	344
7.	Presupuesto	350
8.	Otros costos	351
9.	Programa realizado en Python para pruebas de comunicación inalámbrica	352
10.	Transmisión y recepción de datos de programa de prueba en python	353
11.	Diagrama esquemático completo del sistema electrónico de carga útil	354
12.	Diagrama esquemático completo del sistema electrónico de contenedor	355
13.	Ventajas y desventajas de protocolos de comunicación	356
14.	Planos de distintos sistemas mecánicos	357

LISTADO DE CUADROS

No.	Página
1. Integrantes que conforman el equipo	8
2. Resumen general del trabajo de cada módulo	9
3. Listado de patrocinadores	10
4. Resumen total de los gastos del equipo en quetzales	11
5. Requerimientos del módulo de estructura	12
6. Requerimientos de los sistemas de descenso	14
7. Requerimientos del módulo del sistema de energía	15
8. Requerimientos del módulo de sensores de vuelo	17
9. Requerimientos del sistema de comunicación	18
10. Requerimientos de software de vuelo	19
11. Requerimientos del software de control en tierra	21
12. Cuadro de ponderación de parámetros para configuración geométrica de la carga útil	26
13. Rangos de referencia para asignación de punteos para los parámetros de evaluación	27
14. Cuadro de estudio de selección de configuración geométrica de la carga útil	27
15. Cuadro de ponderación de parámetros para sistema de protección de un huevo de gallina	30
16. Rangos de referencia para asignación de punteos para los parámetros de evaluación	31
17. Cuadro de estudio de selección del sistema de protección para un huevo de gallina	31
18. Configuraciones propuestas del mecanismo de separación	35
19. Valores de ponderación de la matriz de Pugh	35
20. Matriz de Pugh para selección de la configuración del mecanismo de separación	35
21. Comparación de servomotores	37
22. Cuadro de ponderación de parámetros para selección del servomotor	38
23. Rangos de referencias para asignación de punteos para las propuestas del servomotor	39
24. Cuadro de estudio de selección del servomotor	39
25. Ponderación de parámetros para el sistema de descenso del contenedor	40
26. Cuadro de especificaciones de los diseños del sistema de descenso del contenedor	43
27. Estudio de selección del sistema de descenso del contenedor	43
28. Ponderación de parámetros para el sistema de descenso de la carga útil	44
29. Especificaciones de los diseños del sistema de descenso de la carga útil	48
30. Estudio de selección del sistema de descenso de la carga útil	48
31. Características de panel solar PowerFilm® MP3-37 (Power Film) (Celdas Solares Flexibles)	50
32. Ponderación de las características consideradas para el sensor de presión del contenedor	52
33. Ponderación de las características consideradas para el sensor de presión del contenedor	53
34. Valores normalizados de las características consideradas para el sensor de presión del contenedor	53

35.	Resultados del estudio de comparación del sensor de presión del contenedor	54
36.	Principales características de los sensores de presión considerados para la carga útil	54
37.	Principales características de los sensores de temperatura considerados para la carga útil	54
38.	Principales características de los acelerómetros considerados para la carga útil	55
39.	Ponderación de las características consideradas para el sensor de presión de la carga útil	55
40.	Ponderación de las características consideradas para el sensor de temperatura de la carga útil	55
41.	Ponderación de las características consideradas para el acelerómetro de la carga	56
42.	Valores normalizados de las características consideradas para el sensor de presión de la carga útil	56
43.	Valores normalizados de las características consideradas para el sensor de temperatura de la carga útil	56
44.	Valores normalizados de las características consideradas para el acelerómetro de la carga útil	57
45.	Resultados del estudio de comparación del sensor de presión de la carga útil	57
46.	Resultados del estudio de comparación del sensor de temperatura de la carga útil	57
47.	Resultados del estudio de comparación del acelerómetro de la carga útil	58
48.	Sensores utilizados en los sistemas sensoriales del contenedor y la carga útil	58
49.	Cuadro de ponderación de parámetros para módulos de comunicación XBee	59
50.	Cuadro de estudio de selección de módulo XBee	60
51.	Cuadro de ponderación de parámetros para antenas de módulos internos al CanSat	60
52.	Cuadro de estudio de selección de antena de módulos internos al CanSat	60
53.	Cuadro de ponderación de parámetros para selección de antena receptora	61
54.	Cuadro de estudio de selección de antena de estación en tierra	61
55.	Ponderación de los criterios utilizados para la selección de microcontrolador	62
56.	Valores normalizados de las variables evaluadas para la selección del microcontrolador	63
57.	Ponderación de los criterios utilizados para la selección de microcontrolador	64
58.	Propiedades geométricas de los elementos estructurales	78
59.	Propiedades mecánicas de los posibles materiales de las placas	80
60.	Propiedades mecánicas de posibles materiales para barras roscadas	81
61.	Resultados del análisis del impacto de la estructura del contenedor	87
62.	Masas de los componentes del pico satélite	88
63.	Ubicación del centro de gravedad de las posibles configuraciones del pico satélite	92
64.	Dimensiones de la estructura	103
65.	Principales características físicas de las placas de pruebas adquiridas	126
66.	Configuración de muestreo del sensor de presión absoluta LPS331AP	130
67.	Configuración de muestreo del sensor de presión absoluta BMP085	130
68.	Configuración de muestreo del acelerómetro ADXL345	131
69.	Formato de trama de datos para el contenedor	138
70.	Formato de trama de datos para la carga útil	139

71.	Descripción por Byte del paquete enviado por la carga útil durante el vuelo	176
72.	Descripción de señales enviadas a la carga útil durante el vuelo	176
73.	Descripción de señales enviadas a la carga útil durante el modo de monitoreo	177
74.	Descripción por Byte del paquete enviado por el contenedor durante el vuelo	179
75.	Descripción de señales enviadas al contenedor durante el vuelo	179
76.	Descripción de señales enviadas al contenedor en modo de monitoreo	180
77.	Funciones modo de monitoreo para carga útil	183
78.	Funciones modo de monitoreo para contenedor	184
79.	Resultados del experimento A, realizado hasta un voltaje de 2.6V	209
80.	Resultados del experimento B, realizado hasta que el DUT envía datos erróneos	209
81.	Resultados de las pruebas del sistema de protección con dos globos rodeados por plástico de burbujas	217
82.	Resultados de las pruebas del sistema de protección con plástico de burbujas	217
83.	Resultados de las pruebas de supervivencia del huevo con 7.50 metros de altura en caída libre	220
84.	Resultados de las pruebas de supervivencia del huevo con 12 metros de altura en caída libre	222
85.	Comportamiento del paracaídas cruciforme	223
86.	Separación de la carga útil del contenedor	224
87.	Tiempos de descenso	224
88.	Datos del descenso de la competencia	228
89.	Despliegue de membranas aerodinámicas	230
90.	Resultados de pruebas de paneles solares en un día nublado	235
91.	Resultados de pruebas de paneles solares en un día despejado	236
92.	Eficiencia de configuración de celdas solares	238
93.	Proyección de recolección de energía en Abilene Texas	238
94.	Proyección de comportamiento de paneles con el ángulo con eficiencia de 11	239
95.	Resultados de pruebas de turbina eólica en función a ángulo y velocidad	240
96.	Resultados de pruebas con diferentes turbinas eólica	241
97.	Consumo energético de los sensores utilizados en los sistemas sensoriales	242
98.	Caída de potencial en capacitor como fuente de alimentación para módulo XBee	252
99.	Consumo energético de módulos XBee Pro S3B	252
100.	Verificaciones realizadas durante la competencia para comprobar que todos los elementos relacionados al funcionamiento del software estuvieran completos	258
101.	Pruebas iniciales realizadas al software y sistema electrónico de contenedor para verificar su funcionamiento correcto	259
102.	Pruebas iniciales realizadas al software y sistema electrónico de carga útil para verificar su funcionamiento correcto	260

103. Pruebas iniciales realizadas al software y sistema electrónico de carga útil para verificar su funcionamiento correcto	261
104. Criterios evaluados en la revisión de seguridad	262
105. Pasos de configuración y verificación realizados para la preparación del software de contenedor para el lanzamiento	264
106. Pasos de configuración y verificación realizados para la preparación del software de carga útil para el lanzamiento	265
107. Prueba de verificación de comunicación entre contenedor y estación en tierra durante la instalación del pico satélite en el cohete	266
108. Resultados de las operaciones realizadas por el contenedor durante el lanzamiento	267
109. Resultados de las operaciones realizadas por la carga útil durante el lanzamiento	270
110. Paquetes del contenedor recibidos durante el vuelo	278
111. Primera parte de paquetes de la carga útil recibidos luego de la caída	279
112. Segunda parte de paquetes de la carga útil recibidos luego de la caída	279
113. Paquetes del contenedor recibidos luego de la caída	284
114. Primera parte de paquetes almacenados en memoria de la carga útil	285
115. Segunda parte de paquetes almacenados en memoria de la carga útil	285
116. Paquetes almacenados en memoria del contenedor	290
117. Comprobación de coseno del ángulo de incidencia como factor de la irradiación con respecto al ángulo	301

LISTADO DE FIGURAS

No.		Página
1.	Organigrama del equipo EK-UVG	8
2.	Carga útil con forma semielíptica	23
3.	Carga útil con forma esférica	23
4.	Carga útil con forma de cono invertido hacia abajo	24
5.	Carga útil con forma cilíndrica	24
6.	Huevo rodeado con plástico de burbujas	28
7.	Recipiente con fluido no newtoniano	29
8.	Huevo dentro de dos globos	29
9.	Servomotor con palanca	32
10.	Servomotor con palanca y guías de movimiento	33
11.	Servomotor con palanca y cuchilla	33
12.	Servomotor con anillos móviles	34
13.	Motor DC con eje roscado	34
14.	Paracaídas cruciforme	41
15.	Paracaídas hemisférico	42
16.	Parapente	42
17.	Estructura rectangular plegable	45
18.	Estructura rectangular plegable con bolsas de aire	46
19.	Estructura triangular	46
20.	Estructura plegable	47
21.	Membrana plástica	47
22.	Polaridad de los módulos PowerFilm (Celdas Solares Flexibles)	49
23.	Hymini (MINIWIZ)	51
24.	Ventilador STREN de 4 pulgadas y 12 voltios cc.	52
25.	XBee Pro S2C con antena U.FI y XBee Pro S2B con antena RP-SMA	59
26.	Configuración de la carga útil	68
27.	Placa inferior de la carga útil	69
28.	Altura de las barras roscadas respecto a la tapa superior de la carga útil	69
29.	Barra roscada tipo A	70
30.	Barra roscada tipo B	70
31.	Disco de separación de la carga útil	71
32.	Puntos de acople de la tapa superior de la carga útil	72
33.	Tapa superior de la carga útil	72
34.	Cubierta lateral de la carga útil	73

35.	Contenedor de acetato para el huevo	74
36.	Configuración del contenedor	75
37.	Cubierta del contenedor	77
38.	Propiedades geométricas de los elementos estructurales	78
39.	Diagrama de cuerpo libre del brazo del servomotor	82
40.	Esfuerzo de von Mises para elementos del contenedor	86
41.	Factor de seguridad para la estructura del contenedor	86
42.	Desplazamiento de los elementos estructurales del contenedor	87
43.	Ubicación del centro de masa de la carga útil, sistema de control de descenso cerrado	90
44.	Ubicación del centro de masa de la carga útil, sistema de control de descenso abierto	90
45.	Ubicación del centro de masa del pico satélite	91
46.	Ubicación del centro de masa del pico satélite	92
47.	Fuerzas que actúan sobre un paracaídas en un descenso estable	93
48.	Dimensiones de un paracaídas cruciforme	95
49.	Dimensiones de paracaídas cruciforme	97
50.	Área de turbulencia	99
51.	Nudo As de guía	100
52.	Conector de la línea principal al contenedor	100
53.	Argolla paracaídas cruciforme	101
54.	Componentes del sistema de descenso del contenedor	101
55.	Tela Nylon F111 cero porosidad	102
56.	Costura central del paracaídas cruciforme	102
57.	Paracaídas cruciforme, configuración final	103
58.	Prototipo 1 de la membrana aerodinámica	104
59.	Refuerzos prototipo 1	105
60.	Tornillo, tuerca y arandela de las membranas aerodinámicas	105
61.	Unión en forma de bisagra de las membranas aerodinámicas Prototipo 1	105
62.	Longitud Prototipo 1	106
63.	Prototipo 2 membrana aerodinámica	107
64.	Refuerzos Prototipo 2	107
65.	Unión en forma de bisagra de las membranas aerodinámicas Prototipo 2	108
66.	Longitud Prototipo 2	108
67.	DCL del sistema de descenso de la carga útil	110
68.	Fabricación de membranas aerodinámicas de PLA	112
69.	Retiro de material de soporte	113
70.	Membranas aerodinámicas con tela	114
71.	Configuración de hules	114
72.	Configuración final del sistema de la carga útil	115

73.	Descripción de banco de pruebas de paneles solares	116
74.	Latitud, ángulo horario y declinación del sol	117
75.	Altura solar y acimut solar	120
76.	Descripción de ángulo de inclinación de banco de pruebas	120
77.	Configuración en serie de módulos solares	121
78.	Configuración en paralelo de módulos solares	122
79.	Configuración en paralelo-serie-paralelo de módulos solares	122
80.	Representación de inclinación de paneles con respecto a la horizontal	123
81.	Tornillo de sujeción de modelo en túnel de viento	124
82.	Placa de pruebas del sensor LPS331AP	125
83.	Placa de pruebas del sensor BMP085	126
84.	Placa de pruebas del acelerómetro ADXK345	126
85.	Vista isométrica de la representación tridimensional del sensor de presión absoluta LPS331AP	127
86.	Vista isométrica de la representación tridimensional del sensor de presión absoluta BMP085	127
87.	Vista isométrica de la representación tridimensional del acelerómetro ADXL345	127
88.	Librería en Altium Designer® 2014 del sensor de presión absoluta LPS331AP	128
89.	Librería en Altium Designer® 2014 del sensor de presión absoluta BMP085	128
90.	Librería en Altium Designer® 2014 del acelerómetro ADXL345	129
91.	Representación tridimensional de los sistemas electrónicos integrados del CanSat	129
92.	Representación esquemática de los sistemas electrónicos integrados del CanSat	130
93.	Algoritmo de muestreo de presión barométrica del sensor de presión absoluta LPS331AP	131
94.	Algoritmo de muestreo de temperatura del sensor de presión absoluta BMP085	131
95.	Algoritmo de muestreo de presión del sensor de presión absoluta BMP085	132
96.	Algoritmo de muestreo del acelerómetro ADXL345	132
97.	Configuración del "NETID" para XBee con el número del equipo	133
98.	Direccionamiento "unicast" para módulos XBee	134
99.	Esquemático de diseño final del sistema de comunicación	135
100.	Diseño final de carga útil	135
101.	Placa final de carga útil	136
102.	Diseño final de contenedor	136
103.	Diseño final de placa del contenedor	137
104.	Secuencia del modo de transmisión	140
105.	Arquitectura de hardware de contenedor	141
106.	Arquitectura de hardware de carga útil	142
107.	Diagrama de estados y condiciones de transición de la carga útil	144
108.	Diagrama de estados y condiciones de transición de la carga útil	145
109.	Modelo de capas del software de carga útil	146
110.	Modelo de capas del software de contenedor	146

111. Diagrama de flujo y condiciones de transición del ciclo principal (main) de la carga útil y contenedor	149
112. Diagrama de flujo y condiciones de transición para la operación principal “Muestreo de Sensores” de la carga útil	150
113. Diagrama de flujo y condiciones de transición para la operación de muestreo del sensor de aceleración	151
114. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de muestreo de sensor de aceleración	152
115. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de muestreo de sensor de voltaje	152
116. Gráfico de llamadas de funciones de la operación configuración de sensor de aceleración	152
117. Grafico de llamadas de funciones de la operación de muestreo de sensor de temperatura	153
118. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de muestreo de sensor de presión	153
119. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de almacenamiento de paquetes de datos en memoria externa	153
120. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de recuperación de cuenta de número de paquetes	153
121. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de borrado de memoria externa	153
122. Gráfico de llamadas de funciones del ciclo de ejecución principal	154
123. Diagrama de flujo del algoritmo implementado para la liberación de la carga útil	157
124. Diagrama gráfica del vuelo y de los puntos en que se verifica el estado de vuelo del pico satélite	158
125. Diagrama de flujo del algoritmo implementado para muestrear el sensor de presión LPS331AP del contenedor	159
126. Diagrama de flujo del algoritmo implementado para muestrear el sensor de aceleración ADXL345 de la carga útil	160
127. Diagrama de flujo del algoritmo implementado para muestrear el sensor de presión BMP085 de la carga útil	161
128. Diagrama de flujo del algoritmo implementado para muestrear el sensor de temperatura BMP085 de la carga útil	162
129. Diagrama esquemático Rev. 2 (Final) del circuito de funcionamiento del microcontrolador para la carga útil	163
130. Diagrama esquemático del circuito de conexión del cable para monitoreo/prueba	165
131. Diagrama esquemático del circuito recolector de energía de paneles solares y regulador de voltaje	167
132. Diagrama esquemático del circuito de conexión de memoria externa 24AA128	168
133. Diagrama esquemático del driver del servomotor utilizado para la liberación de la carga útil del contenedor	169
134. Diagrama esquemático del circuito de alimentación de servomotor	169

135.	Diagrama esquemático del circuito de alimentación del sistema electrónico a bordo del contenedor	170
136.	Primer prototipo del circuito impreso del Sistema Electrónico integrado de la carga útil. Izquierda: Vista trasera. Derecha: Vista frontal y antena de XBEE	170
137.	Diseño y presentación preliminar 3D del circuito impreso del sistema electrónico integrado de la carga útil. Izquierda: Vista trasera. Derecha: Vista frontal y antena de XBEE	171
138.	Versión final del circuito impreso del Sistema Electrónico Integrado de la carga útil. Izquierda: Vista trasera. Derecha: Vista frontal y antena de XBE	171
139.	Menú principal	173
140.	Información de la carga útil	173
141.	Información del contenedor	174
142.	Paquetes recibidos del contenedor y carga útil	174
143.	Pruebas de sensores y software de vuelo	175
144.	Prueba de descenso edificio Universidad (9 metros)	190
145.	Descenso a 9 metros de las membranas aerodinámicas	192
146.	Prueba del contenedor utilizando el Software Tracker	192
147.	Hymini colocado en tubo de aluminio con cables de salida	195
148.	Ventilador STEREN desarmado	196
149.	Bobina con cables soldado en patas laterales	197
150.	Acople para ventilador STEREN	197
151.	Acople para motor DC MABUCHI	198
152.	Estación meteorológica del Departamento de Física de la Universidad del Valle de Guatemala.	199
153.	Acelerómetros empleados en las pruebas de validación	199
154.	Simulaciones de vuelo realizadas en el Museo de los Niños de Guatemala utilizando cohetes de agua	200
155.	Simulaciones de vuelo realizadas en la Brigada de Paracaidistas «General Felipe Cruz»	200
156.	Prueba de alcance en Antigua Guatemala	202
157.	Análisis del intercambio de datos a través del bus I2C entre el sensor BMP085 y el microcontrolador	205
158.	Análisis de la integridad y datos de la señal serial entre el software de vuelo y el dispositivo XBEE	205
159.	Evolución en el tiempo de la señal enviada al dispositivo XBEE	206
160.	Gráficas de aceleración generadas por la estación en tierra	206
161.	Diagrama esquemático para el análisis de consumo de energía	208
162.	Eficiencia del sistema de protección con dos globos rodeados por plástico de burbujas	218
163.	Eficiencia del sistema de protección con plástico de burbujas	219
164.	Porcentaje de éxito en relación al tiempo de fraguado	221

165.	Resultados de las pruebas de supervivencia del huevo con tiempo de fraguado mayor a 2 horas	222
166.	Análisis de prueba 1, con software Tracker	225
167.	Velocidad y posición del CanSat durante la prueba 1	226
168.	Descenso a 700 metros	226
169.	Descenso a 36 metros	227
170.	Descenso del contenedor	228
171.	Descenso del contenedor	229
172.	Prueba del contenedor utilizando el Software Tracker	230
173.	Velocidad y posición de la carga útil durante la prueba 1	231
174.	Descenso de la carga útil a 36 metros	232
175.	Prueba de la carga útil a 10 metros, utilizando el Software Tracker	232
176.	Posición y velocidad de la carga útil	233
177.	Descenso carga útil	234
178.	Estado final luego del lanzamiento	234
179.	Gráfica de voltaje en función al ángulo de incidencia del sol, para un día nublado	235
180.	Gráfica de corriente en función al ángulo de incidencia del sol, para un día nublado	236
181.	Gráfica de voltaje en función al ángulo de incidencia del sol, para un día despejado	237
182.	Gráfica de corriente en función al ángulo de incidencia del sol, para un día despejado	237
183.	Gráfica de corriente en función a ángulo de incidencia del viento	240
184.	Gráfica de voltaje en función a ángulo de incidencia del viento	241
185.	Comparación de las mediciones de los sensores de temperatura del CanSat	242
186.	Comparación de las mediciones de los sensores de presión del CanSat	243
187.	Comparación de las mediciones en el eje de los acelerómetros considerados para el CanSat	243
188.	Comparación de las mediciones en el eje de los acelerómetros considerados para el CanSat	244
189.	189. Comparación de las mediciones en el eje de los acelerómetros considerados para el CanSat	244
190.	Datos obtenidos de la altura del cohete de agua durante su lanzamiento	245
191.	Datos de altitud (en metros) obtenidos en la Estación de Control en Tierra del contenedor	245
192.	Datos de altitud (en metros) obtenidos de la memoria del sistema electrónico integrado del contenedor	246
193.	Datos de aceleración (en g) obtenidos de la memoria del sistema integrado de la carga útil	246
194.	Datos de presión (en Pascales) obtenidos de la memoria del sistema integrado de la carga útil	247
195.	Datos de temperatura (en °C) obtenidos de la memoria del sistema integrado de la carga útil	247
196.	Configuración de direcciones módulos XBee1	248
197.	Configuración de interfaz serial con módulos XBee 2	249
198.	Configuración estado de ahorro de energía	250
199.	Sleep_RQ pin y SLEEP pin 3	250
200.	Prueba de alcance en parqueo de Universidad del Valle de Guatemala	251

201.	Prueba de magnitud de potencia de señal en Universidad del Valle de Guatemala	251
202.	Prueba en autopista de aeromodelismo	252
203.	Esquemático de circuito de prueba de consumo energético	253
204.	Componentes utilizados para prueba de consumo energético	253
205.	Prueba de liberación de contenedor y carga útil bajo condiciones reales	254
206.	Pruebas de envío de datos e interacción entre sistema electrónico, software y estación en tierra	256
207.	Prueba de paracaidismo realizada con el picosatélite diseñado en conjunto con la Asociación Guatemalteca de Paracaídasismo	257
208.	Verificación de conexión activa entre contenedor y estación en tierra	266
209.	Gráfica generada por la estación en tierra con los datos de presión enviados por el contenedor	268
210.	Fotografía tomada en el lugar del lanzamiento en la que se observa el contenedor	269
211.	Fotografía tomada en el lugar del lanzamiento en la que se observa la carga útil y el cohete descendiendo	270
212.	Gráfica de aceleraciones en función del tiempo generada por la estación en tierra con base a los datos almacenados en la memoria interna de la carga útil	271
213.	Gráfica de altura en función del tiempo generada por la estación en tierra con base a los datos almacenados en la memoria interna de la carga útil	271
214.	Gráfica de altura en función del tiempo generada por la estación en tierra con base a los datos almacenados en la memoria interna de la carga útil	272
215.	Gráfica de temperatura en función del tiempo generada por la estación en tierra con base a los datos almacenados en la memoria interna de la carga útil	272
216.	Hora de Conexión entre software de control en tierra y contenedor	274
217.	Gráfica altura vs tiempo transmitidos por carga útil durante descenso	274
218.	Gráfica temperatura vs tiempo transmitidos por carga útil durante descenso	275
219.	Gráfica voltaje transmitido por carga útil durante descenso	275
220.	Gráfica aceleración por eje vs tiempo transmitidos por carga útil durante descenso	276
221.	Gráfica ángulo eje X transmitido por carga útil durante descenso	276
222.	Gráfica ángulo eje Y transmitido por carga útil durante descenso	277
223.	Gráfica ángulo eje Z transmitido por carga útil durante descenso	277
224.	Gráfica presión del aire vs tiempo transmitidos por carga útil durante descenso	277
225.	Gráfica altitud vs tiempo transmitidos por contenedor durante descenso	278
226.	Gráfica altitud vs tiempo transmitidos por carga útil luego de caída	280
227.	Gráfica temperatura vs tiempo transmitidos por carga útil luego de caída	280
228.	Gráfica voltaje transmitido por carga útil luego de caída	281
229.	Gráfica aceleración de ejes vs tiempo transmitidos por carga útil luego de caída	281
230.	Gráfica ángulo eje X transmitido por carga útil luego de caída	282
231.	Gráfica ángulo eje Y transmitido por carga útil luego de caída	282
232.	Gráfica ángulo eje Z transmitido por carga útil luego de caída	283

233.	Gráfica presión del aire vs tiempo transmitidos por carga útil luego de caída	283
234.	Gráfica altitud vs. tiempo transmitidos por contenedor luego de caída	284
235.	Gráfica altitud vs tiempo almacenados en memoria de carga útil	286
236.	Gráfica temperatura vs tiempo almacenados en memoria de carga útil	286
237.	Gráfica voltaje almacenado en memoria de carga útil	287
238.	Gráfica aceleración en ejes vs tiempo almacenados en memoria de carga útil	287
239.	Gráfica ángulo en eje X almacenado en memoria de carga útil	288
240.	Gráfica ángulo en eje Y almacenado en memoria de carga útil	288
241.	Gráfica ángulo en eje Z almacenado en memoria de carga útil	289
242.	Gráfica presión de aire vs tiempo almacenado en memoria de carga útil	289
243.	Gráfica altitud vs tiempo almacenado en memoria de contenedor	290
244.	Hoja de chequeo de los jueces previo al vuelo	295
245.	Estado de la carga útil después del aterrizaje	295
246.	Compartimiento del huevo después del aterrizaje	296

RESUMEN

El presente megaproyecto muestra el diseño mecánico y electrónico de un CanSat para obtener como mínimo el 5to. lugar en la Annual CanSat Competition 2014. Se presenta la metodología de selección de sensores para analizar las propiedades de la atmósfera durante el descenso, para la selección de un sistema de recolección de energía del ambiente, para la comunicación con una base en tierra y el diseño de sistemas de descenso, la estructura del CanSat, Software de Vuelo y software de base en tierra. Para cada sistema se realizaron pruebas individuales para asegurar su funcionamiento antes de integrarlo a un prototipo final, que fue probado en condiciones que se asemejaran a las de la competencia a través de lanzamientos a gran altura. Gracias a estas se logró obtener el 12vo lugar de 39 equipos en la competencia, siendo las principales recomendaciones mejorar la estabilidad de la carga útil en el descenso y el sistema de protección del huevo.

I. INTRODUCCIÓN

La Annual CanSat Competition es una competencia estudiantil a nivel universitario, con el objetivo de emular misiones espaciales reales. Dicha competencia es organizada desde el 2004 por la Sociedad Americana de Astronáutica (AAS, por sus siglas en inglés) y el Instituto Americano de Aeronáutica y Astronáutica (AIAA, por sus siglas en inglés); además es patrocinada por el Laboratorio de Investigación Naval de los Estados Unidos (NRL, por sus siglas en inglés), la Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA, por sus siglas en inglés) y varias corporaciones aeroespaciales privadas como por ejemplo Ball® Aerospace & Technologies Corp., Praxis® Inc. y Kratos® Defense & Security Solutions Inc. entre otras.

La competencia implica el diseño, construcción y lanzamiento a pequeña escala de un sistema aeroespacial autónomo con una misión específica que cambia año con año. Desde el año 2013, la Universidad del Valle de Guatemala ha participado en dicha competencia con el afán de contribuir e impulsar el desarrollo e investigación del ámbito aeroespacial en Guatemala. La primera participación fue llevada a cabo por el equipo PLEYADES-UVG logrando el 14vo. lugar de 22 lanzamientos en total. Para el año 2014, se repite la participación con 8 estudiantes nuevos para completar la nueva misión.

La misión para el año 2014 simulaba un picosatélite CanSat (el término “CanSat”, proviene de las palabras en inglés “Can” y “Satellite” que significan lata y satélite en español, respectivamente), con una carga útil y sensores descendiendo por la atmósfera de un planeta, muestreando y transmitiendo durante dicho descenso las propiedades de la misma, así como datos de estabilidad del picosatélite, a una estación de control en tierra. Al mismo tiempo, el CanSat debía restringir su velocidad de caída para obtener un aterrizaje seguro en el que su carga útil permaneciera intacta. El CanSat estaba compuesto por dos componentes principales, la carga útil y el Contenedor, que protegía la carga en el ascenso del CanSat, en su liberación del cohete de transporte y durante su descenso hasta el momento de la liberación de la Carga Útil en la altura requerida por la competencia.

II. Objetivos

A. Objetivo general

Obtener como mínimo el 5to lugar en la competencia Annual CanSat Competition 2014 organizada por el Instituto Americano de Aeronáutica, al cumplir la misión de lograr un lanzamiento y aterrizaje exitoso de un sistema de CanSat autónomo donde la carga útil quede intacta.

B. Objetivos específicos

1. Diseñar un sistema mecánico estructural, tanto para la carga útil como para el Contenedor, que sea capaz de soportar 15 Gs de aceleración y 30 Gs de impacto.
2. Diseñar un sistema de protección para que la Carga Útil (un huevo), permanezca intacta al finalizar la misión.
3. La masa total de toda la estructura diseñada deberá ser menor a 340 gramos.
4. Ubicar el centro de gravedad del CanSat dentro del rango de 38.5 a 130 milímetros, referenciados desde la base inferior del Contenedor.
5. Las dimensiones de la estructura del Contenedor deberán ser menores a 125 milímetros de diámetro, con un espesor de pared igual o mayor a un milímetro y 305 milímetros de altura.
6. Diseñar un sistema mecánico de separación de la Carga Útil-Contenedor, que tenga una masa inferior a 35 gramos.
7. Los componentes diseñados para el módulo de estructura, deberán tener un precio menor a 800 dólares en total.
8. Diseñar y construir un paracaídas que asegure una velocidad de caída de aproximadamente doce metros por segundo (12 m/s) en la primera etapa del descenso.
9. Diseñar y construir un sistema auxiliar de descenso que asegure una velocidad máxima de caída de aproximadamente diez metros por segundo (10 m/s) en la segunda etapa del descenso.
10. Analizar en base a condiciones aerodinámicas el mejor diseño de descenso para la estructura del CanSat.
11. Proponer posibles modelos para cada sistema de descenso, con el fin de analizar qué modelo es el más adecuado para llevar a cabo la misión.
12. Realizar la construcción de prototipos de los modelos seleccionados para los sistemas de descenso con el fin de obtener datos estadísticos.
13. Diseñar los sistemas de descenso de modo que sobrevivan 15 G's de aceleración.

14. Analizar el desempeño de los sistemas de descenso con base a los factores de velocidad, estabilidad y confiabilidad luego de haberse realizado el lanzamiento y concluir la misión.
15. Seleccionar el mejor sistema; entre solar, eólico o una configuración entre ambos; que provea la energía requerida por la Carga Útil del CanSat de manera confiable.
16. Seleccionar el panel solar en el mercado con el menor peso, volumen y mayor potencia disponible.
17. Realizar prototipos de arreglos de paneles solares y probarlos en diferentes escenarios.
18. Seleccionar una turbina eólica que entregue energía confiable al CanSat.
19. Realizar prototipos de la turbina eólica y realizar pruebas controladas para asegurar que puede cumplir las necesidades de potencia del CanSat.
20. Realizar análisis de riesgos en el uso de la turbina eólica y paneles solares, para seleccionar el mejor sistema.
21. Implementar un sistema sensorial que pueda trabajar con 3.30V, consuma menos de 75.00 μ A y cuyos elementos puedan ser adquiridos fácilmente en el mercado local de componentes electrónicos.
22. Implementar un sistema sensorial integrado capaz de medir presión atmosférica, temperatura del aire, aceleración en tres ejes, y nivel de voltaje de su fuente de alimentación a una frecuencia máxima de muestreo de 1.00Hz.
23. Analizar, evaluar y optimizar el consumo energético del sistema sensorial implementado midiendo el voltaje y la corriente eléctrica necesaria para su funcionamiento en condiciones de vuelo del picosatélite CanSat.
24. Evaluar el desempeño del sistema sensorial mediante la replicación de las condiciones reales de vuelo del picosatélite CanSat.
25. Validar los datos obtenidos del sistema sensorial comparándolos con mediciones obtenidas con instrumentos meteorológicos dedicados.
26. Validar los datos obtenidos del acelerómetro implementado en el sistema sensorial comparándolo con mediciones obtenidas de otros dos acelerómetros distintos.
27. Implementar el sistema de comunicación inalámbrica del CanSat utilizando módulos de radio frecuencia XBee.
28. Implementar un sistema de comunicación de bajo consumo energético de tal manera que el sistema (CanSat) pueda ser alimentado con baterías alcalinas y paneles solares durante treinta minutos y pueda delegar la información transmitida a un sistema de computación en tiempo real cada segundo.
29. Comparar distintos protocolos de comunicación inalámbrica para encontrar el más eficiente y el de consumo energético más óptimo para el proyecto.
30. Seleccionar los componentes electrónicos necesarios para efectuar la comunicación inalámbrica del sistema.

31. Lograr un alcance de comunicación inalámbrica de más de 1000 metros a la redonda en ambientes exteriores.
32. Diseñar un sistema de comunicación inalámbrica compacto de tal manera que los componentes utilizados no sobrepasen un espacio volumétrico de 2304 mm³.
33. Establecer los parámetros de comunicación requeridos para que la información fluya desde el módulo de recopilación de datos (CanSat) hacia el módulo receptor (estación en tierra) a través de una antena.
34. Diseñar una estructura de soporte para la antena que sea portable.
35. Desarrollar e implementar un Software de Vuelo capaz de darle autonomía de operaciones a un picosatélite tipo CanSat que cumpla la misión CanSat 2014.
36. Definir, desarrollar e implementar una arquitectura de hardware que permita a los microcontroladores en los vehículos de vuelo comunicarse con todos los sensores y dispositivos periféricos a través de un solo bus, con el dispositivo de comunicación XBEE por un bus independiente y con una base o estación en tierra a través de un bus alámbrico independiente que permita su monitoreo y otro inalámbrico que permita la transmisión de telemetría.
36. Definir, desarrollar e implementar una arquitectura y diagrama de estados de software que cumpla con los requerimientos mínimos, funcionales y de integración, y capaz de proveer de la autonomía requerida a los vehículos de vuelo, mantener las operaciones del vehículo y tolerar las fallas de energía que se prevén así como reponerse de las mismas.
37. Permitir en el software de vuelo dos modos de operación: un modo de monitoreo en el que un control en tierra puede tener conocimiento completo de los datos de los sensores y ejecutar comandos y un modo de vuelo en el que el software actúa de forma completamente autónoma con el objetivo de cumplir la misión.
38. Envío de señales al CanSat, y recolección e interpretación de datos durante la misión cumpliendo con los requerimientos establecidos en la guía de la competencia.
39. Obtener los datos ID del equipo, cantidad de paquetes enviados, tiempo de la misión, sensor de presión, temperatura, voltaje y acelerómetro.
40. En el software se deberán implementar tres modos de obtención de datos: “en vuelo”, “pruebas en tierra” y “a partir de archivo CSV”. “En vuelo” representará el estado del CanSat cuando se esté llevando a cabo la misión. “Pruebas en tierra” se dará cuando el CanSat esté conectado directamente al software, y “a partir de archivo CSV” cargará los datos almacenados en un archivo CSV.
41. Interpretar los datos del CanSat en tiempo real y mostrarlos como gráficas, tanto durante la misión como en pruebas.
42. El software deberá ser capaz de enviar señales al CanSat al detectar que el CanSat no llevó a cabo un procedimiento autónomo, esto con el fin de activar el procedimiento de forma manual.

43. Almacenar los datos obtenidos en un archivo para su interpretación en el futuro.
44. Coordinar la planificación y desarrollo de los módulos que integran el equipo que participará en la competencia del CanSat.
45. Administrar el presupuesto para controlar costos y gastos del proyecto.
46. Coordinar la búsqueda del patrocinio para la obtención de fondos para el equipo CanSat mediante un plan de divulgación en medios de comunicación.
47. Determinar y ejecutar la logística más adecuada del viaje para el equipo

III. JUSTIFICACIÓN

Luego de la participación del equipo PLEYADES- UVG en la Annual CanSat Competition 2013 nace la iniciativa de continuar con esta experiencia, llevando a cabo una segunda participación durante el año 2014 donde se puedan aplicar las experiencias por parte de este equipo para encaminar el trabajo de un nuevo equipo: EK-UVG. Este nuevo equipo cuenta con nuevos y más integrantes, para poder concentrar el trabajo de cada integrante en un área más específica y así asegurar la correcta realización de cada módulo de trabajo.

El proyecto permitió experimentar el ciclo de vida del diseño de un sistema aeroespacial a menor escala que incluye todos los aspectos de un típico programa aeroespacial, desde un diseño preliminar hasta un reporte posterior al vuelo. Toda esta información fue analizada y recolectada para facilitar el trabajo de futuros competidores, así como abrir las puertas a una nueva plataforma de investigación aeroespacial en el país, ya que este tipo de competencias son utilizadas por muchas universidades alrededor del mundo para la introducción de sus estudiantes en proyectos aeroespaciales.

El incursionar en este tipo de proyectos permite experimentar con tecnologías del campo de ingeniería aeroespacial, el cual es sumamente nuevo para el país. Esto permite la expansión de la tecnología y el conocimiento en los estudiantes, así como el desarrollo de habilidades de trabajo en equipo, manejo de recursos, administración del tiempo y logística debido a la complejidad de llevar a cabo un proyecto con las exigencias de un proyecto aeroespacial.

IV. ANTECEDENTES

En el año 2013 el equipo PLEYADES participó en la Annual CanSat Competition siendo el primer equipo de Guatemala en participar, quienes obtuvieron el 14 lugar de 22 equipos que llegaron al final de la competencia. Con el fin de continuar con el desarrollo de la investigación científica y la investigación aeroespacial en Guatemala, en el año 2014 el equipo EK-UVG participó en la misma competencia. Como base fundamental, se utilizaron la experiencia, conclusiones, recomendaciones y resultados obtenidos por el equipo PLEYADES para poder realizar el diseño de los componentes que conformaron el CanSat.

Con respecto a la estructura, el Ertalon fue un material que se desempeñó adecuadamente, por lo que se decidió continuar utilizando este material como base para el diseño de algunas piezas de este picosatélite. Las características que se mejoraron con respecto a la estructura son el mecanismo de separación y el centro de gravedad. Al mecanismo de separación se le añadió una restricción del movimiento angular de la carga útil con respecto al contenedor para evitar que ambos elementos se atoren. De la competencia anterior se concluye que la estructura y todos los dispositivos debieron ser diseñados a modo de que el centro de gravedad esté ubicado por debajo del centro de volumen.

En la competencia anterior, se recomendó realizar pruebas que fueran concluyentes con respecto a lo que podría suceder en condiciones reales, por lo que con respecto al sistema de descenso se realizaron pruebas para determinar su correcto funcionamiento, así como pruebas de comunicación a largo alcance, sensores, recolección de energía, protección del huevo, entre otras.

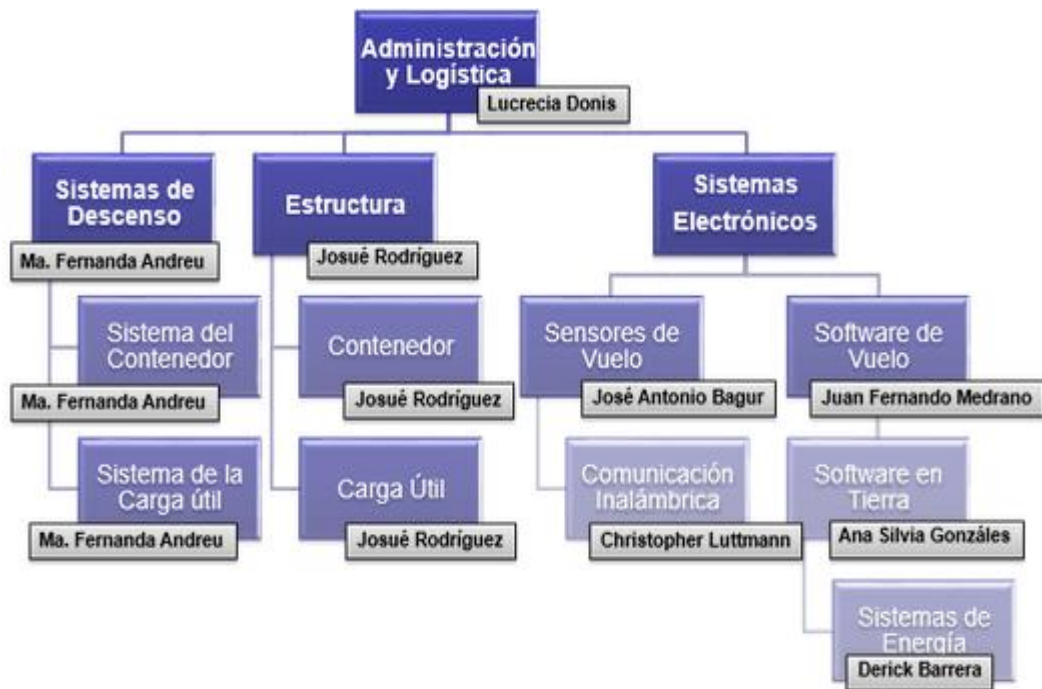
Debido a las fallas presentadas en el sistema de descenso de la carga útil, se recomendó utilizar un sistema de activación del sistema de descenso de la carga útil. Además, se recomendó analizar los picos de potencia de los sistemas electrónicos, por ser estos los responsables de que los sistemas de energía sean insuficientes, por lo que se realizaron pruebas de reinicio para los paneles solares, al realizar una prueba integrada de sistemas electrónicos.

V. METODOLOGÍA

A. Organización del equipo

La administración del recurso más importante, el recurso humano, es crucial para todo equipo que quiera alcanzar una meta en común. El equipo EK-UVG se compone por ocho estudiantes, de diferentes ramas de la Ingeniería, quienes conforman los distintos módulos de trabajo del CanSat. El manejo de un equipo multi-disciplinario conlleva al manejo de una comunicación activa y constante. A continuación se presenta el organigrama del equipo.

Figura 1. Organigrama del equipo EK-UVG



Cuadro 1. Integrantes que conforman el equipo

Nombre	Carrera	Año
Lucrecia Donis	Ing. Industrial	Último año
Ana Silvia Gonzáles	Ing. En ciencias de la computación	Último año
Derick Barrera	Ing. Mecánica	Último año
Josué Rodríguez	Ing. Mecánica	Último año
Ma. Fernanda Andreu	Ing. Mecánica	Último año
Christopher Luttmann	Ing. Mecatrónica	Último año
José Bagur	Ing. Mecatrónica	Último año
Juan Medrano	Ing. Mecatrónica	Último año

La alineación del trabajo realizado por los distintos módulos que conforman el equipo permitió la integración de todos ellos en uno solo.

A lo largo de la competencia se llevó un control de fechas para cada avance de cada módulo a modo que los avances de todos los módulos tuvieran una fecha en común, ya sea de prueba o integración. Cada avance semanal permitió el próximo avance del módulo y así sucesivamente. El calendario era actualizado por cada encargado del módulo cuando algún particular avance no era completado, de manera que pudiera cumplir con la fecha meta establecida por el grupo. A continuación se muestra el resumen general los módulos manejados con su fecha de principio y fin y el porcentaje que señala el estado de cada módulo.

Cuadro No. 2. Resumen general del trabajo de cada módulo

No.	Rubro	Comienzo	Final	% Completado
1	Eventos importantes	01/9/2013	15/06/2014	100%
2	Módulo de sensores de vuelo	01/9/2013	6/01/2014	100%
3	Módulo de software de vuelo	01/9/2013	6/01/2014	100%
	Sistema de descenso del contenedor	01/9/2013	6/01/2014	100%
5	Sistema de descenso de la carga útil	01/9/2013	6/01/2014	100%
6	Módulo de estructura	01/9/2013	6/01/2014	100%
7	Módulo de comunicación inalámbrica	01/9/2013	6/01/2014	100%
8	Módulo de software en tierra	01/9/2013	6/01/2014	100%
9	Módulo de sistema de energía	01/9/2013	6/01/2014	100%
	Módulo de administración y logística	01/9/2013	17/06/2014	100%
10				

Toda planificación de avance giraba en torno a las fechas establecidas por el grupo. Las fechas más importantes eran aquellas denominadas como “Milestones”. Este módulo se refiere a las fechas importantes de entrega de documentos de la competencia además y las pruebas realizadas en conjunto. En el Anexo 6 se encuentra el control del calendario de cada módulo de manera individual con las fechas de sus avances.

Una de las fuentes de problemas que un proyecto de esta naturaleza enfrenta es la falta de recursos económicos. Es por ello que a través de la divulgación del proyecto en diferentes medios de comunicación, se consiguió el respaldo económico para la elaboración del proyecto.

Se estableció una página en la red social Facebook, como principal vía de comunicación externa, en donde el equipo publicaba avances realizados, pruebas, entre otros. De esta manera se logró que el proyecto se conociera por miles de personas para la búsqueda de apoyo al proyecto. También se realizaron distintas apariciones en medios de comunicación en donde se daba a conocer el proyecto, visitas a distintas instituciones relacionadas a la venta de productos tecnológicos o aquellos cuyo interés tecnológico nacional era grande de manera que se le ofreciera un espacio como patrocinador en el equipo EK-UVG.

Gracias a estos esfuerzos, se lograron obtener un total de 10 patrocinadores, los cuales permitieron el desarrollo del proyecto, el transporte aéreo de los integrantes y cubrir los gastos de viaje del equipo.

El presupuesto del equipo manejado se conformó por las donaciones de los 10 patrocinadores obtenidos, a continuación se encuentra una lista de los patrocinadores del equipo.

Cuadro No. 3. Listado de patrocinadores

PATROCINADORES DEL EQUIPO EK-UVG
Perenco
Apintar
ExKlar Technologies
MELECSA
Fundación Juan Bautista Gutiérrez
Aratours
Grupo Educativo del Valle
Alimtek
Asociación de Paracaidismo de Guatemala
Grupo FC

Los gastos totales del equipo se dividen en dos grandes rubros: el presupuesto de los componentes electrónicos y el presupuesto del viaje del equipo o también denominado como “Otros gastos”. A continuación se muestra una tabla de los gastos totales realizados por el equipo. Los gastos realizados en dólares se multiplicaron por una tasa de Q7.661 de manera que todos los rubros se encuentren en moneda nacional.

Cuadro No. 4. Resumen total de los gastos del equipo en quetzales

GASTOS REALIZADOS POR EL EQUIPO EK-UVG	
Gastos de construcción y pruebas	Q 11,307.18
Gastos del viaje del equipo	Q 53,195.42
TOTAL	Q64,502.60

El presupuesto de todos los componentes es encontrado en el anexo 7, al igual que el listado de cada rubro de los gastos de viaje del equipo realizados.

B. Misión

La misión del CanSat 2014 consistió en simular una misión aeroespacial que tenía como objetivo principal el descenso de un dispositivo, durante el cual se debía monitorear y transmitir información de la composición atmosférica que lo rodea, a una estación en tierra para graficarlos en tiempo real durante cada segundo.

El CanSat está compuesto principalmente por dos partes estructurales, una carga útil y un contenedor, que tiene la función de proteger a la carga útil durante el ascenso hasta la liberación del sistema de un cohete que viajó a una altura de 670 m de altura. Era importante que todas las operaciones fueran autónomas a excepción del comando para dar inicio a la comunicación del contenedor. Luego de la liberación del CanSat, este debía descender tanto contenedor como la carga útil a una velocidad de 12 m/s utilizando un sistema de control pasivo de descenso como un paracaídas. A una altitud de 500 metros, la carga útil debía liberarse del contenedor y empezar un descenso independiente utilizando un sistema de descenso pasivo distinto al de un paracaídas. La velocidad de descenso de la carga útil debía ser de 10 m/s o menor. La carga útil debía transmitir paquetes de información recolectados por los sensores y no utilizar baterías. Toda la energía debía ser recolectada del ambiente. La carga útil también debía contener un huevo de gallina crudo, para simular una carga delicada dentro de ella que debía sobrevivir al aterrizaje.

Toda la telemetría debía ser recolectada a una tasa mínima de 1 Hz. La carga útil debía transmitir toda la información posible durante su descenso. Esta podía transmitirse continuamente o dividida en paquetes. Una vez la carga útil aterrizó la telemetría debía detenerse. Los jueces revisaron la información transmitida y únicamente contarían los datos transmitidos durante el descenso del sistema.

C. Requerimientos

En la Annual CanSat Competition del año 2014 se presentan diferentes requerimientos que debe cumplir el CanSat, los cuales se toman en consideración para la puntuación final de la competencia. Estos requerimientos tienen diferente relación con cada uno de los módulos de trabajo del equipo. A continuación, se muestran, divididos en tablas, los requerimientos que delimitaban el desarrollo de cada módulo.

Cada cuadro muestra una identificación para cada requerimiento y su descripción, la ID es la que fue utilizada en los documentos presentados en la competencia. También se muestra la prioridad del requerimiento. Una prioridad se considera alta cuando es un requerimiento con alta complejidad, que es de suma importancia o que de su cumplimiento dependen otros sistemas. Por el contrario un requerimiento con una prioridad baja describe aquellos requerimientos de complejidad baja, que se debe realizar un análisis para toma de decisiones bajo o que su cumplimiento es por simple inspección. La prioridad media se encuentra entre estas dos clasificaciones. El Predecesor indica la identificación de otro requerimiento más general, que se refiere a los requerimientos del dispositivo completo, mostrados en los anexos. En la última columna, la fuente indica el documento de donde se obtuvo el requerimiento, donde los requerimientos derivados, son aquellos que surgen de algún requerimiento de la competencia, por lo que son más específicos y al cumplirlos se facilita el cumplimiento de algún requerimiento general.

1. Módulo de estructura

Cuadro No. 5. Requerimientos del módulo de estructura

ID	Requerimientos	Prioridad	Predecesor	Fuente
MECR-01	La masa total del CanSat (contenedor y carga útil) debe ser 600 ± 10 gramos.	Alta	SYSR-02	CGR-01
MECR-02	La útil debe contener un huevo de gallina y evitar que se quiebre durante todo el vuelo y aterrizaje.	Alta	-	CGR-MO
MECR-03	La carga útil debe estar contenida completamente dentro del contenedor. Ningún elemento de la carga útil deberá extenderse fuera del contenedor.	Media	-	CGR-03
MECR-04	El contenedor debe ser de un color fluorescente, rosado o anaranjado.	Baja	-	CGR-07
MECR-05	El contenedor debe poder insertarse en una sección cilíndrica de 125 mm de diámetro por 310 mm de alto.	Media	SYSR-03	CGR-04
MECR-06	El contenedor no debe tener bordes afilados que causen que se trabe en el cohete.	Media	SYSR-05	CGR-06
MECR-07	Todos los componentes electrónicos deben estar aislados del ambiente, con excepción a los sensores.	Alta	-	CGR-17

Continuación Cuadro No. 5. Requerimientos del módulo de estructura

ID	Requerimientos	Prioridad	Predecesor	Fuente
MECR-08	La estructura debe soportar 15 G de aceleración.	Alta	SYSR-15	CGR-18
MECR-09	La estructura debe soportar 30 G de impacto.	Alta	SYSR-08	CGR-19
MECR-10	Los tableros electrónicos deben estar asegurados rígidamente utilizando las monturas apropiadas	Alta	SYSR-15	CGR-35
MECR-11	Todos los mecanismos deben mantener su configuración o estado bajo todas las fuerzas soportadas durante el vuelo.	Alta	-	CGR-21
MECR-12	Los mecanismos no deben utilizar pirotécnicos ni químicos.	Media	SYSR-10	CGR-22
MECR-13	Los mecanismos que expulsen calor no deben estar expuestos al ambiente.	Alta	-	CGR-23
MECR-14	La carga útil debe separarse del contenedor a una altura aproximada de 500 metros.	Alta	SYSR-13	CGR-12
MECR-15	La masa total de la estructura debe ser menor a 340 gramos	Media	-	DR
MECR-16	El costo de los elementos estructurales no debe exceder US \$800.00	Media	SYSR-09	DR

CGR= Guía de requerimientos de la competencia.

MECR= Requerimientos del módulo de estructura.

MO= Misión de la competencia.

DR = Requerimiento directo.

SYSR= Requerimientos del sistema.

2. Módulo de sistemas de descenso

Cuadro No. 6. Requerimientos de los sistemas de descenso

ID	Requerimientos	Prioridad	Predecesor	Fuente
CDCR-01	El contenedor debe de descender a una velocidad de 12 m/s.	Alta	-	CGR-12
CDCR-02	Un sistema auxiliar de descenso se debe de usar arriba de los 500 metros.	Alta	-	CGR-12
CDCR-03	Los sistemas de descenso deben de soportar 15 G's de aceleración.	Alta	SYSR-15	CGR-18
CDCR-04	El paracaídas debe de proporcionar estabilidad después de la separación del cohete.	Alta	-	CGR-18
CDCR-05	El contenedor no debe de descender en caída libre.	Alta	SYSR-04	CGR-05
CDCR-06	El contenedor no debe de utilizar ningún mecanismo conectado al cohete para desplegar el paracaídas.	Alta	SYSR-07	CGR-09
CDCR-07	Los sistemas de descenso deben de soportar 30 G's de impacto.	Alta	SYSR-08	CGR-19
CDCR-08	El paracaídas debe de tener un color fosforescente.	Media	SYSR-06	CGR-07
PDCR-01	El subsistema de descenso no debe de tener ningún artefacto inflamable.	Alta	SYSR-10	CGR-11
PDCR-02	La carga útil debe de liberarse a 500 metros del suelo.	Alta	SYSR-13	CGR-13
PDCR-03	Todos los componentes del subsistema de descenso de la carga útil deben de resistir 15 G's de aceleración	Alta	SYSR-15	CGR-18
PDCR-04	Todos los componentes del subsistema de descenso de la carga útil deben de resistir 30 G's de impacto.	Alta	SYSR-08	CGR-19

Continuación Cuadro No. 6. Requerimientos de los sistemas de descenso.

ID	Requerimientos	Prioridad	Predecesor	Fuente
PDCR-05	La carga útil debe de descender a una velocidad de 10 m/s.	Alta	-	CGR-14
PDCR-06	El subsistema de descenso de la carga útil debe de proporcionar un aterrizaje seguro.	Alta	-	DR

CGR= Guía de requerimientos de la competencia.

CDCR= Módulo de descenso del contenedor.

PDCR= Módulo de descenso del contenedor.

SYSR= Requerimientos del sistema

3. Módulo de sistema de energía. Debido a que el sistema de obtención de energía estará conectado a un sistema administrador de energía, es éste el que solicita las necesidades técnicas del sistema recolector, para poder realizar su trabajo correctamente, por lo que estas necesidades se muestran en los requerimientos.

Cuadro No. 7. Requerimientos del módulo del sistema de energía.

ID	Requerimientos	Prioridad	Predecesor	Fuente
EPSR-01	No se permite el uso de baterías en la carga útil. Las baterías son permitidas únicamente en el contenedor para apoyar en la liberación de la carga útil.	Alta	SYSR-16	CGR-24
EPSR-02	El contenedor debe de utilizar únicamente baterías de tipo alcalinas.	Baja	SYSR-27	CGR-25
EPSR-03	La carga útil debe recolectar energía del ambiente mientras descende.	Alta	SYSR-17	CGR-28
EPSR-04	La carga útil debe incluir algún conector de energía externa para realizar pruebas mientras no se recolecta energía.	Media	SYSR-12	CGR-36

Cuadro No. 7. Requerimientos del módulo del sistema de energía.

ID	Requerimientos	Prioridad	Predecesor	Fuente
EPSR-05	El conector externo debe ser fácilmente accesible cuando la carga útil está dentro del contenedor.	Baja	SYSR-28	CGR-37
EPSR-06	Todos los electrónicos deben operar a 3.3 V	Alta	SYSR-26	DR
EPSR-07	Los mecanismos no deben utilizar químicos o pirotecnia	Baja	SYSR-10	CGR-22
SYSR-02	La masa total del CanSat (contenedor y carga útil) debe ser 600 gramos +/- 10 gramos sin el huevo.	Alta	-	CGR-01
CGR-20	Todos los electrónicos deben estar fuertemente montados, utilizando monturas apropiadas como separadores, tuercas o adhesivos de alta capacidad	Alta	-	CGR-20
SYSR-09	El costo del CanSat debe ser menor a los \$1000.00. El soporte de tierra y herramientas de análisis no se deben incluir en el costo	Media	-	CGR-38
CGR-12	La velocidad de descenso del CanSat debe ser de 12 m/s arriba de 500 metros.	Media	-	CGR-12
CGR-14	Cuando sea liberado, la carga útil debe tener una velocidad de descenso menor a 10m/s	Media	-	CGR-14
EARS-01	El sistema de recolección de energía debe proporcionar por lo menos 1.5V y 30mA bajo una carga de 10 Ohms	Alta	-	DR
EARS-02	El sistema de recolección de energía debe proporcionar por lo menos 0.906mAh de energía	Alta	-	DR

CGR= Guía de requerimientos de la competencia. (Can Sat Crew)

EPSR= Requerimientos del sistema de potencia eléctrica.

DR=Requerimiento derivado

SYSR= Requerimientos del sistema.

EARS= Requerimientos del sistema administrador de energía

4. Módulo de sensores de vuelo. Las reglas de la competencia del 2014, requerían la implementación de dos sistemas sensoriales, integrados e independientes, uno para el contenedor y uno para la carga útil. En el Cuadro No. 8 se muestran los principales requerimientos de los sistemas desarrollados, dichos requerimientos fueron, en su mayoría, definidos con base en la misión de la competencia. Además, es importante también mencionar que algunos de los requerimientos fueron definidos en consenso con todo el equipo.

Cuadro No. 8. Requerimientos del módulo sensores de vuelo.

ID	Requerimiento	Prioridad	Predecesor	Fuente
SSDR – 01	Los datos obtenidos de los sensores deberán ser desplegados en la estación de control en tierra (GCS, por sus siglas en inglés), desde el despegue hasta el aterrizaje del CanSat.	Alta		CGR
SSDR – 02	El voltaje de operación de todos los sensores deberá ser de 3.30V como máximo.	Alta	SYSR – 26	DR
SSDR – 03	Todos los sensores deberán ser muestreados a una frecuencia de 1.00Hz, únicamente.	Alta	SYSR – 18 SYSR – 19	CGR
SSDR – 04	El contenedor deberá recolectar datos de altitud respecto al nivel del mar y voltaje de su fuente de alimentación desde el despegue hasta el aterrizaje del CanSat.	Media	SYSR – 18	CGR
SSDR – 05	La carga útil deberá recolectar datos de presión atmosférica, temperatura del aire y nivel de su fuente de alimentación, durante su aterrizaje.	Alta	SYSR – 19	CGR
SSDR – 06	La estabilidad de la carga útil, durante su descenso, deberá ser medida empleando un acelerómetro.	Media	-	DR
SSDR – 07	Los sensores deberán ser montados de forma segura al contenedor y a la carga útil.	Baja	-	CGR

5. Módulo de comunicación inalámbrica

Cuadro No. 9. Requerimientos del sistema de comunicación

ID	Requerimientos	Prioridad	Predecesor	Fuente
CDHR-01	Todos los electrónicos deben estar fijos sobre la placa de electrónicos.	Media	-	CGR-20
CDHR-02	El contenedor debe de transmitir datos de altitud, conteo de paquetes y el tiempo de misión cada segundo.	Alta	SYSR-18	CGR-27
CDHR-03	La carga útil (Payload) debe transmitir presión, temperatura y el voltaje de alimentación cada segundo durante el descenso.	Alta	SYSR-19	CGR-30
CDHR-04	El número de paquetes transmitidos debe ser almacenado en memoria.	Alta	SYSR-23	CGR-31
CDHR-05	La antena de la estación en tierra debe de tener una altura mínima de 3.5 m sobre el nivel del suelo.	Baja	SYSR-11	CGR-43
CDHR-06	El envío de telemetría debe de detenerse al momento del aterrizaje del CanSat.	Baja	SYSR-20	CGR-27
CDHR-07	Los radios para la comunicación inalámbrica deben ser módulos XBee Serie 1, Serie2, o 900MHz.	Baja	SYSR-21	CGR-32
CDHR-08	La configuración para el módulo XBee debe incluir un identificador de red (NETID) establecido con el número del equipo .	Media	SYSR-22	CGR-33
CDHR-09	Los módulos XBee no deben utilizar el modo "broadcast".	Media	-	CGR-34
CDHR-10	Tanto el contenedor como la carga útil deben ser configurados con el mismo identificador de red (NETID).	Alta	SYSR-22	CGR-35

CGR= Requerimientos de la guía de la competencia.

CDHR= Requerimiento de módulo de comunicación y manejo de datos.

SYSR= Requerimientos del sistema.

6. Módulo de software de vuelo

Cuadro No. 10. Requerimientos de software de vuelo.

ID	Requerimiento	Priority	Parent	Fuente
FSWR-01	El software del contenedor debe monitorear constantemente la altura del mismo para liberar la carga útil a la altura apropiada.	Alta	SYSR-01 SYSR-13	DR
FSWR-02	El software de contenedor debe recolectar y almacenar datos de altitud a una tasa mínima de 1Hz desde el lanzamiento hasta el aterrizaje. Estos datos deben ser accesibles para un post-procesamiento.	Alta	SYSR-18	CGR-26
FSWR-03	El software de contenedor debe transmitir datos de altura a una tasa de 1Hz desde el lanzamiento hasta el aterrizaje y debe detener la transmisión luego del aterrizaje.	Alta	SYSR-18	CGR-27
FSWR-04	Durante el descenso, el software de carga útil debe recolectar y almacenar la presión atmosférica, temperatura, tiempo de misión, número de paquetes transmitidos, ángulo de descenso y voltaje de la fuente de energía a una tasa de 1Hz.	Alta	SYSR-19	CGR-29
FSWR-05	Durante el descenso, el software de carga útil debe transmitir toda la telemetría a una tasa de 1Hz.	Alta	SYSR-19, SYSR-20, SYSR-24	CGR-30
FSWR-06	La telemetría de carga útil debe incluir tiempo de misión con resolución de 1s o mayor, la cual comienza cuando la carga útil es encendida. Este tiempo debe preservarse sobre resets del procesador y puede ser mantenido a través de un reloj en software o hardware.	Media	SYSR-24	CGR-31
FSWR-07	El software de carga útil debe mantener una cuenta de paquetes transmitidos, la cual debe incrementar con cada paquete transmitido durante la misión. Dicha cuenta debe preservarse sobre resets del procesador.	Alta	SYSR-23	CGR-48

Cuadro No. 10. Requerimientos de software de vuelo.

ID	Requerimiento	Priority	Parent	Fuente
FSWR-08	El software del contenedor debe mantener el tiempo de misión en segundos desde que es encendido. Este tiempo de misión debe preservarse sobre resets del procesador y puede mantenerse a través de un reloj en software o hardware.	Media	SYSR-24	CGR-49
FSWR-09	Si se usa un reloj de tiempo real en hardware en cualesquiera de los vehículos (contenedor o carga útil), puede utilizarse una fuente de energía dedicada, pero esta no puede utilizarse para energizar cualquier otra función del vehículo.	Alta	SYSR-16 SYSR-17	CGR-24
FSWR-10	El software de la carga útil debe recolectar datos para calcular la estabilidad y ángulo de descenso utilizando un acelerómetro de 3 ejes. Este sensor debe muestrearse a una tasa apropiada y los datos deben almacenarse para una recuperación posterior.	Media	FSWR-04	DR
FSWR-11	El software de carga útil debe organizar la telemetría en paquetes ASCII y campos separados por coma seguidos por un retorno de carrete.	Alta	FSWR-05	DR
FSWR-12	Todas las operaciones deben ser autónomas.	Alta	SYSR-01	CGR-MO
FSWR-13	La carga útil debe tener un conector umbilical externo para realizar pruebas y chequeos de seguridad mientras no recolecta energía del ambiente.	Media	FSWR-11	CGR-36
FSWR-14	Tanto contenedor como carga útil deben mantener y almacenar un indicador del estado actual del software para recuperarse satisfactoriamente de cualquier evento que produzca un reset de procesador.	Baja	SYSR-25	DR
FSWR-15	El contenedor debe incluir un conector umbilical externo para pruebas y chequeos de seguridad.	Baja	FSWR-11	DR
FSWR-16	El software de carga útil debe operar en modos de bajo consumo de energía tanto como sea posible.	Alta	SYSR-16 SYSR-17	DR

7. Módulo de software de tierra. La competencia estableció una lista de requerimientos dentro de la guía que publicó en su sitio web (http://cansatcompetition.com/Mission_files/mission_guide_2014_release1.pdf), y utilizando esta lista se establecieron los requerimientos y funcionalidades que debían ser implementados en el software (CGR: Competition Guide Requirement). La guía incluía requerimientos adicionales a la lista enfocados en la telemetría (TR: Telemetry Requirement). Estos también se tomaron en cuenta para establecer los requerimientos del software. Por último se incluyeron requerimientos que el equipo decidió eran necesarios para tener una mejor oportunidad de finalizar la misión de manera exitosa (DR: Derived Requirement). A continuación se muestran todos los requerimientos en el Cuadro No. 11.

Cuadro No. 11. Requerimientos del software de control en tierra.

ID	Requerimiento	Prioridad	Predecesor	Fuente
GCS-01	El contenedor deberá recolectar, almacenar y transmitir datos, número de paquete y tiempo de misión cada segundo.	Alta	-	CGR-26, CGR-27
GCS-02	El software de control en tierra deberá recibir la telemetría a través de radios Xbee.	Alta	-	CGR-32
GCS-03	El software de control en tierra deberá indicar al CanSat cuando iniciar el envío de telemetría en caso de emergencia.	Baja	-	DR
GCS-04	La telemetría deberá ser mostrada en tiempo real.	Alta	GCS-01	CGR-40
GCS-05	La telemetría deberá ser mostrada en unidades utilizando el sistema métrico.	Alta	-	CGR-41
GCS-06	Toda la telemetría deberá ser graficada.	Alta	-	CGR-42
GCS-07	La telemetría recibida deberá ser almacenada en un archivo CSV.	Media	-	TR-1

Cuadro No. 11. Requerimientos del software de control en tierra.

ID	Requerimiento	Prioridad	Predecesor	Fuente
GCS-08	El software de control en tierra deberá ser capaz de leer e interpretar la información almacenada en un archivo CSV.	Media	-	TR-1
GCS-09	El software de control en tierra deberá ser capaz de activar el sistema de descenso de emergencia.	Media	-	DR
GCS-10	El software de control en tierra deberá ser capaz de recibir datos de la carga útil aun cuando está no se encuentre en vuelo.	Media	-	CGR-36
GCS-11	El software de control en tierra deberá ser capaz de leer e interpretar los datos almacenados en la carga útil.	Media	-	CGR-26
GCS-12	Cuando no se encuentre en vuelo, el software de control en tierra deberá indicar a la carga útil si transmitir los datos que ha almacenado o enviar datos en tiempo real.	Baja	-	DR

D. Selección de configuraciones

Tomando en cuenta los requerimientos y las restricciones de la misión, a continuación se presenta un estudio de selección de las posibles configuraciones y modelos de cada uno de los módulos para luego probarlas y validar que funcionaran según las necesidades del CanSat.

1. Módulo de estructura

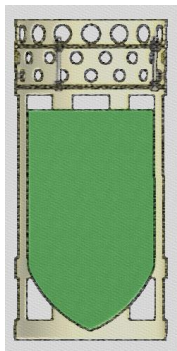
a. Estudio de selección de configuración geométrica de la estructura de la carga útil.

Se propusieron cuatro configuraciones geométricas, todas éstas presentaban posibilidades de cumplir con las características necesarias para el diseño del módulo. Cada una de estas configuraciones geométricas

contaba con ciertas ventajas y desventajas. Las configuraciones geométricas propuestas para la geometría de la carga útil se muestran a continuación:

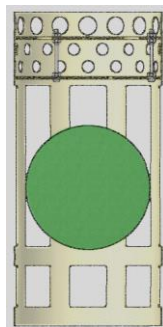
1) Carga útil con forma semielíptica: Se propuso que la forma geométrica de la carga útil fuera elíptica en la parte inferior. Esta configuración presentaba la ventaja de concentrar todos los componentes físicos de la carga útil en un lugar reducido, facilitando el cálculo del centro de gravedad de la Carga útil. Entre las desventajas de esta configuración están el bajo coeficiente de arrastre, la dificultad de manufactura y el volumen interno disponible. Además manufacturar una pieza con forma elíptica hubiera significado comprometer una cantidad considerable de masa.

Figura No. 2 Carga útil con forma semielíptica.



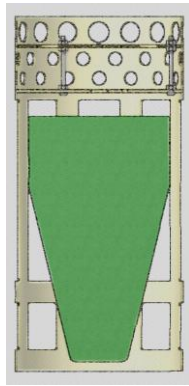
2) Carga útil con forma esférica: Un objeto esférico tiene mejor capacidad de absorber y disipar la energía de un impacto, debido a que no tienen cambios repentinos de sección a lo largo de su superficie. Sin embargo, la forma esférica implicaba procesos difíciles de manufactura, bajo volumen interior disponible y dificultad de ensamblar e integrar con el resto de módulos físicos del picosatélite.

Figura No. 3. Carga útil con forma esférica.



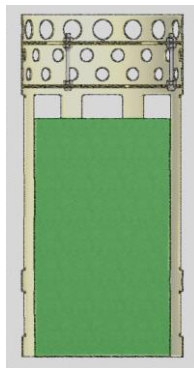
3) Carga útil con forma de cono invertido hacia abajo: Se propuso utilizar la geometría de un cono, con la nariz de éste orientada hacia abajo. Esta configuración presentaba la ventaja de facilidad de integración con el resto de módulos físicos del megaproyecto. Entre las ventajas de esta configuración están: bajo coeficiente de arrastre, bajo volumen interno disponible, ubicación incierta del centro de masa y complicidad de manufactura.

Figura No. 4. Carga útil con forma de cono invertido hacia abajo.



4) Carga útil con forma cilíndrica: Al utilizar la carga útil con forma cilíndrica el volumen interno disponible sería el máximo posible debido a que por restricciones de la competencia el contenedor también debía ser cilíndrico. Así mismo, el coeficiente de arrastre para una placa plana es mayor que para una placa curva, lo que aumenta las posibilidades de tener un descenso y aterrizaje exitoso. Al utilizar una configuración cilíndrica, se pueden utilizar placas de bajos grosores, unidas por barras roscadas; lo que disminuye la masa de los elementos estructurales. La desventaja de esta configuración es la necesidad de un forro lateral para los componentes electrónicos presentes en la carga útil.

Figura No. 5. Carga útil con forma cilíndrica.



Para seleccionar la configuración geométrica adecuada para la carga útil, fue necesario realizar un estudio de evaluación de características críticas necesarias en la estructura. Estas características fueron seleccionadas y tomadas como parámetros de medición de acuerdo a su nivel de relevancia e importancia para la configuración geométrica. Se seleccionó utilizar la masa, el volumen interno disponible, la facilidad de manufactura, el costo de manufactura, coeficiente de arrastre, tiempo de ensamble y la facilidad de integración con otros módulos del picosatélite.

Todos los parámetros fueron ponderados de uno a cuatro siendo cuatro la ponderación más alta posible. La ponderación de los parámetros fue realizada en conjunto con todos los miembros del megaproyecto, con el fin de tener varios criterios de ponderación. Además, era crítico definir los parámetros con más importancia, ya que estos afectan directamente el desarrollo del resto de módulos del picosatélite. A continuación se lista la selección de ponderación para cada uno de los parámetros utilizados para la evaluación de las propuestas geométricas.

- Masa: Valor de ponderación 4. La masa de todos los elementos del picosatélite ya sean estructurales o no era un factor crítico debido a las limitaciones impuestas por la guía de la competencia en el requerimiento número 1, que establece una masa máximo de $600 \text{ g} \pm 10 \text{ g}$ para todo el picosatélite. A raíz de esto, se dio preferencia a las configuraciones estructurales más livianas, para poder disponer del presupuesto de masa adecuado para el resto de elementos (sistemas de descenso, módulos electrónicos, protección para el huevo).
- Volumen interno disponible: Valor de ponderación 4. Era necesario contar con la mayor cantidad de espacio posible en el interior tanto de la carga útil como del contenedor. Esto para poder dar cabida a todos los módulos físicos presentes en el picosatélite.
- Facilidad de manufactura: Valor de ponderación 4. Este parámetro fue de suma importancia, no era conveniente demorar mucho tiempo en la manufactura de los prototipos, ya que esto no dejaría el suficiente tiempo disponible para hacer pruebas, iterar el diseño y volver a manufacturar los elementos estructurales. Era importante que las propuestas fueran fáciles de manufacturar, para obtener piezas con mayor precisión de maquinado.
- Coeficiente de arrastre: Valor de ponderación 4. En caso fallaran los sistemas de control de descenso de la carga útil, la única forma de disminuir la velocidad de descenso era la geometría de la parte inferior de la carga útil. Este parámetro fue de suma importancia ya que de la velocidad de descenso depende el funcionamiento del sistema de protección del huevo. En la ponderación de este parámetro, las configuraciones con un mayor coeficiente de arrastre reciben una calificación más alta.

- **Tiempo de ensamble:** Valor de ponderación 3. La misión de la competencia establece y requiere que todos los equipos participantes sean capaces de armar su picosatélite el día del lanzamiento, después de haber obtenido el huevo. Esta razón hace que se considere el tiempo necesario para ensamblar el picosatélite como un parámetro de evaluación. El tiempo demorado en ensamblar tanto la carga útil como el contenedor no debe ser considerable, ya que aparte de esto, los miembros del equipo deben desarrollar otras actividades durante el desarrollo de la competencia.
- **Integración con otros módulos:** Valor de ponderación 3. Era muy importante que la estructura de la carga útil soportara los componentes electrónicos y el sistema pasivo de descenso. Además, la configuración seleccionada tenía que dar cabida a todos estos elementos evitando la posibilidad de interferencia entre los mismos. La configuración seleccionada debía permitir la facilidad de ensamble del resto de elementos con la misma.
- **Costo:** Valor de ponderación 1. A pesar que el costo era una de las principales restricciones en el desarrollo del diseño del picosatélite, se decidió darle una ponderación baja ya que la variación del costo de las geometrías propuestas no era significativa y el precio de todas estaba dentro del mismo rango.

A continuación se muestra un cuadro de resumen para la ponderación de los parámetros anteriormente descritos:

Cuadro No. 12. Cuadro de ponderación de parámetros para configuración geométrica de la carga útil.

PARÁMETRO	PONDERACIÓN
Masa	4
Volumen interno disponible	4
Facilidad de manufactura	4
Coefficiente de arrastre	4
Tiempo de Ensamble	3
Integración con otros módulos	3
Costo	1

Para evaluar las distintas propuestas, fue necesario identificar un rango de aceptación y evaluación para cada uno de los parámetros antes descritos. Este rango contiene los valores numéricos buscados en cada parámetro de evaluación, así como valores numéricos no deseados. Esto para dar una ponderación exacta a cada propuesta.

Cuadro No. 13. Rangos de referencia para asignación de punteos para los parámetros de evaluación.

PARÁMETRO	VALORES NORMALIZADOS									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Masa	320 g							170 g		
Volumen interno disponible	450 cc							2100 cc		
Facilidad de manufactura	Compleja			Promedio			Difícil			
Coefficiente de arrastre	Bajo							Alto		
Tiempo de Ensamble	30 minutos							5 minutos		
Integración con otros módulos	Difícil							Fácil		
Costo	\$400							\$200		

Con la ponderación de los parámetros ya establecida se procedió a calificar cada una de las cuatro propuestas en las diferentes categorías de los parámetros. A cada propuesta se le asignó un valor de uno a diez para cada parámetro, siendo 1 el valor más bajo y 10 el más alto. Es decir, una calificación de 10 refleja que la propuesta geométrica cumple a cabalidad con las características óptimas, mientras que una calificación de 1 demuestra que la propuesta geométrica tiene una debilidad en este parámetro. Debido a que no todos los parámetros recibieron la misma ponderación, esta se multiplicó por la calificación de la propuesta geométrica para tener un valor total de calificación. Los resultados totales fueron sumados para obtener un puntaje general de cada configuración, la configuración con el puntaje más alto fue la que más se acoplaba a las necesidades y requerimientos de la misión.

Cuadro No. 14. Cuadro de estudio de selección de configuración geométrica de la carga útil.

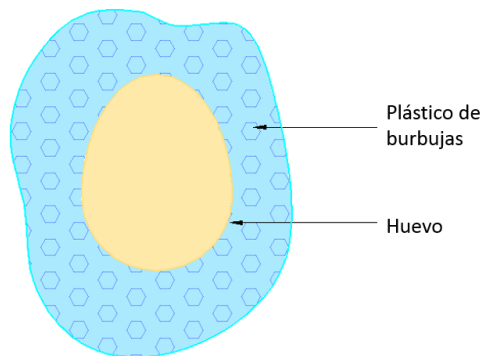
Configuración semi elíptica		Configuración esférica		Cono invertido hacia abajo		Configuración cilíndrica	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
6	24	6	24	7	28	7	28
4	16	2	8	5	20	9	36
2	8	3	12	3	12	8	32
3	12	4	16	3	12	10	40
3	9	2	6	2	6	8	24
3	9	3	9	4	12	7	21
5	5	3	3	4	4	7	7
Puntos	83		78		94		188

La calificación más alta fue para la carga útil con configuración cilíndrica (188 puntos), por lo que se decidió utilizar esta configuración geométrica como base para el diseño de todos los componentes estructurales. Además esta selección coincide con las recomendaciones recibidas por miembros del equipo Pleyades, que afirmaban que los diseños con mejores desempeños obtenidos en la competencia Annual CanSat Competition 2013 fueron los que utilizaban una carga útil con forma cilíndrica.

b. Selección de sistema de protección para un huevo de gallina. Para seleccionar el sistema de protección de impacto para un huevo de gallina fue necesario investigar sobre sistemas ya existentes utilizados para este propósito. Fue posible encontrar varios sistemas de protección para un huevo, sin embargo muchos de estos sistemas presentaban requisitos de tamaño y masa mayores a los que era permitido tanto por la competencia como por el resto de módulos. Entre las configuraciones evaluadas están las siguientes:

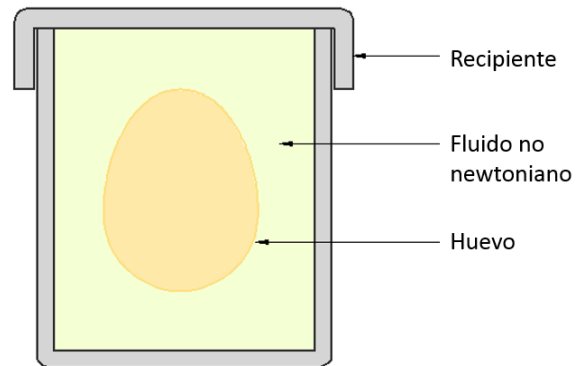
1) Rodear el huevo con plástico de burbujas: El plástico de burbujas es conocido en el mercado como uno de los mejores materiales disponibles para la industria de paquetería. Esto debido a que las burbujas de aire contenidas en el plástico hacen que este absorba gran parte de la energía de impacto a la cual se somete un objeto. El plástico de burbujas tiene la ventaja de ser bastante liviano y ser fácil de encontrar en el mercado local.

Figura No. 6. Huevo rodeado con plástico de burbujas.



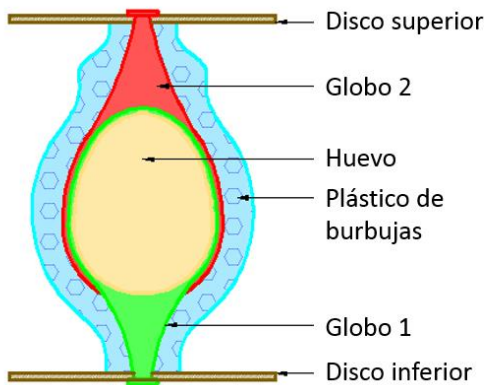
2) Insertar el huevo en un recipiente con fluido no newtoniano: Un fluido no newtoniano cambia sus propiedades físicas en respuesta a estímulos externos. Al recibir un impacto, la energía de éste se es utilizada por el fluido para endurecerse, por lo que un objeto dentro del fluido es protegido por el mismo.

Figura No. 7. Recipiente con fluido no newtoniano.



3) Insertar el huevo en dos globos rodeados con plástico de burbujas: Los globos están hechos de látex, sustancia conocida por sus propiedades elásticas. Al ser los globos elásticos funcionan como resortes que absorben la energía de impacto y la convierten en movimiento. Para tener protección contra impactos laterales se rodean los globos con plástico de burbujas.

Figura No. 8. Huevo dentro de dos globos.



El sistema de protección para un huevo fue seleccionado con la ayuda de un estudio similar al realizado para la selección de configuración geométrica de la carga útil. Este sistema debía tener capacidad de disipar la energía de impacto utilizando el menor espacio posible, debido a que parte del volumen disponible en la carga útil designado para otros sistemas. Otra característica importante requerida en este sistema era la facilidad de integrar y ensamblar con el resto de la estructura; esto no debía requerir mucho tiempo, ya que el día del lanzamiento no se dispondría de mucho tiempo para esto. Tomando en cuenta éstas y otras necesidades se seleccionaron los siguientes parámetros de evaluación: capacidad de absorber y disipar el impacto, tiempo necesario para ensamblar, el volumen requerido y costo.

Se asignó una ponderación a cada uno de los parámetros considerados, según su nivel de importancia, en una escala de uno a cuatro. Siendo cuatro la ponderación otorgada a los parámetros más importantes y uno la calificación de los menos importantes. A continuación se lista la ponderación de cada parámetro y se justifica la misma:

- Capacidad de disipar la energía de impacto: Valor de ponderación 4. La supervivencia de un huevo de gallina era un objetivo principal de la misión. Se requería que el sistema seleccionado tuviera la suficiente capacidad para proteger un huevo de gallina en condiciones peores a las del lanzamiento.
- Masa: Valor de ponderación 4. La masa fue un factor muy crítico, ya que como requerimiento de la competencia la masa total del picosatélite debía estar entre el rango de 590 a 610 gramos. Esto hizo que se diera importancia a que este sistema tuviera la menor masa posible, sin comprometer su capacidad de absorber y disipar la energía de impacto.
- Tiempo necesario para ensamblar: Valor de ponderación 3. No se podía demorar mucho tiempo ensamblando este sistema ya que luego este mismo tendría que ser ensamblado dentro de la carga útil. Además se requería que el tiempo de integración con la carga útil fuera el mínimo posible, ya que en ésta se ensamblarían otros sistemas.
- Volumen requerido: Valor de ponderación 3. Debido a que las medidas totales del picosatélite estaban restringidas a 125 mm de diámetro y 310 mm de alto, se requería que las dimensiones de este sistema fueran lo más cortas posibles, sin afectar con su correcta funcionalidad.
- Costo: Valor de ponderación 1. La variación de precios entre los distintos sistemas de protección para el huevo de gallina no era significativa.

A continuación se muestra un cuadro con el resumen de la ponderación de los parámetros de evaluación anteriormente descritos:

Cuadro No. 15. Cuadro de ponderación de parámetros para sistema de protección de un huevo de gallina.

PARÁMETRO	PONDERACIÓN
Capacidad de protección	4
Masa	4
Tiempo de Ensamble	3
Volumen requerido	3
Costo	1

Una vez obtenidos los parámetros de evaluación, se creó un rango de evaluación para cada uno de estos parámetros. Los rangos de evaluación fueron conformados por valores numéricos y características deseados y no deseados. Un valor más cercano a 10 era más deseado que uno cercano a 1. A continuación, se muestran los rangos utilizados para la evaluación de cada parámetro:

Cuadro No. 16. Rangos de referencia para asignación de puntajes para los parámetros de evaluación.

PARÁMETRO	VALORES NORMALIZADOS										
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
Capacidad de protección		Baja							Alta		
Masa		100 g							5 g		
Tiempo de Ensamble		15 minutos			Promedio			5 minutos			
Volumen requerido		900 cc							400 cc		
Costo		\$50							\$1		

Al igual que en el estudio de selección de configuración geométrica para la carga útil, se calificaron todas las propuestas para cada parámetro. Se asignaron calificaciones de 1 a 10, siendo 10 la calificación más alta posible y 1 la más baja. La calificación asignada fue multiplicada por la ponderación del parámetro que se estaba evaluando, de este modo se obtuvieron los valores normalizados. Todos los valores normalizados de cada opción fueron sumados para obtener el total. La opción con el total más alto era la que cumplía mejor con las necesidades del sistema. A continuación se muestra el puntaje otorgado a cada propuesta en los diferentes parámetros de evaluación, así como los resultados totales:

Cuadro No. 17. Cuadro de estudio de selección del sistema de protección para un huevo de gallina.

Plástico de burbujas		Recipiente con fluido no newtoniano		Dos globos rodeados de plástico de burbujas	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
8	32	9	36	9	36
9	36	2	8	6	36
8	24	10	30	7	21
5	15	10	30	7	21
7	7	3	3	9	9
Puntos	114		107		123

Con base a los resultados del Cuadro No. 17, se seleccionó utilizar dos globos rodeados por plástico de burbujas como sistema de protección. En el proceso de pruebas, los resultados obtenidos para

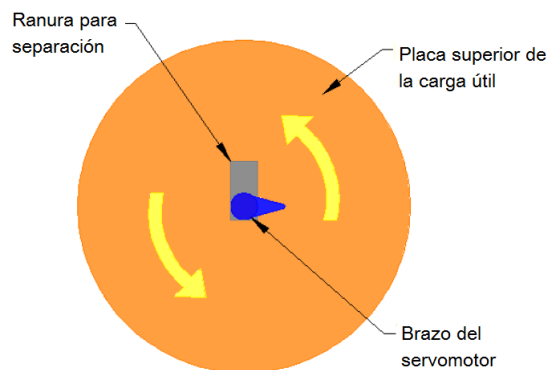
este sistema revelaron baja confiabilidad debido a que dicho sistema tenía variables que no podían ser controladas, por ejemplo la fuerza a la que una persona anuda los globos. Por lo que fue necesario sustituir este sistema por otro, que involucraba la utilización de un recipiente y espuma de poliuretano.

c. Selección de la configuración geométrica del mecanismo de separación. Como parte de los requerimientos de la competencia, la carga útil debía separarse del contenedor a una altura de 500 metros antes del aterrizaje (MECR-14), para este propósito fue necesario diseñar un mecanismo para dicha separación. Se investigó la documentación publicada por equipos que participaron previamente en la competencia, también se tomaron ideas y conceptos utilizados por el primer equipo guatemalteco en asistir a la competencia (Pleyades).

Como primer paso para la selección de la configuración geométrica de dicho mecanismo de separación, se propusieron cinco distintas configuraciones, incluyendo la utilizada por el equipo Pleyades. Las configuraciones propuestas fueron:

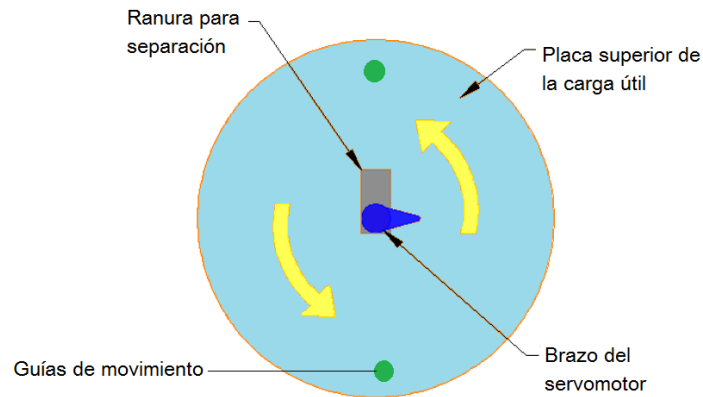
1) Servomotor con palanca: Para esta configuración se utiliza un servomotor asegurado al contenedor, con sus componentes móviles quedan orientados hacia abajo. El servomotor tiene una palanca, la cual en su posición cerrada sostiene a la carga útil a través de la placa superior. Cuando el servomotor hace girar la palanca hacia una ranura con la forma de esta, la carga útil se separa del contenedor. Ésta fue la configuración utilizada por el equipo Pleyades.

Figura No. 9. Servomotor con palanca.



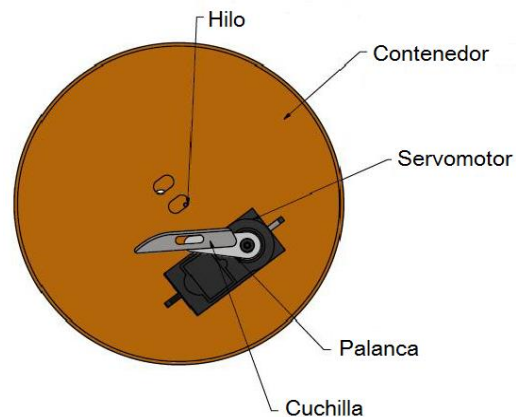
2) Servomotor con palanca y guías de movimiento: Este sistema funciona igual que el anterior, pero cuenta con guías de movimiento; estas guías tienen la función de evitar la rotación de la carga útil dentro del contenedor.

Figura No. 10. Servomotor con palanca y guías de movimiento.



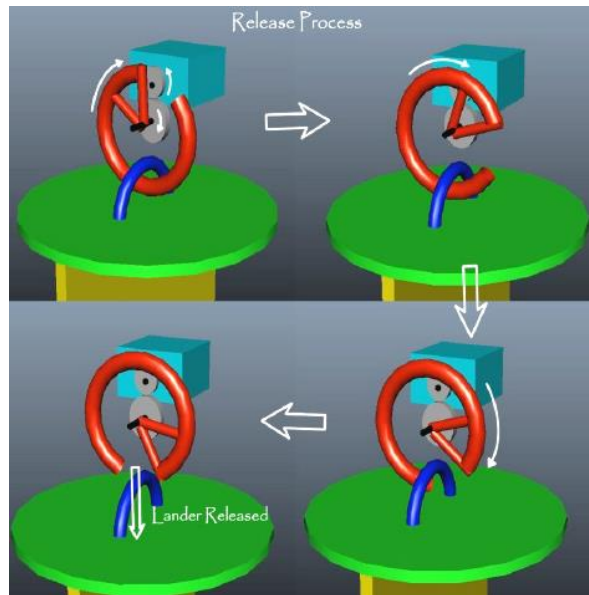
3) Servomotor con palanca y cuchilla: En esta configuración la carga útil debe estar sujeta al contenedor a través de una porción de hilo amarrado entre ambos. Al igual que en las configuraciones anteriores el servomotor está fijo al contenedor y orientado hacia abajo. Cuando el servomotor hace girar la palanca que tiene adherida una cuchilla, ésta corta el hilo; ocasionando la separación de la carga útil.

Figura No. 111. Servomotor con palanca y cuchilla.



4) Servomotor con anillos móviles: Para esta configuración es necesario fabricar dos segmentos de anillo. Uno se sujetará a la carga útil y el otro estará fijado a la palanca del servomotor. El servomotor estará fijo en el contenedor, pero orientando sus partes móviles hacia un lado. Cuando el servomotor hiciera rotar la palanca, el anillo que ésta tiene adjunto rota y se separa del anillo en la carga útil. Esto hace que la carga útil se libere del contenedor.

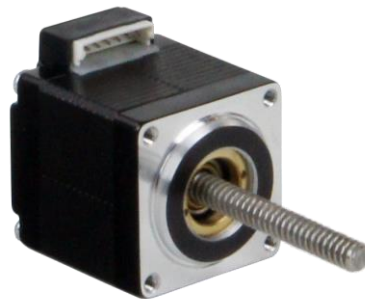
Figura No. 12 . Servomotor con anillos móviles.



(Gaganyan, 2011)

5) Motor DC con tornillos y guías de movimiento: En esta configuración se utilizará un motor DC asegurado al Contenedor, con el eje de salida de movimiento orientado hacia abajo. Dicho eje deberá ser roscado. En su posición inicial la rosca del eje estará dentro de un agujero roscado que el contenedor tendrá en su parte interna. Al accionar el motor DC este desenroscará el eje roscado de la placa superior de la carga útil. Para evitar que la carga útil gire con el eje roscado se utilizará guías para fijar la posición angular de la carga útil respecto al contenedor.

Figura No. 13. Motor DC con eje roscado.



(Applied Motion Products, 2007)

Debido a que el funcionamiento del mecanismo de separación era de mucha importancia para la misión, después de proponer las anteriores configuraciones se procedió a elaborar una matriz de Pugh. Dicha matriz fue utilizada para evaluar las posibilidades de falla de cada configuración en distintos escenarios posibles. La configuración con menos posibilidades de falla fue la seleccionada. La matriz de Pugh se completó utilizando 3 respuestas posibles para cada criterio de evaluación: falla, no falla y difícil responder sin probar. A estas respuestas se les asignaron valores de -1, 1 y 0 respectivamente. En los siguientes cuadros se detalla mejor lo antes descrito:

Cuadro No. 18. Configuraciones propuestas del mecanismo de separación.

Propuesta	Descripción
A	Servomotor con palanca
B	Servomotor con palanca y guías de movimiento
C	Servomotor con palanca y cuchilla
D	Servomotor con anillos móviles
E	Motor DC con tornillos y guías de movimiento

Cuadro No. 19. Valores de ponderación de la matriz de Pugh.

Ocurrencia	Ponderación
Falla	-1
Difícil responder sin probar	0
No falla	1

Utilizando los cuadros anteriores como herramientas de análisis, se procedió a evaluar las configuraciones propuestas para la configuración geométrica del mecanismo de separación de la carga útil con el contenedor. Los resultados se muestran en el siguiente cuadro:

Cuadro No. 20. Matriz de Pugh para selección de la configuración del mecanismo de separación.

¿Qué pasa si? /Propuesta	A	B	C	D	E
¿No hay comunicación?	1	1	1	1	1
¿El CanSat está girando cuando debe separarse?	0	0	0	0	0
¿La temperatura se eleva a 50°C	1	1	0	1	1
¿La carga útil gira con el servo/motor?	-1	1	1	1	1
¿El hilo se enreda?	1	1	1	1	1

Continuación Cuadro No. 20. Matriz de Pugh para selección de la configuración del mecanismo de separación.

¿El hilo no está tenso?	1	1	0	1	1
¿El pegamento se quiebra en el lanzamiento?	1	1	-1	1	1
¿El servo/motor se traba?	-1	-1	-1	-1	-1
¿Se desajusta la cuchilla?	1	1	-1	1	1
¿Se quiebran las piezas impresas en 3d?	1	1	1	-1	1
¿La carga útil esta desalineada del contenedor?	-1	1	1	1	1
¿El servo/motor no rota lo suficiente?	-1	-1	0	0	-1
¿La carga útil está inclinada respecto al contenedor?	-1	1	1	1	-1
¿Ambos estan inclinados?	1	1	1	1	1
¿El servo/motor tiene menos torque?	-1	-1	-1	0	-1
¿El CanSat recibe un impacto fuerte antes del lanzamiento?	0	0	0	0	0
Total	2	8	3	8	6

Como se puede ver en el cuadro anterior las configuraciones B y D obtuvieron la misma puntuación. Sin embargo se decidió utilizar la configuración B debido a que esta implica la fabricación de menos piezas, lo cual impacta el presupuesto de gastos y masa para este módulo. Además tener menos piezas disminúa las posibilidades de que se quebrara alguna pieza importante.

6) Selección del servomotor utilizado. Existe una gran variedad de ofertas en el mercado de componentes electrónicos para el área de servomotores, todos dentro del mismo rango de precios y especificaciones. Las características deseadas en el servomotor a elegir eran: poca masa, dimensiones, alta capacidad de torque, bajo consumo de corriente y capacidad de girar en dos sentidos (a favor del reloj y contrarreloj). Aparte de cumplir con estas características el servomotor seleccionado debía tener entre sus accesorios un brazo plástico.

Tomando en cuenta las características requeridas, se realizó una búsqueda en páginas web de distintos proveedores y foros sobre temas de robótica. El propósito de dicha búsqueda fue obtener posibles opciones que cumplieran con las características deseadas. Era también importante que en los foros consultados los usuarios dieran credibilidad a lo ofrecido por los fabricantes. Después de un proceso de búsqueda se llegó a obtener los siguientes servomotores, como opciones para ser seleccionadas:

Cuadro No. 21. Comparación de servomotores.

	Futaba S3156MG	HiTec HS-81	Turnigy TG9e
			
Marca	Futaba	HiTec	Turnigy
Modelo	S3156MG	HS-81	TG9e
Torque	2.4 kg*cm	3.0 kg*cm	1.5 kg*cm
Consumo de corriente	220 mA	280 mA	Dato no especificado.
Velocidad de Giro	0.11 sec/60°	0.09 sec/60°	0.09 sec/60°
Masa (con accesorios)	10 g	17 g	9 g
Dimensiones	21.8*11*21.9 mm	29.8*12*29.6 mm	30*12*23 mm
Precio	\$44.99	\$12.69	\$2.34
Rotación	Libre	Restringida a 180°	Restringida a 180°

(ServoCity, 2014)(Hobby King)

Las características listadas en la tabla anterior son correspondientes a un voltaje de operación de 6.0 voltios, el cual era suministrado por un transformador integrado a los circuitos electrónicos del contenedor.

Para seleccionar el servomotor que tuviera las mejores características se realizó un estudio de características críticas, igual a los realizados para seleccionar la configuración estructural de la carga útil y la configuración del sistema de protección para el huevo. Las características más importantes tales como la masa, torque, corriente consumida, velocidad de rotación y costo fueron seleccionadas como parámetros de evaluación. La ponderación de dichos parámetros fue la siguiente:

- Torque: Valor de ponderación 4. Era necesario que el servomotor utilizado contara con el suficiente torque para asegurar su funcionalidad bajo cualquier situación posible. Un valor mayor de torque era preferencial.
- Masa: Valor de ponderación 4. Como en el resto de componentes de este módulo, la masa fue un factor muy crítico, ya que como requerimiento de la competencia la masa total del CanSat debería estar entre el rango de 590 a 610 gramos.

- Volumen requerido: Valor de ponderación 3. Era importante tener la mayor cantidad de espacio disponible para los sensores, procesadores y antenas dentro del Contenedor, por lo que el servomotor debía tener las dimensiones más cortas posibles.
- Consumo de corriente: Valor de ponderación 3. El servomotor era el componente electrónico de todo el CanSat que más corriente requería para funcionar. Como restricción de la competencia solo se podían utilizar baterías alcalinas dentro del contenedor.
- Velocidad de Giro: Valor de ponderación 1. Era importante que el movimiento de separación se diera lo más rápido posible para obtener una mejor liberación. La variación de velocidad de rotación entre los servomotores seleccionados no era significativa, lo que convirtió a este parámetro en uno no crítico.
- Costo: 1. El costo de los servomotores puede variar significativamente según el fabricante y características, sin embargo siendo la separación una función de mucha importancia en el funcionamiento del CanSat se decidió que el costo no sería un factor determinante para esta decisión.

El siguiente cuadro resume la ponderación de los parámetros mencionados anteriormente:

Cuadro No. 22. Cuadro de ponderación de parámetros para selección del servomotor.

PARÁMETRO	PONDERACIÓN
Torque	4
Masa	4
Volumen requerido	3
Consumo de corriente	3
Velocidad de giro	1
Costo	1

Al igual que en los casos anteriores, se creó un rango de aceptación y evaluación para cada parámetro. El objetivo de dicho rango era poder ubicar las características de los servomotores dentro del rango, para así poder asignar un puntaje para cada parámetro de evaluación. A continuación se muestra el rango utilizado para asignar los puntajes:

Cuadro No. 23. Rangos de referencias para asignación de punteos para las propuestas del servomotor.

PARÁMETRO	VALORES NORMALIZADOS									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Torque	1.2 kg*cm					3.0 kg*cm				
Masa	20 g					9 g				
Volumen requerido	15 cc				Promedio			5 cc		
Consumo de corriente	300 mA					200 mA				
Velocidad de giro	0.015 s					0.05 s				
Costo	\$50					\$1				

Con la ponderación de cada parámetro de evaluación definida, se procedió a evaluar las tres propuestas. Cada propuesta fue evaluada y ponderada de acuerdo a las especificaciones proporcionadas por los fabricantes en sus respectivas páginas web. Se puntó a cada opción respecto a cada parámetro en una escala de 1 a 10, siendo 10 el valor más óptimo y 1 el menos óptimo. En el siguiente cuadro se muestran los resultados de este proceso:

Cuadro No. 24. Cuadro de estudio de selección del servomotor.

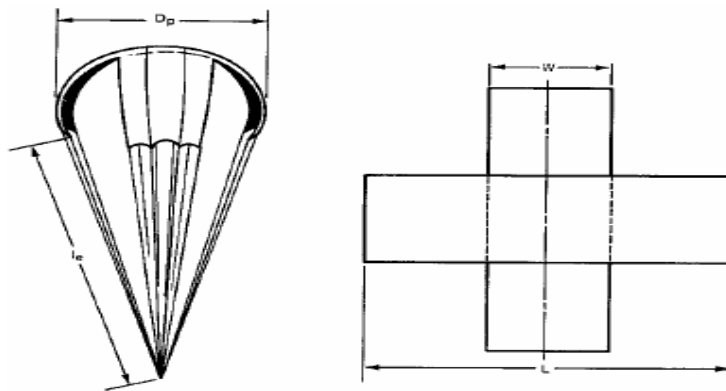
Futaba S3156 MG		HiTec HS-81		Turnigy TG9e	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
8	32	10	40	2	8
9	36	2	8	10	40
10	30	6	18	7	21
7	21	3	9	5	15
5	5	6	6	6	6
1	1	7	7	10	10
Puntos	125		88		100

La última fila del **Cuadro No. 24**, refleja los resultados de la evaluación de los servomotores. Como se puede ver, el servomotor Futaba S3156MG fue el que presentaba la mayor cantidad de características requeridas, por lo que fue el seleccionado.

Los tres posibles diseños evaluados para el sistema de descenso del contenedor fueron las siguientes configuraciones de paracaídas: cruciforme, hemisférico y parapente. Cada uno de estos diseños propone ventajas y desventajas con base a los parámetros predeterminados para la evaluación, los cuales fueron definidos con el fin de cumplir con los requerimientos de peso, costo y velocidad de descenso de 12 m/s para el CanSat. A continuación se realiza una explicación sobre las ventajas y desventajas de las tres propuestas.

1) Paracaídas cruciforme: El paracaídas cruciforme está compuesto por dos porciones de tela en forma rectangular, las cuales están cosidas en su intersección para formar una cruz. La geometría del paracaídas se puede observar en la **Figura No. 14**. Según Lingard (2005) en “Parachute Definitions, Nomenclature and Types”, este paracaídas es conocido por su fácil construcción, buenas propiedades para desacelerar y su elevado coeficiente de arrastre entre 0.65 y 0.85, valores presentados en el Anexo 3. Con base a las investigaciones realizadas y la información obtenida de la tesis de Jorgensen titulada “Cruciform Paracute Aerodynamics” se determinó que este paracaídas tiende a rotar sobre su eje en el momento del descenso.

Figura No. 14. Paracaídas cruciforme

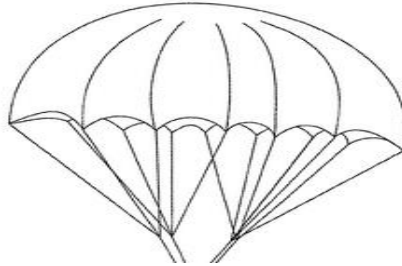


(Lingard, 2005)

2) Paracaídas hemisférico: El paracaídas hemisférico es el más conocido. Está compuesto por una porción de tela en forma circular la cual posee costuras en los alrededores con el fin de aumentar su coeficiente de arrastre. Su configuración puede ser observada en la Figura No. 15. Para poder proporcionar estabilidad, este diseño de paracaídas cuenta con una abertura circular en la parte superior. Este paracaídas es difícil de construir debido a las costuras internas que posee, las cuales tienen el propósito de aumentar la estabilidad y coeficiente de arrastre. El coeficiente de arrastre se encuentra entre 0.62 y 0.77, valores presentados en el Anexo 3. Con base a las investigaciones realizadas y la información obtenida de Lingard en “Parachute Definitions, Nomenclature and Types” se determinaron las dimensiones y el

coeficiente de arrastre, que corresponden a los parámetros más importantes para el diseño de una paracaídas de este tipo.

Figura No. 15. Paracaídas hemisférico.

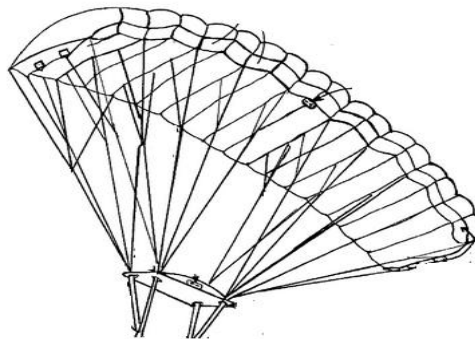


(Fox, 2000)

3) Parapente: El parapente es un paracaídas compuesto por dos porciones de telas en forma rectangular, que se encuentran paralelamente entre sí. Las porciones de telas son conectadas entre sí por medio de varias telas que forman un patrón en forma de serpentin, como se observa en la

Figura No. 16; esto con el fin de aumentar el control sobre el descenso realizando un movimiento en forma de planeador. Este paracaídas es difícil de construir debido a la cantidad de material utilizado y la configuración entre las porciones de telas. El coeficiente de arrastre se encuentra entre 0.70 y 0.87, un de los valores más elevados de los paracaídas (Ibíd., 2005).

Figura No. 16. Parapente



(Fradet , 1998)

En el Cuadro No. 26, se muestra un resumen de los parámetros investigados para cada uno de los diseños, con el fin de tener más información para la realización del estudio de selección.

Cuadro No. 26. Cuadro de especificación de los diseños del sistema de descenso del contenedor.

TIPO DE PARACAIDAS	COSTO	ESTABILIDAD	COEFICIENTE DE ARRASTRE	MANUFACTURA	PESO	FUERZA DE APERTURA
Cruciforme	\$20.00	Estable	0.65-0.85	Fácil	15gramos	7.2 N
Hemisférico	\$35.00	Estable	0.62-0.77	Difícil	17gramos	9.6 N
Parapente	\$45.00	Estable	0.70-0.87	Difícil	20gramos	8.2 N

En el Cuadro No. 27, se muestra el estudio en donde se establecieron todos los parámetros a evaluar de cada propuesta de diseño. La Ecuación No. 1, muestra el cálculo para determinar el valor total del parámetro evaluado.

*Valor total del parámetro evaluado = Valor normalizado * Ponderación del parámetro.*

Ecuación No. 1. Valor total del parámetro evaluado

Cuadro No. 27. Estudio de selección del sistema de descenso del contenedor.

PARÁMETRO	CRUCIFORME		HEMISFÉRICO		PARAPENTE	
	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
Peso	10	40	8	32	4	16
Estabilidad	9	36	9	36	8	32
Coefficiente de arrastre	8	32	6	24	9	36
Manufactura	6	24	4	16	2	8
Fuerza de apertura	8	24	6	18	5	15
Costo	6	6	3	3	4	4
Puntos		162		129		111

En el Cuadro No. 27, se observa que la puntuación más elevada corresponde al paracaídas cruciforme, el cual obtuvo una puntuación de 162. Al realizar la evaluación de los parámetros se tuvo una discusión en conjunto con todos los miembros del equipo con el fin de tener una visión más amplia sobre la función del paracaídas del contenedor en el desarrollo de la misión.

b. Sistemas de descenso de la carga útil. El criterio de evaluación para el sistema de descenso de la carga útil es presentado en el Cuadro No. 28, en donde se establecieron los parámetros para realizar la selección de los diseños. Estos diseños fueron seleccionados con base en los requerimientos de la competencia, en donde se establece el peso mínimo y máximo, y el costo y la velocidad de descenso de 10 m/s para esta etapa del CanSat. A continuación se muestra la explicación del valor de la ponderación de cada parámetro.

Continuación Cuadro No. 28. Ponderación de parámetros para el sistema de descenso de la carga útil			
Tamaño	3	Grande	Pequeño
Integración	3	Difficil	Fácil
Costo	1	\$90.00	\$50.00

Se propusieron cinco diseños para el sistema de descenso de la carga útil. Los posibles diseños evaluados fueron las siguientes configuraciones: estructura rectangular plegable, estructura rectangular plegable con bolsas de aire, estructura triangular, estructura plegable y membranas aerodinámicas. Cada uno de estos diseños proponía ventajas y desventajas basándose en los parámetros predeterminados para la evaluación. A continuación se realiza una explicación sobre las ventajas y desventajas de las cinco propuestas. Se ofrece una explicación de cómo habrían sido las configuraciones de las primeras cuatro opciones y luego se muestra cómo se trabajó la configuración de la quinta.

1) Estructura rectangular plegable. Este diseño habría estado basado en la estructura de un ventilador y las hélices de un helicóptero, el cual funciona con un movimiento rotacional. La ventaja de esta rotación sobre el eje central es permitir un descenso controlado. Al poderse doblar, la posición de las estructuras rectangulares plegables tendría la función de ocupar el menor espacio posible dentro del Contenedor. Esto es debido a que la estructura es a base de plástico, con porciones de tela entre cada división de la estructura rectangular, como se puede observar en la Figura No. 17.

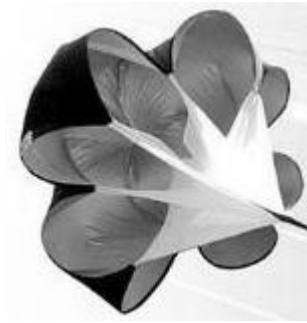
Figura No. 17. Estructura rectangular plegable



(Saving generations)

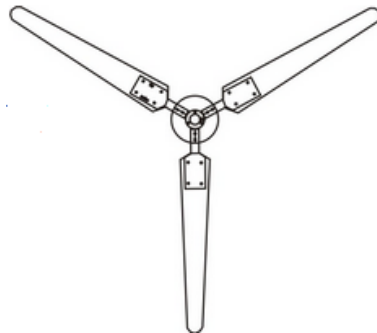
2) Estructura rectangular plegable con bolsas de aire: Este diseño habría estado basado en la combinación de la estructura de las aspas de un ventilador y un paracaídas hemisférico. La configuración de esta estructura contaría con seis estructuras rectangulares (un marco), que sería fabricado de aluminio. Dentro de la estructura rectangular se colocaría una porción de tela con bastante exceso, con el fin de formar una bolsa de aire, como se observa en la Figura No. 18. El propósito de este diseño sería aumentar el coeficiente de arrastre del sistema auxiliar de la carga útil, ya que se estaría asimilando lo más posible al diseño de un paracaídas.

Figura No. 18. Estructura rectangular plegable con bolsas de aire.



3) Estructura triangular: Este diseño estaría conformado por tres estructuras triangulares, y se habría basado en los álabes de las torres de los parques eólicos con el fin de generar un movimiento rotacional. Las estructuras triangulares habrían sido fabricadas de aluminio con el fin de tener un bajo peso. El propósito de incluir únicamente tres superficies sólidas sería el de reducir el peso del CanSat. Es posible que debido a la poca área superficial que presenta este diseño, no habría sido un buen modelo para asegurar una velocidad de descenso controlada. La geometría puede ser observada en la **Figura**Figura No. 19.

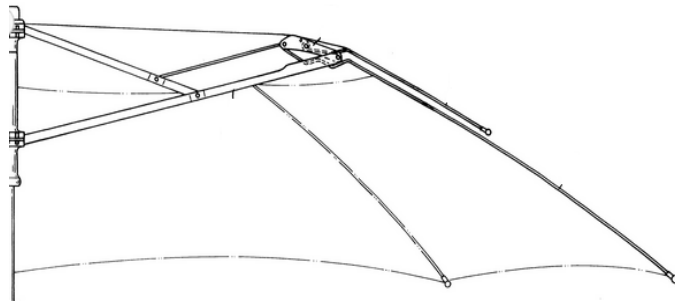
Figura No. 19. Estructura triangular



(Waggoner, 1998)

4) Estructura plegable. El diseño de la estructura plegable está basado en el sistema utilizado en las sombrillas. El propósito de este diseño sería poder tener una gran área superficial que se encontraría doblada dentro del Contenedor al desplegarse el sistema. Este diseño estaría fabricado con cuatro varillas de aluminio y se colocarían porciones de telas entre la estructura metálica para aumentar el área superficial y así asemejarse a la configuración de una sombrilla, como se muestra en la Figura No. 20.

Figura No. 20. Estructura plegable



(Sung Ko, 2005)

5) Membrana plástica. El diseño de las membranas aerodinámica, el cual se observa en la **Figura**, se obtuvo del diseño propuesto por el equipo Pleyades que participó en la Annual CanSat Competition del 2013. El propósito de incluir este diseño en la selección para el sistema de descenso de la Carga útil fue utilizar el concepto de realizar un despliegue a 90 grados del sistema y aumentar el área superficial, con el fin de obtener la velocidad de descenso deseada en los requerimientos. Es importante recalcar que el despliegue de este sistema debe de realizarse de forma automática al separarse la Carga útil del Contenedor, es por ello que se tomó el diseño básico del sistema propuesto por Pleyades.

Figura No. 21. Membrana plástica



(Pleyades, 2013)

En el Cuadro No. 29, se muestra un resumen de los parámetros analizados y estimados para cada uno de los diseños, con el fin de tener más información para la realización del estudio de selección.

Cuadro No. 29. Especificación de los diseños del sistema de descenso la carga útil.

TIPO DE PARACAIDAS	COSTO	ESTABILIDAD	COEFICIENTE DE ARRASTRE	MANUFACTURA	PESO	INTEGRACIÓN
Estructura rectangular desplegable	\$60.00	Estable	0.7	Impresora 3D	100gramos	Resorte
Estructura rectangular desplegable con bolsa de aire	\$60.00	Estable	0.85	Estructura metálica	110gramos	Resorte
Estructura triangular	\$80.00	Inestable	0.70	Estructura metálica	100gramos	Resorte
Estructura plegable	\$90.00	Estable	0.6	Estructura metálica	120gramos	Bisagra
Membrana plástica	\$50.00	Estable	0.8	Impresora 3D	140gramos	Bisagra

En el Cuadro No. 30, el estudio de selección, en donde se establecen todos los parámetros evaluados de cada propuesta de diseño. Como se estableció anteriormente, la fórmula para realizar el cálculo del total de cada parámetro es: Valor normalizado * ponderación del parámetro.

Cuadro No. 30. Estudio de selección del sistema de descenso de la carga útil.

PARÁMETRO	ESTRUCTURA RECTANGULAR PLEGABLE		ESTRUCTURA RECTANGULAR PLEGABLE CON BOLSAS DE AIRE		ESTRUCTURA TRIANGULAR	
	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
Peso	8	32	8	32	8	32
Estabilidad	9	36	7	28	6	24
Coefficiente de arrastre	8	32	9	36	7	28
Manufactura	7	28	9	36	6	24
Fuerza	8	24	8	24	8	24
Tamaño	8	24	5	15	8	24
Integración	7	21	5	15	5	15
Costo	8	8	9	9	6	6
Puntos		173		163		145

PARÁMETRO	ESTRUCTURA PLEGABLE		MEBRANAS PLÁSTICAS	
	Normalizado	Total	Normalizado	Total
Peso	9	36	6	24
Estabilidad	7	28	8	32
Coefficiente de arrastre	8	32	8	32
Manufactura	3	12	7	28
Fuerza	6	18	8	24
Tamaño	5	15	6	18
Integración	4	12	5	15
Costo	3	3	5	5
Puntos		156		178

En el Cuadro No. 30, se observa que la puntuación más elevada correspondió a las membranas plásticas, con una puntuación de 178. Al realizar la evaluación de los parámetros se tuvo una discusión en conjunto con todos los miembros del equipo con el fin de tener una visión más amplia sobre la función y la integración del sistema de descenso de la carga útil con todos los módulos.

3. Módulo del sistema de energía. Para el análisis del sistema de recolección de energía se debe conocer los paneles solares y las turbinas eólicas a probar, es por ello que a continuación se muestran las características técnicas tanto de los paneles solares como de los diferentes modelos de la turbina eólica. El objetivo de este módulo es la selección del mejor sistema de recolección de energía, entre solar y eólico, es por ello que en esta sección sólo se presentan los posibles sistemas a utilizar y más adelante se describirá la manera en que se concluyó cuál de los métodos es el más acertado.

a. Características del Panel Solar PowerFilm® MP3-37. PowerFilm es una línea de módulos solares flexibles con un delgado substrato de plástico. Su tecnología se basa en una silicóna fotovoltaica amorfa en forma de film delgado. Se fabrican utilizando avanzados procesos de manufactura patentados, que permite la fabricación a bajo costo. Los espesores varían desde 0.22mm hasta 1.22mm, lo que les permite ser ultra flexibles. Actualmente, estos módulos pueden utilizarse para generar electricidad a pequeña y mediana escala, en aplicaciones como: Electrónica de consumo, exteriores y recreación, militar y remoto y hasta luz tenue de interiores, con una variedad de encapsulados que permite su uso en diferentes ambientes de operación. Por lo general, la eficiencia depende fuertemente de la configuración del diseño del módulo, la cual determina el porcentaje del área que actualmente recolecta la luz solar. Puede usarse un 5% como punto de partida.(Celdas Solares Flexibles)

La intensidad solar que recibe el módulo solar cambia con el ángulo de incidencia del sol. Una buena aproximación es el coseno del ángulo de la incidencia del sol. Es decir, una celda solar que está exactamente perpendicular con el sol, tiene un ángulo de 0 grados, cuyo coseno es 1, lo que da un 100% de incidencia solar, ahora, si el ángulo con respecto a los rayos solares fuera de 30 grados, el coseno sería 0.866, lo que significa un 87% de incidencia del sol. (Power Film)

Con respecto a la polaridad del módulo, es de suma importancia conectar el módulo con la polaridad que se muestra en el siguiente diagrama:

Figura No. 22. Polaridad de los módulos PowerFilm (Celdas Solares Flexibles)



Es recomendable utilizar un diodo rectificador para prevenir que la corriente circule desde la batería hacia el módulo en la noche. El diámetro mínimo recomendado del cable que se puede utilizar es de cinco décimas de milímetro. En los módulos solares que tienen una cinta de cobre, se debe remover un poco la superficie protectora que está arriba de la cinta, para asegurarse de que exista un buen contacto.

El fabricante indica que no es necesario utilizar un diodo cuando el dispositivo electrónico no usa baterías, sin embargo, siguiendo la misma idea de que se deben utilizar diodos cuando se cargan baterías utilizando el módulo solar y debido a que en el picosatélite se conectarán varias celdas solares, se utilizarán diodos para evitar que la corriente circule desde celdas con mayor incidencia del sol hacia otras con menor incidencia del sol. La conexión de varios módulos permite obtener mayores voltajes o corrientes de operación, esto se logra conectándolos en serie o en paralelo. Sin embargo, solo deben conectarse entre sí módulos similares, es decir de la misma serie.

Las alternativas para conectar el módulo a la carga incluyen la soldadura, el crimpado y el uso de caimanes. Al momento de soldar se debe retirar un poco la capa protectora de la cinta de cobre con un cuchillo fino y no se debe calentar demasiado para no dañar el módulo, se puede hacer un buen contacto eléctrico derritiendo y depositando un punto de soldadura en la parte expuesta de la cinta de cobre. Los módulos se puede sujetar de varias formas: usando Epoxy, silicona, super pegamento y super spray 3M modelo 77, cinta acética de doble cara, etc. El adhesivo debe de escogerse basándose en el material al cual se sujetará el módulo. Se debe tener cuidado de no pegar ningún adhesivo en la parte frontal del módulo, para no empeorar su desempeño. (Celdas Solares Flexibles)

De toda la gama de productos de PowerFilm, se elige el módulo PowerFilm MP3-37, por contar con un tamaño adecuado para ser colocado en el sistema de descenso de la carga útil y por contar con las características técnicas requeridas para lograr los objetivos del sistema de energía.

Cuadro No. 31. Características de panel solar PowerFilm® MP3-37 (Power Film) (Celdas Solares Flexibles)

Parámetro	Valor	Unidad
Potencia	0.15	Watts
Voltaje	3.00	Voltios
Corriente	50.00	mA
Espesor	0.20	mm
Área	37 x 114	mm
Área de apertura	37 x 100	mm
Largo	114	mm
Ancho	36.5	mm
Peso	1.2	g

b. Modelos de turbinas eólicas

1) Hymini. Es un cargador universal y adaptador de mano, que recolecta energía del viento y que tiene un conector de pared convencional para recargar casi todos los dispositivos digitales de 5 voltios. Es una mini estación de energía verde que cabe en la palma de la mano. Así como en un automóvil híbrido, que utiliza más de una fuente de poder, el Hymini puede almacenar energía en una batería interna, al ser conectado a la electricidad o por medio de su turbina eólica.

El micro generador eólico funciona como una fuente suplementaria de energía con una capacidad de 65mA. Es traslucido, removible y está protegido contra impactos. El dispositivo está fijado para una velocidad máxima de 65km/h, por razones de seguridad, y una velocidad mínima de 15km/h, aproximadamente, para generar energía. El Hymini incluye un soporte para sujetarlo a una bicicleta, por ejemplo.

El cargador completo tiene una altura de 134mm, por un ancho de 87.5mm y un grosor de 33.5mm. Cuenta con una batería recargable de 1200mA/h de litio-ion polímero, con lo que se puede adaptar a varios dispositivos. (MINIWIZ)

Figura No. 23. Hymini (MINIWIZ)



2) Motor de corriente continua Mabuchi Motor RF-300FA. Es un motor de corriente continua de 3V y 6V, sin engranajes, con eje de plástico y cuerpo metálico. Normalmente son utilizadas para reproductores de CD o DVD, por lo que son pequeños, con un diámetro de casi 24mm y una altura de 12mm, aproximadamente. El peso también es bajo, pesando solamente 22g. Las especificaciones pueden observarse en la hoja de datos en los anexos. A pesar de que se cuenta su capacidad de trabajo al inducirle corriente, se necesita saber su capacidad de producir energía.

3) Ventilador de 4 pulgadas, STEREN. Es un ventilador de 4 pulgadas, 12 voltios corriente continua, de plástico y uso general. Tiene una corriente de consumo de 200mA y potencia de 2.4W. La velocidad de rotación es de 2700RPM. Mide 8cm de largo x 8cm de alto x 2.5cm de espesor. El consumo nominal es de 57.6Wh/día y un peso de 109.84gramos. Nuevamente, las especificaciones indican el consumo como ventilador, pero es necesario conocer sus capacidades como generador de energía eólica. (STEREN, 2014)

Figura No. 24. Ventilador STEREN de 4 pulgadas y 12 voltios cc.



(STEREN, 2014)

4. Módulo de sensores de vuelo

a. **Selección de sensores para el contenedor.** Como se observa en el Cuadro No. 1, el sistema sensorial del contenedor debía medir y reportar a la Estación de Control en Tierra únicamente la altitud del CanSat respecto al nivel del mar y el voltaje de su fuente de alimentación. Para esto, se buscó un sensor integrado de presión barométrica absoluta; a partir de las mediciones de presión y temperatura de dicho sensor se estimó la altitud del CanSat respecto al nivel del mar empleando la Fórmula Barométrica Internacional. En el Cuadro No. 32, muestran los sensores de presión considerados para el contenedor y las características que fueron tomadas en cuenta en el proceso de estudio y selección. Es importante mencionar que para el sensor de voltaje del contenedor se seleccionó desde el inicio del proyecto un circuito divisor de voltaje implementado mediante resistencias eléctricas; ésta selección se realizó en conjunto con los demás módulos del CanSat. Se eligió un circuito divisor de voltaje debido a su fácil implementación y confiabilidad, para esto no se realizó ningún estudio de comparación.

Cuadro No. 32. Principales características de los sensores de presión considerados para el contenedor.

Modelo	Fuente de voltaje (V)	Consumo de corriente (μ A)	Rango de presión (kPa)	Exactitud (kPa)	Interfaz de comunicación
LPS331AP	3.30	30.00	26.00 – 126.00	\pm 0.20	SPI/I2C
MPL3115A2	3.30	40.00	20.00 – 110.00	\pm 0.40	I2C

A partir de la información mostrada en el Cuadro No. 32, se ponderaron las principales características que se buscaban para el sensor de presión del contenedor. En el Cuadro No. 33, se pueden observar dichas ponderaciones.

Cuadro No. 33. Ponderación de las características consideradas para el sensor de presión del contenedor.

Característica	Peso (0 – 4)
Fuente de Voltaje	4
Consumo de Corriente	4
Interfaz de Comunicación	3
Máxima Medición	3
Nivel de Integración	2
Exactitud	1

Como se puede observar en el Cuadro No. 33 **Cuadro**, las características más importantes y más buscadas para el sensor de presión del contenedor eran su fuente de voltaje y consumo de corriente eficiente. Además de las características mencionadas, se buscaba también una interfaz de comunicación digital, un amplio rango de medición de presión, exactitud en sus mediciones y un sensor completamente integrado que no necesitara de procesos adicionales de regulación y/o filtrado. En el Cuadro No. 34, se puede observar la normalización de las características buscadas en el sensor de presión del contenedor; es importante mencionar que la ponderación mostrada en el Cuadro No. 33 y la normalización mostrada en el Cuadro No. 34 se definió en consenso con todo el equipo.

Cuadro No. 34. Valores normalizados de las características consideradas para el sensor de presión del contenedor.

Característica	Valor Normalizado									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Fuente de Voltaje	5.50V					3.30V				
Consumo de Corriente	1.00mA					1.00µA				
Interfaz de Comunicación	Analógica					Digital				
Máxima Medición	50.00kPa					150.00kPa				
Nivel de Integración	Bajo				Medio			Alto		
Exactitud	Bajo				Medio			Alto		

A partir de la información mostrada en el Cuadro No. 34, se realizó el estudio de comparación del sensor de presión del contenedor. Los resultados de dicho estudio se pueden observar en el Cuadro No. 35.

Cuadro No. 35. Resultados del estudio de comparación del sensor de presión del contenedor.

Característica	LPS331AP		MPL3115A2	
	Valor Normalizado	Total	Valor Normalizado	Total
Fuente de Voltaje	9	36	9	36
Consumo de Corriente	8	32	9	36
Interfaz de Comunicación	4	27	9	27
Máxima Medición	9	27	8	16
Nivel de Integración	9	18	8	9
Exactitud	9	9	8	6
Puntos		149		147

Como se observa en el Cuadro No. 35, la mejor opción y la seleccionada para el sensor de presión barométrica del Contenedor fue el LPS331AP de STMicroelectronics™.

b. Selección de sensores para la carga útil. El sistema sensorial de la carga útil debía medir y reportar a la Estación de Control en Tierra la presión y temperatura del aire, estabilidad de la carga y el voltaje de su fuente de alimentación. Para esto, se buscaron sensores integrados digitales de presión barométrica absoluta, temperatura y un acelerómetro digital de tres ejes para las mediciones de estabilidad de la carga. En el Cuadro No. 36, Cuadro No. 37 y Cuadro No. 38 se muestran los sensores de presión, temperatura y los acelerómetros considerados para la carga útil y las características que fueron tomadas en cuenta en el proceso de estudio y selección. Es importante mencionar que para el sensor de voltaje de la carga útil se seleccionó desde el inicio del proyecto un circuito divisor de voltaje implementado mediante resistencias eléctricas; ésta selección se realizó en conjunto con los demás módulos del CanSat. Se eligió un circuito divisor de voltaje debido a su fácil implementación y confiabilidad, para esto no se realizó ningún estudio de comparación.

Cuadro No. 36. Principales características de los sensores de presión considerados para la carga útil.

Modelo	Fuente de voltaje (V)	Consumo de corriente (μ A)	Rango de presión (kPa)	Exactitud (kPa)	Interfaz de comunicación
BMP085	3.30	30.00	30.00 – 110.00	± 0.15	SPI/I2C
MPL115A1	3.30	40.00	50.00 – 115.00	± 1.00	I2C

Cuadro No. 37. Principales características de los sensores de temperatura considerados para la carga útil.

Modelo	Fuente de voltaje (V)	Consumo de corriente (μ A)	Rango de temperatura ($^{\circ}$ C)	Exactitud (kPa)	Interfaz de comunicación
BMP085	3.30	5.00	-40.00 – 85.00	± 0.15	SPI/I2C
TMP102	3.30	10.00	-40.00 – 125.00	± 1.00	I2C

Cuadro No. 38. Principales características de los acelerómetros considerados para la carga útil.

Modelo	Fuente de voltaje (V)	Consumo de corriente (μA)	Número de ejes	Rango de medición (g)	Sensibilidad (mg/LSB)	Interfaz de comunicación
ADXL345	3.30	23.00	3.00	± 16.00	4.00	SPI/I2C
LIS331	3.30	10.00	3.00	± 12.00	6.00	SPI/I2C

A partir de la información mostrada en el Cuadro No. 36, Cuadro No. 37 y Cuadro No. 38, se ponderaron las principales características que se buscaban para los sensores de presión, temperatura y el acelerómetro de la carga útil. En el Cuadro No. 39, Cuadro No. 40 y Cuadro No. 41 se pueden observar dichas ponderaciones.

Cuadro No. 39. Ponderación de las características consideradas para el sensor de presión de la carga útil.

Característica	Peso (0 – 4)
Fuente de voltaje	4
Consumo de corriente	4
Interfaz de comunicación	3
Máxima medición	3
Nivel de integración	2
Exactitud	1

Como se puede observar en el Cuadro No. 39, las características buscadas para el sensor de presión de la carga útil eran su fuente de voltaje y consumo de corriente eficiente. Además de las características mencionadas, se buscaba también una interfaz de comunicación digital, un amplio rango de medición de presión, exactitud en sus mediciones y un sensor completamente integrado que no necesitara de procesos adicionales de regulación y/o filtrado.

Cuadro No. 40. Ponderación de las características consideradas para el sensor de temperatura de la carga útil.

Característica	Peso (0 – 4)
Fuente de voltaje	4
Consumo de corriente	4
Interfaz de comunicación	3
Rango de temperatura	3
Exactitud	2

Como se puede observar en el Cuadro No. 40, las características buscadas para el sensor de temperatura de la carga útil eran su fuente de voltaje y consumo de corriente eficiente. Además de las características mencionadas, se buscaba también una interfaz de comunicación digital, un amplio rango de medición de temperatura y exactitud en sus mediciones.

Cuadro No. 41. Ponderación de las características consideradas para el acelerómetro de la carga útil.

Característica	Peso (0 – 4)
Fuente de voltaje	4
Consumo de corriente	4
Interfaz de comunicación	3
Número de ejes	3
Rango de medición	2
Sensibilidad	1

Como se puede observar en el Cuadro No. 41, las características buscadas para el acelerómetro de la carga útil eran su fuente de voltaje y consumo de corriente eficiente. Además de las características mencionadas, se buscaba también una interfaz de comunicación digital, un acelerómetro de tres ejes, alta resolución y un amplio rango de medición. En el Cuadro No. 42, Cuadro No. 43 y Cuadro No. 44 se pueden observar la normalización de las características buscadas de los sensores de la carga útil, dicha normalización también se realizó en consenso con todo el equipo.

Cuadro No. 42. Valores normalizados de las características consideradas para el sensor de presión de la carga útil.

Característica	Valor Normalizado									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Fuente de voltaje	5.50V					3.30V				
Consumo de corriente	1.00mA					1.00µA				
Interfaz de comunicación	Analógica					Digital				
Máxima medición	25.00kPa					150.00kPa				
Nivel de integración	Bajo				Medio			Alto		
Exactitud	Bajo				Medio			Alto		

Cuadro No. 43. Valores normalizados de las características consideradas para el sensor de temperatura de la carga útil.

Característica	Valor Normalizado									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Fuente de voltaje	5.5V					3.3V				
Consumo de corriente	1.00mA					1.00µA				
Interfaz de comunicación	Analógica					Digital				
Rango de temperatura	Bajo				Medio			Alto		
Exactitud	Bajo				Medio			Alto		

Cuadro No. 44. Valores normalizados de las características consideradas para el acelerómetro de la carga útil.

Característica	Valor Normalizado									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Fuente de voltaje	5.50V					3.30V				
Consumo de corriente	1.00Ma					1.00 μ A				
Interfaz de comunicación	Analógica					Digital				
Numero de ejes	1					3				
Rango de medición	Bajo				Medio		Alto			
Sensibilidad	Bajo				Medio		Alto			

A partir de la información mostrada en el Cuadro No. 42, Cuadro No. 43 y Cuadro No. 44, se realizaron los estudios de comparación de los sensores de la carga útil. Los resultados de dichos estudios se pueden observar en el Cuadro No. 45, Cuadro No. 46 y Cuadro No. 47.

Cuadro No. 45. Resultados del estudio de comparación del sensor de presión de la carga útil.

Característica	BMP085		MPL3115A2	
	Valor Normalizado	Total	Valor Normalizado	Total
Fuente de voltaje	9	36	9	36
Consumo de corriente	9	36	9	36
Interfaz de comunicación	9	27	8	24
Máxima medición	8	24	9	27
Nivel de integración	9	18	9	18
Exactitud	9	9	7	7
Puntos		150		148

Como se observa en el Cuadro No. 45, la mejor opción y la seleccionada para el sensor de presión barométrica de la carga útil fue el BMP085 de Bosch™.

Cuadro No. 46. Resultados del estudio de comparación del sensor de temperatura de la carga útil.

Característica	BMP085		TMP102	
	Valor Normalizado	Total	Valor Normalizado	Total
Fuente de voltaje	9	36	9	36
Consumo de corriente	9	36	6	24
Interfaz de comunicación	9	27	7	21
Rango de temperatura	7	21	9	27
Exactitud	9	9	7	7
Puntos		129		115

Como se observa en el Cuadro No. 46, la mejor opción y la seleccionada para el sensor de temperatura de la carga útil fue el BMP085 de Bosch™.

Cuadro No. 47. Resultados del estudio de comparación del acelerómetro de la carga útil.

Característica	ADXL345		LIS331	
	Valor Normalizado	Total	Valor Normalizado	Total
Fuente de voltaje	9	36	9	36
Consumo de corriente	9	36	7	28
Interfaz de comunicación	8	24	9	27
Número de ejes	9	27	9	27
Rango de medición	8	16	9	18
Sensibilidad	8	8	9	9
Puntos		147		145

Como se observa en el Cuadro No. 47, la mejor opción y la seleccionada para el acelerómetro de la carga útil fue el ADXL345 de Analog Devices™.

c. Resumen de los sensores seleccionados. En el Cuadro 48, se muestra un resumen de los sensores seleccionados luego de realizar los estudios de comparación para los sistemas sensoriales del contenedor y de la carga útil. A partir de dichos sensores, se inició el proceso de implementación en hardware y software de los sistemas sensoriales, así como de su incorporación con el software de vuelo.

Cuadro No. 48. Sensores utilizados en los sistemas sensoriales del contenedor y la carga útil.

Componente	Modelo	Sistema	Propósito
Sensor de voltaje	–	Contenedor	Medición del voltaje de la fuente de alimentación del contenedor.
Sensor de presión barométrica absoluta	LPS331AP	Contenedor	Medición de la altitud del CanSat respecto al nivel del mar.
Acelerómetro	ADXL345	Carga útil	Medición de la estabilidad de la carga útil durante su descenso.
Sensor de voltaje	–	Carga útil	Medición del voltaje de la fuente de alimentación de la carga útil.
Sensor de temperatura	BMP085	Carga útil	Medición de la temperatura del aire.
Sensor de presión barométrica absoluta	BMP085	Carga útil	Medición de la presión del aire.

Un aspecto importante a mencionar, como se observa en el Cuadro No. 48, es que en la carga útil se utilizó un único sensor, el BMP085 de Bosch™, para medir la presión y temperatura del aire.

5. Módulo de comunicación inalámbrica. Para la selección de componentes del sistema de comunicación inalámbrica se realizó un estudio de evaluación donde se asignaban parámetros de mayor importancia de los módulos de comunicación a evaluar para seleccionar el dispositivo óptimo para cada caso. A cada uno de los parámetros se le asignó un peso de uno a cuatro para designar su importancia en la selección del componente.

Cuadro No. 50. Cuadro de estudio de selección de módulo XBee.

XBee S2		XBee PRO S2B		XBee PRO 900 MHz		XBee PRO S2C	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
10	40	5	20	3	12	8	32
1	4	7	28	10	40	8	32
10	20	10	20	9	18	10	20
8	8	6	6	4	4	8	8
10	10	10	10	10	10	10	10
Puntos	82		84		84		102

Para la selección de antenas de los módulos de comunicación inalámbrica XBee que se colocaron dentro del CanSat se consideró como parámetros principales: alta ganancia, bajo consumo de potencia y un diseño compacto. La ganancia alta mejora el alcance que puede proveer el módulo de comunicación. El diseño compacto era necesario para cumplir con los requerimientos volumétricos del CanSat y peso preestablecidos.

Cuadro No. 51. Cuadro de ponderación de parámetros para antenas de módulos internos al CanSat.

FACTOR	PONDERACIÓN	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Ganancia	4	1 dB						9 dB			
Peso	4	Mayor a 50g						Menor a 1 g			
Potencia consumida	4	4 Watts						0.1 Watts			
Tamaño	4	Grande			Promedio			Pequeño			
Costo	1	Costoso						Económico			
Frecuencia	1	No permitida						Permitida			

Cuadro No. 52. Cuadro de estudio de selección de antena de módulos internos al CanSat.

Integrated U.FI		PCB		Whip antena		RP-SMA	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
8	32	2	8	9	36	10	40
6	24	7	28	6	24	5	20
8	32	9	36	9	36	2	8
7	28	9	36	8	32	1	4
4	4	8	8	6	6	2	2
10	10	10	10	10	10	10	10
Puntos	130		126		144		84

Para la selección de la antena del módulo de comunicación inalámbrica XBee que se utilizó como receptor de la trama de datos transmitida por el CanSat (Contenedor y Carga Útil), se utilizaron los mismos

factores que para las antenas internas del CanSat pero con una ponderación distinta para cada parámetro ya que fuera del CanSat las dimensiones y el consumo energético no poseen tanto peso en la toma de decisión de la antena de la estación en tierra.

Cuadro No. 53. Cuadro de ponderación de parámetros para selección de antena receptora.

FACTOR	PONDERACIÓN	VALORES NORMALIZADOS									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Ganancia	4			1 dB							9 dB
Peso	1			Mayor a 50g							Menor a 1 g
Potencia consumida	1			4 Watts							0.1 Watts
Tamaño	1			Pequeña		Promedio					Grande
Costo	1			Mayor a \$10							Menor a \$2
Frecuencia	1			No permitida							Permitida

Cuadro No. 54. Cuadro de estudio de selección de antena de estación en tierra.

Integrated U.FI		PCB		Whip antena		RP-SMA	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
8	32	2	8	9	36	10	40
6	6	7	7	6	6	5	5
8	8	9	9	9	9	4	4
3	3	1	1	4	4	10	10
4	4	8	8	6	6	3	3
10	10	10	10	10	10	10	10
Puntos	63		43		71		72

6. Módulo de software de vuelo

a. Selección del microcontrolador. El microcontrolador es la parte principal de todo el sistema electrónico y actúa como unidad central de procesamiento en la carga útil y el contenedor. La selección del mismo está influenciada por necesidades de hardware y software, y sus características tienen consecuencias en la forma en que el hardware y software se diseñan y desarrollan en el proceso iterativo. En esta implementación, existieron más requerimientos de hardware, en comparación con los de software, y que influenciaron la selección del mismo. A continuación se exponen junto a una breve explicación de su importancia e impacto.

- **Bajo consumo de energía:** En el caso de la carga útil, todos los elementos electrónicos se debían seleccionar bajo una restricción de energía muy grande. Para garantizar que el sistema funcionara bajo las condiciones más difíciles de recolección de energía, el microcontrolador a utilizar debía

trabajar en estado activo con una potencia mínima y tener estados de bajo consumo de energía sobresalientes.

- Interfaces de hardware: En este respecto era necesario que el microcontrolador poseyera dos módulos de comunicación serial, un módulo de comunicación I2C y un módulo de comunicación SPI, un convertidor analógico a digital y la capacidad de operar sin una fuente de reloj externa. Estos requerimientos mínimos fueron establecidos cuando se diseñaron las arquitecturas (Figura No. 105 y Figura No. 106).
- Tamaño/variedad de empaquetados: El espacio disponible para el sistema electrónico dentro del picosatélite era suficiente, pero estaba restringido durante todo el diseño, a la forma y posicionamiento del dispositivo XBEE y sensores, los cuales ocupan un área total considerable. Además, el ensamblaje de todos los dispositivos electrónicos se haría a mano, por lo que era necesario que el empaquetado tuviera pines y fuera sencillo de soldar con un caudín y estaño normales.
- Facilidad de programación: Este requerimiento es muy subjetivo. En este caso se refiere a la popularidad del dispositivo a utilizar, la sencillez de la arquitectura, la disponibilidad de documentación y la existencia de herramientas que no requieren de mucha experiencia por parte del desarrollador como prueba de la facilidad para programar.
- Memoria interna: En la etapa de diseño inicial no era seguro si se utilizaría la memoria interna del microcontrolador como medio para almacenar toda la telemetría o si se utilizaría una memoria externa. Además el tamaño del código podría superar los 10KB por lo que era necesario una memoria interna de programación de un tamaño similar.

A continuación se presenta el estudio realizado para la selección del microcontrolador. Después de una etapa de investigación se estudiaron tres alternativas distintas de forma objetiva. Estas alternativas fueron: MSP430F5529 de Texas Instruments, RX100 de Renesas y EFM32 Gecko de Silicon Laboratories.

Cuadro No. 55. Ponderación de los criterios utilizados para la selección de microcontrolador.

Pondera ponderación de criterios	
Variable	Peso (0 - 4)
Consumo de energía	4
Tamaño	3
Facilidad de programación	3
Memoria interna	1

Cuadro No. 56. Valores normalizados de las variables evaluadas para la selección del microcontrolador.

		Valores normalizados de criterios evaluados							
Criterios	1	3	4	5	6	7	8	10	
Consumo de energía	>200uA/MHz en Modo Activo y >= 1uA en Modo Sleep.		Alto consumo de potencia en modo Activo pero bajo en modo Sleep.		Bajo consumo en modo Activo pero relativamente alto en modo Sleep.			<= 100uA/MHz en Modo Activo y <=1uA in Modo Sleep	
Tamaño	Tan grande como para implicar un compromiso entre espacio y tamaño.		Apenas se puede acomodar en el espacio disponible.		Se puede acomodar en el espacio disponible sin problemas.			Tan pequeño que su posicionamiento es un problema menor.	
Facilidad de programación	No existe documentación disponible.	Documentación oscura.			Amplia documentación disponible en línea.			Se puede programar por métodos similares a los sistemas arduino.	
Memoria interna	0 KB	2KB		5KB		16KB		>=32KB	

Cuadro No. 57. Ponderación de los criterios utilizados para la selección de microcontrolador.

Estudio normalizado de criterios					
MSP430F5529		EFM32 Gecko		RX100	
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
10	40	8	32	8	32
10	30	10	30	10	30
9	27	6	18	3	9
10	10	10	10	10	10
Puntos	107		90		81

b. Herramientas seleccionadas para la implementación del software. Las herramientas que fue necesario seleccionar para la implementación del software son: lenguaje de programación, editor, compilador y debugger, plataforma de pruebas y herramienta de documentación. A continuación se expone la elección realizada para cada una de estas herramientas y el razonamiento para las mismas.

1) Lenguaje de programación: C estándar 1999 (C99). Se decidió utilizar este lenguaje de programación por las siguientes razones:

- El microcontrolador seleccionado –MSP430F5529 de Texas Instruments- tiene un conjunto de instrucciones optimizado para trabajar bajo este lenguaje.
- Es el lenguaje de programación recomendado por el fabricante para el microcontrolador sobre el cual se ejecuta el software.
- Existen una gran cantidad de opciones de compiladores para este lenguaje y microcontrolador seleccionado.
- Existe familiaridad previa del desarrollador con este lenguaje.
- Provee la flexibilidad y abstracción suficiente y requerida para desarrollar la aplicación con suficiente control de las operaciones internas del microcontrolador sin necesidad de utilizar el lenguaje ensamblador del mismo.
- Existe documentación amplia para este lenguaje y microcontrolador. Esto incluye ejemplos de código, implementaciones reales, notas de aplicación y ayuda en línea que pueden simplificar el desarrollo y proveer apoyo en la solución de problemas.

2) Editor: Sublime Text 2.0. Se decidió utilizar el editor de texto/código Sublime Text 2.0 por las siguientes razones:

- Provee una interfaz y estilos amigables con el usuario. Esta característica es importante ya que es el ambiente con el que el desarrollador se enfrenta constantemente para desarrollar el código.
- Tiene características que facilitan la digitación del código como: resaltado de texto, reemplazo de texto flexible, autocompletación de código, autocompletación de parámetros y teclas y combinaciones de acceso rápido que facilitan la digitación de operaciones que se hacen frecuentemente.
- Es un software que se puede utilizar sin límite y gratuitamente durante un tiempo indefinido, aunque también se solicita una paga por el mismo.

3) Compilador y Debugger: IAR Embedded Workbench for MSP430 v5.6. Se eligió el Software IAR EW430 v5.6 por las siguientes razones:

- Es recomendado por el fabricante del microcontrolador.
- Tanto el compilador como el debugger están optimizados para la familia MSP430.
- Existe familiaridad previa del desarrollador con el uso e interfaz de esta herramienta. De esta forma se acorta la curva de aprendizaje de la misma.
- Esta herramienta incluye un editor pero solo se utilizó al momento de hacer depuraciones de código.

4) Plataforma de pruebas: MSP430F5529 Launchpad Evaluation Kit. Texas Instruments desarrolla y distribuye plataformas para la evaluación de sus microcontroladores (además de la amplia gama de productos que ofrece). En este caso se eligió esta herramienta por las siguientes razones.

- Es fundamental contar con una herramienta flexible y fácil de utilizar desde el inicio para probar el código de inicialización. Esto provee un marco de software para iniciar rápidamente el desarrollo. El MSP430F5529 Launchpad provee el hardware para que este paso sea sencillo.
- Incluye un programador y debugger integrados, lo cual se traduce en ahorro en costo y facilidad de uso de la herramienta ya que está integrada.
- El programador y debugger se pueden utilizar en otro microcontrolador objetivo. Esto significa que estas dos herramientas pueden desconectarse del

microcontrolador incluido en el Launchpad y conectarse a uno externo, lo cual es también fundamental ya que se diseñó un hardware a medida para el picosatélite.

- Su precio es reducido (\$12.99).

7. Módulo de software de tierra. Basándose en los requerimientos establecidos, se investigó sobre las posibles herramientas que pueden ser utilizadas para el desarrollo y se eligió la que permitiera llevar a cabo todos los requerimientos. Se decidió utilizar Microsoft Visual Studio 2012 utilizando el lenguaje programación C#. Esta decisión se tomó en base a la importancia que representaba el diseño de la GUI para el proyecto y Visual Studio es un IDE¹ que posee un ambiente de desarrollo que facilita la implementación de una interfaz amigable para el usuario, esto incluye el componente de control de gráficas el cual permite crear las gráficas requeridas por la competencia. Además provee la clase SerialPort por medio de la cual es posible leer los datos que están siendo enviados a través del puerto serial.

Elegir Visual Studio para el desarrollo del software limita a que el software solo pueda ser ejecutado en computadoras que posean sistema operativo de Windows, sin embargo esto no fue ninguna dificultad ya que todas las computadoras que se utilizarían durante la competencia poseían el sistema operativo necesario.

E. Diseño, análisis y cálculos

1. Módulo de estructura

a. Diseño de la carga útil. Una vez definida la geometría básica de la carga útil se procedió a diseñar las piezas que la conformarían. Como primer paso se hizo una consideración de los elementos que irían dentro de la carga útil y los requerimientos que su integración representaría. Estos elementos son: el sistema de protección para un huevo de gallina, los componentes electrónicos y el sistema de control de velocidad de descenso.

Como se indica en los requerimientos del módulo (MECR-07), los componentes electrónicos debían estar propiamente asegurados a una base sólida, también debían estar aislados del ambiente. Debido a esto se consideró hacer dentro de la carga útil la geometría de un recipiente para éstos, el cual aparte de aislarlos completamente del ambiente sería el encargado de actuar de base para los componentes electrónicos. Este recipiente no debía ser del todo cerrado ya que los sensores necesitan estar en contacto con el ambiente para obtener datos sobre las condiciones del mismo. También se debía disponer de un orificio que serviría para posicionar la antena de comunicación. Se debía aislar los electrónicos respecto del sistema de protección del huevo, por dos razones. Primero, los electrónicos tienen bordes afilados que en

¹ De las siglas en inglés Integrated Development Enviroment, es un software que provee herramientas para desarrollo de software.

caso de colisionar con el sistema de protección del huevo lo dañarían, o bien resultar dañados en caso de impacto con éste. Segundo, era de vital importancia que la espuma de poliuretano no entrara en contacto con los electrónicos, especialmente los sensores ya que en caso de hacerlo se podría estropear el funcionamiento de todo elemento electrónico dentro de la carga útil.

La carga útil también servía como punto de apoyo para el sistema de control de descenso. Este módulo debía tener movimiento, es decir pasar de una configuración cerrada a una abierta. Esto significa que la geometría de la carga útil no debía interferir con este movimiento, ni con el sistema de recolección de energía. Simultáneamente, se requería que el sistema de control de descenso no se abriera más de cierto ángulo, por lo que elemento estructural debía de restringir este movimiento.

El sistema de protección para un huevo de gallina seleccionado generó varios requerimientos. En primer lugar, requería un volumen disponible de aproximadamente 450,000 milímetros cúbicos, así también no tener ningún borde afilado apuntando hacia el sitio en el cual se colocaría el huevo. Además el sistema de protección del huevo debía de estar restringido de todo movimiento dentro de la carga útil. Con el fin de evitar la posibilidad de tener impactos internos entre el sistema de protección del huevo y otros elementos antes, durante y después del vuelo del picosatélite.

Tomando en cuenta todos estos aspectos se procedió a diseñar los elementos de la carga útil. Se decidió que los elementos estructurales fueran discos y placas unidas a través de tuercas a las barras roscadas metálicas. Esto con el fin de reducir la masa total del módulo y agilizar el proceso de ensamble de la carga útil.

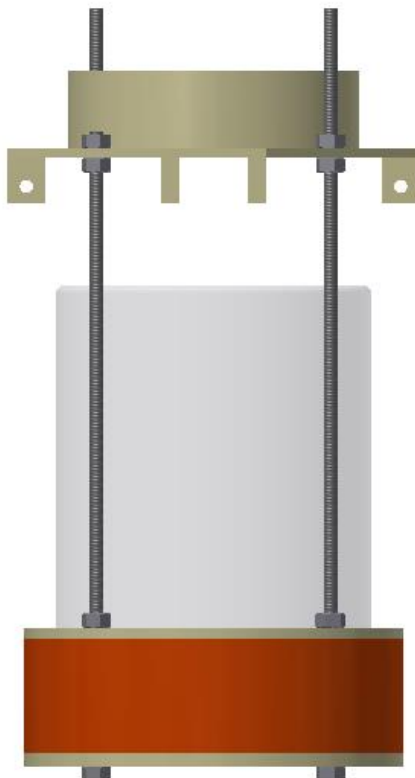
La disposición y ubicación de las placas se realizó tomando en cuenta el tamaño de los componentes electrónicos, así como también el tamaño del compartimiento del huevo. Para mantener el centro de gravedad de la carga útil lo más abajo posible, se decidió ubicar el compartimiento de electrónicos por debajo del compartimiento del huevo, a excepción de la placa de diodos, que requería ir cerca de los paneles solares. Para una mayor efectividad del sistema de descenso y para que el centro de masa estuviera posicionado por debajo de éste, se decidió que el punto de acople del sistema de control de la velocidad de descenso sería en la parte de arriba de la carga útil, por encima del compartimiento del huevo.

Para poder bajar el centro de masa, la separación entre la placa inferior y el disco de separación, es decir el espacio disponible para los componentes electrónicos, debía ser lo más pequeño posible, ya que así se disminuía la altura del centro de gravedad y también la masa de la cubierta lateral necesaria para el compartimiento de los componentes electrónicos.

El diseño final debía ser una optimización entre la capacidad de resistencia al impacto, la masa y un bajo centro de gravedad en varias configuraciones. Este diseño fue el resultado de la iteración de diseños

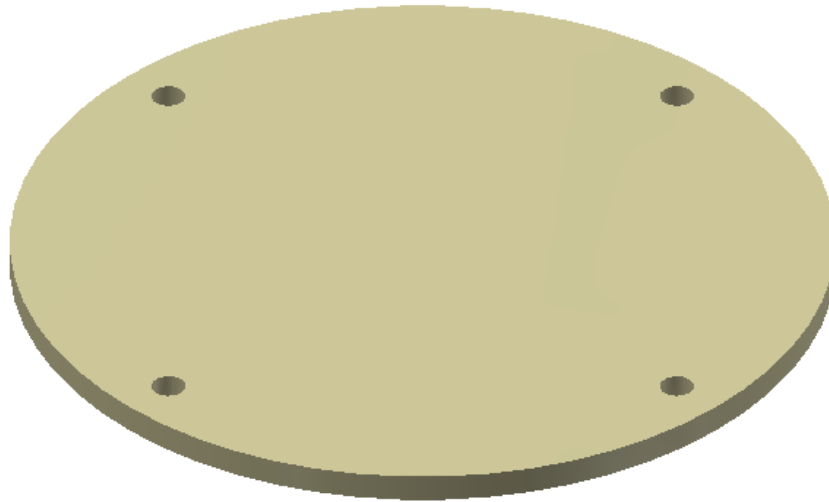
previos, con base a resultados de pruebas y requerimientos que surgieron por la configuración física del resto de módulos.

Figura No. 26. Configuración de la carga útil.



1) Placa inferior. La placa inferior tiene varios propósitos. Entre sus funciones se encuentran: aislar los componentes electrónicos del ambiente, disipar y absorber la energía de impacto y ayudar a posicionar el centro de gravedad por debajo del centro de volumen geométrico. La placa inferior es un disco que presenta cuatro agujeros útiles para asegurarla con las barras roscadas. Dichos agujeros están ubicados a 90° entre sí, con un radio al centro del disco de 43.50 mm. Todos los agujeros tienen el mismo diámetro, 4.20 mm. El espesor de la placa inferior es de 3.50 mm, suficientes para absorber la energía de impacto. Este disco es el más grueso de todos los discos de la carga útil, esto mueve el centro de masa hacia abajo, al ubicar los elementos más pesados por debajo del centro de volumen geométrico. El material seleccionado para este componente fue Ertalón PA6 debido a su baja densidad (1.14 g/cm^3). El volumen de esta placa es de 27294.97 mm^3 y su masa de 31.12 g.

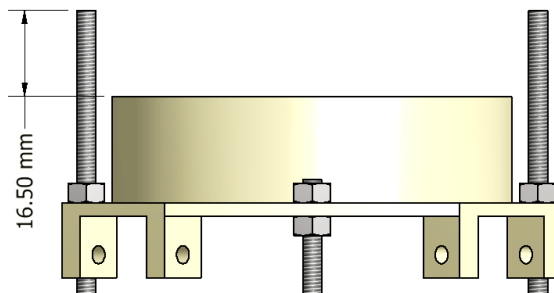
Figura No. 27. Placa inferior de la carga útil.



2) Barras roscadas tipo A. Estas barras son roscadas en toda su extensión. El propósito de que sean roscadas en toda su extensión, es tener la facilidad de armar y desmontar la carga útil de una manera metódica. La longitud de estas barras roscadas es de 203.30 mm. Para las especificaciones de la rosca se seleccionó un tamaño estándar disponible en Guatemala. La rosca seleccionada para estas barras fue la M4 * 0.7. Esta rosca es bastante utilizada y se pueden encontrar tuercas fácilmente.

Las barras roscadas tipo A tienen 16.50 mm de longitud más que la carga útil. Esto se debe a que estas dos barras roscadas sirven como elementos de restricción de movimiento rotacional de la carga útil con respecto al contenedor. Las dos barras se insertan en dos agujeros alineados a éstas en el disco de la cubierta del contenedor, lo que elimina cualquier posibilidad de movimiento rotacional de la carga útil. Debido a que la separación entre el disco inferior del contenedor y la placa superior de la carga útil es de 12 mm, por requerimientos geométricos del servomotor, y el grosor del disco inferior del contenedor es de 2 mm, la longitud extra de dichas barras roscadas debía ser superior a 14mm.

Figura No. 28. Altura de las barras roscadas respecto a la tapa superior de la carga útil.



El material seleccionado para las barras roscadas es Acero inoxidable A2-70, ya que tiene la rigidez necesaria para no deformarse por el impacto generado en el aterrizaje. Además, las barras roscadas de este material son vendidas en el mercado nacional a un precio accesible. El volumen de dichas barras es 2153.28 mm³ y su masa individual es 16.88 g.

Figura No. 29. Barra roscada tipo A.



3) Barras roscadas tipo B. Estas barras roscadas tienen las mismas especificaciones que las barras roscadas tipo A, con la diferencia que la longitud de éstas es de 170.50 mm. Esta longitud es menor a la de las barras roscadas tipo A, ya que solo se necesitan dos barras roscadas para impedir la rotación de la carga útil, utilizar las cuatro barras roscadas para este propósito hubiera sido redundante. El volumen de cada una de estas barras es de 1808.54 mm³ y su masa es 14.20 g.

Figura No. 30. Barra roscada tipo B.

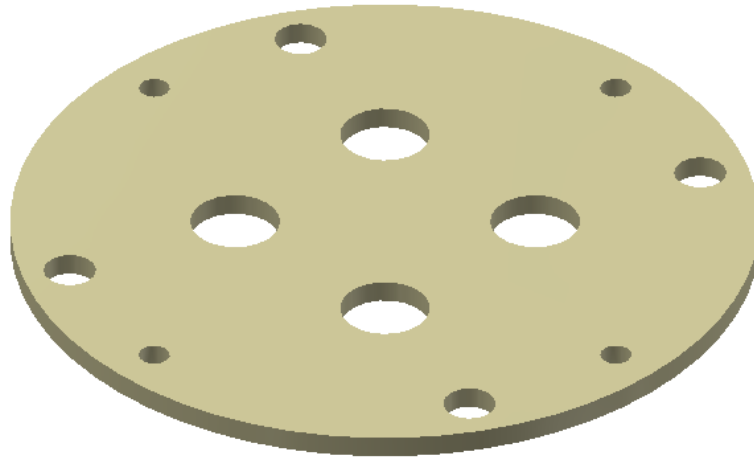


4) Disco de separación. El disco de separación cumple con la función de separar el compartimiento del huevo con el compartimiento de los electrónicos, así como también sirve de soporte para instalar el contenedor del huevo. Este disco de separación presenta cuatro agujeros de 4.20 mm de diámetro, a cada 90°, ubicados todos a 43.50 mm con respecto al centro del disco. Estos agujeros sirven para alinear este disco con la tapadera inferior y poder ensamblarlo con las barras roscadas. El espesor del disco de separación es de 3.00 mm.

Adicional a estos agujeros, el disco presenta otros 8 agujeros útiles para distintas funciones. Cuatro de agujeros sirven para el paso de los cables de la placa de diodos, ubicada en la placa superior, hacia la placa de componentes electrónicos, ubicada debajo del disco de separación. Están ubicados a un radio de 43.50 mm del centro del disco, separados por 90°. Tienen un diámetro de 7.00 mm. Para que no interfieran con el primer juego de agujeros, están separados de estos por 30° en dirección de las agujas del reloj.

Los últimos 4 agujeros cumplen con la función de reducir la masa de este disco, tienen diámetro de 12.00 mm. Están repartidos cada 90° en un diámetro de 40.00 mm. Con dichos agujeros se logra reducir por 3 gramos la masa del disco de separación. Al igual que el disco inferior, el material seleccionado para este disco es Ertalón PA6 debido a su alta resistencia al impacto y a su baja densidad. El volumen del disco es 21576.71 mm³ y tiene 24.60 g de masa.

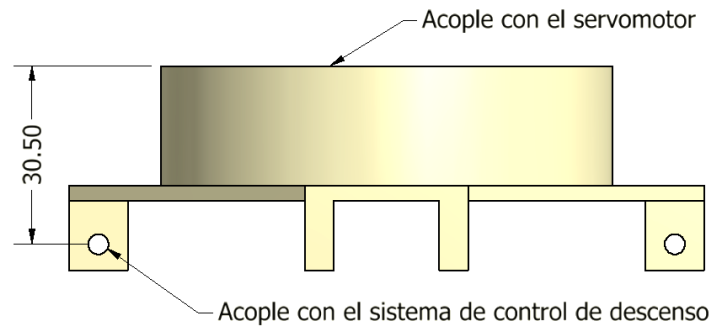
Figura No. 31. Disco de separación de la carga útil.



5) Placa superior. Entre los objetivos de diseño de la placa superior están proveer un punto de acople adecuado para el sistema de descenso de la carga útil, mantener el centro de gravedad bajo el centro de volumen geométrico, soportar y aislar la placa de diodos respecto al ambiente y servir para la funcionalidad del mecanismo de separación. Para cumplir con todas estas funciones la placa superior tiene una configuración geométrica específica, distinta a la de la placa inferior. Para poder servir como punto de apoyo del sistema de descenso, la placa superior cuenta con 8 protuberancias en la parte inferior. Estas protuberancias son rectangulares con base de 5.00*10.00 mm y altura de 12.00 mm. Éstas, tienen un agujero de 3.50 mm de diámetro, 7.50 mm por debajo de la base. Están distribuidas de a dos, sirviendo dos protuberancias para cada ala del sistema de descenso.

Debido a que el mecanismo de descenso tiene una masa de 98 g y la masa de los paneles y cables sobre éste es de 28 g (para un total de 126 g), la placa superior debe de proveer un punto de contacto para éstos que no afecte la ubicación del centro de masa. Para lograr disminuir la altura del centro de masa, la placa inferior cuenta con una especie de sombrero. Este sombrero tiene la función de proveer un punto de acople alto al mecanismo de separación, pero proveer un acople 30.50 mm más abajo al sistema de descenso. Además, la placa superior cuenta con cuatro agujeros de distintos diámetros en su parte superior para poder asegurar la placa de diodos. La placa de diodos fue asegurada en el lado inferior de la parte superior de esta placa, para quedar cubierta por el cilindro que conforma el sombrero y no interferir con el mecanismo de separación.

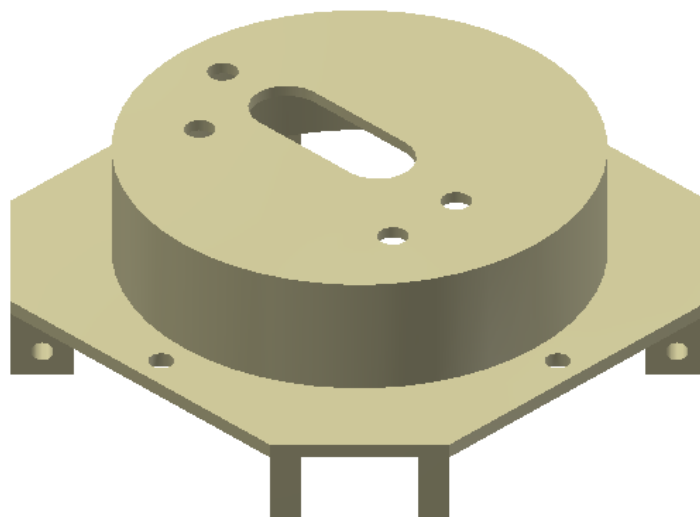
Figura No. 32. Puntos de acople de la tapa superior de la carga útil.



Al igual que la tapa inferior y el disco de separación, la placa superior presenta 4 agujeros intercalados cada 90° , a un radio de 43.50 mm desde el centro de dicha placa. Estos agujeros sirven para insertar las cuatro barras roscadas y poder ensamblar con el resto de elementos estructurales de la carga útil. La placa superior también presenta una ranura en la cara superior. Dicha ranura sirve para ensamblar la carga útil con el contenedor. A través de dicha ranura pasa el brazo del servomotor, que luego rota para asegurar que la carga útil permanezca unida al contenedor.

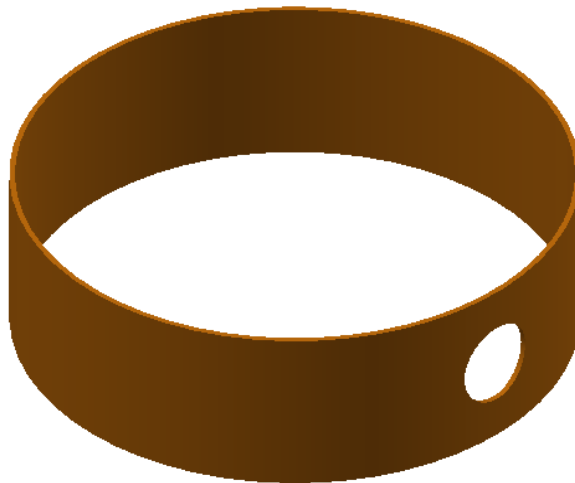
El material seleccionado para esta placa fue el Ertalón PA6, ya que su densidad es bastante baja (1.14g/cm^3) y su resistencia al impacto es bastante alta. Debido a la compleja geometría de esta placa, era importante que el material seleccionado sea fácil de maquinar, característica que el Ertalón PA6 cumple, además este material se puede adquirir a un precio accesible en el mercado nacional. El volumen de la placa superior es de 27410.05 mm^3 y su masa es de 31.25 g.

Figura No. 33. Tapa superior de la carga útil.



6) Cubierta lateral. La cubierta lateral de la carga útil sirve para aislar a los componentes electrónicos del ambiente, es un cilindro vacío con diámetro exterior de 100.00 mm y altura de 30.00 mm. Su espesor de pared es de 1.00 mm. La cubierta lateral está ubicada en medio del disco de separación y la placa inferior del contenedor. Presenta un agujero lateral de 15.00 mm, dicho agujero sirve para poder conectar los componentes electrónicos a una computadora sin necesidad de desmontar toda la carga útil para remover los componentes electrónicos. El material seleccionado para la cubierta lateral es Ertalón PA6. El volumen de esta pieza es 9153.36 mm³ y su masa es 10.43 g.

Figura No. 34. Cubierta lateral de la carga útil.



7) Contenedor para almacenaje del huevo. Para el contenedor de almacenaje del huevo se decidió utilizar un contenedor cilíndrico de acetato con tapadera. El diámetro de dicho contenedor es de 92 mm y su altura incluyendo la tapadera es de 95 mm. El espesor de pared del acetato es de 0.50 mm. Se decidió utilizar este contenedor ya que el acetato es un material muy fácil de cortar. Se requiere que este material sea fácil de cortar ya que cuando el poliuretano seca hace imposible poder remover la tapadera. Además el acetato es transparente lo que hace posible visualizar que no se corra peligro de romper el huevo al cortar dicho material. A diferencia del resto de piezas este contenedor no fue diseñado, sino que fue comprado como tal. Debido a que el proceso de manufactura de un contenedor de acetato hubiera demorado mucho tiempo, siendo también muy costoso, se decidió buscar en el mercado nacional contenedor es de acetato para diversos productos. El contenedor encontrado presenta las dimensiones necesarias para poder funcionar como era requerido. La masa de este contenedor es de 12.00 g.

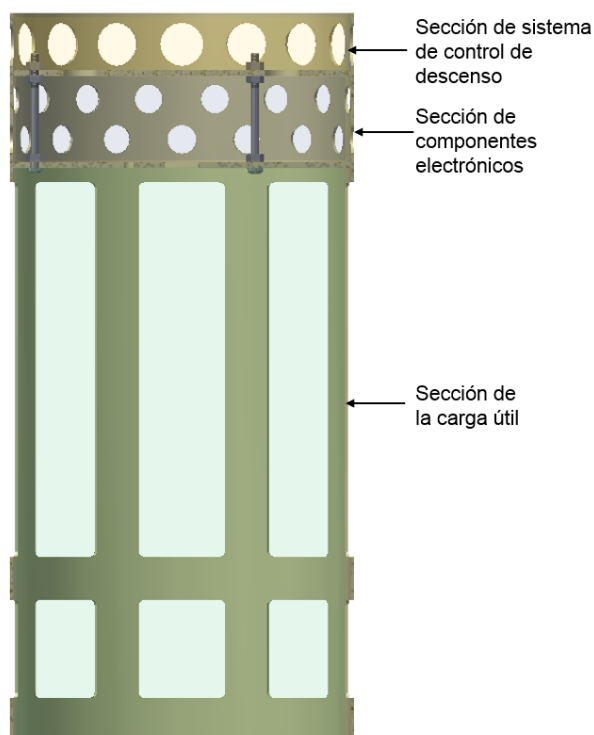
Figura No.35. Contenedor de acetato para el huevo.



b. Diseño del contenedor. Según establece el requerimiento MECR-05, el contenedor debía insertarse en una sección cilíndrica de 125.00 mm de diámetro y 310.00 mm de altura. Además como se establece en el requerimiento MECR-03, ninguna parte de la carga útil podía extenderse fuera del contenedor. Tomando en cuenta estos dos requerimientos se decidió que la forma básica del contenedor sería la de un cilindro. Al ser la carga útil cilíndrica y la sección de carga del cohete cilíndrica, un cilindro era la forma más eficiente de utilizar el volumen disponible en la sección de carga del cohete, para poder contener por completo a la carga útil.

Debido a que la carga útil debía quedar totalmente dentro del contenedor, éste debía tener un volumen vacío disponible con dimensiones un poco mayores a las de la carga útil. Además, el contenedor debía también tener espacio disponible para los componentes electrónicos necesarios dentro de éste y el sistema de control de descenso del mismo. Por estas razones el contenedor fue dividido en tres secciones a lo largo del eje axial. La primera sección sería la sección de almacenamiento de la carga útil. Debido a la selección del mecanismo de separación, esta sección fue posicionada en la parte inferior del contenedor, así la carga útil se podía liberar con el accionar del mecanismo de separación. Arriba de ésta, fue ubicada la sección de componentes electrónicos. En esta sección estaba montado también el servomotor. La tercera sección del contenedor fue diseñada para la colocación del sistema de control de descenso. Esta sección fue ubicada en la parte más alta del contenedor para que el paracaídas pudiera liberarse sin ningún problema y estabilizar cuanto antes el descenso del contenedor.

Figura No. 36. Configuración del contenedor.



Esta configuración era óptima también para reducir la altura de la ubicación del centro de masa del picosatélite. Las tres secciones fueron también posicionadas según la masa de los componentes que irían en éstas. La carga útil era más pesada que los componentes electrónicos del contenedor y éstos a su vez, eran más pesados que el sistema de control de la velocidad de descenso. El contenedor debía ser lo más ligero posible para poder tener disponibilidad en el diseño de la carga útil. Por esta razón todos los elementos del contenedor debieron ser diseñados con agujeros y ranuras para poder disminuir su masa.

Si bien, la altura mayor permitida para el contenedor era de 310 mm se decidió que el contenedor tendría que ser de una altura significativamente menor. Esto se decidió por dos razones. La primera razón era que mientras más alto fuere el contenedor mayor sería su masa, por lo que era preferible que la altura fuera mínima. La segunda razón se debe a los costos y dificultades de maquinado. Debido a que la estructura principal del contenedor estaría conformada por un cilindro de pared delgada, para manufacturarla se debía tener un cilindro sólido que después sería vaciado utilizando un torno mecánico. Este proceso se vuelve más complejo y costoso según la profundidad del vaciado a realizar, por lo que una menor profundidad de vaciado era conveniente para reducir la dificultad, el tiempo y los costos de manufactura.

1) Cubierta del contenedor. La cubierta del contenedor es la parte principal y base de éste, da soporte a todos los elementos y componentes electrónicos, el servomotor, el disco de separación y por consiguiente al sistema de descenso. Por requerimientos de la competencia (MECR-05), las dimensiones máximas de la cubierta del contenedor debían ser menores a 125.00 mm de diámetro y 310.00 mm de altura. La cubierta diseñada para el contenedor tiene 253.00 mm de altura y 119.50 mm de diámetro. El contenedor cumple con la función de contener totalmente a la carga útil durante la primera fase del descenso, por lo que las dimensiones del contenedor deben dar cabida dentro de este a la carga útil. Para cumplir con este requerimiento, la cubierta del contenedor tiene unido un disco, ubicado a 199.00 mm con referencia a la base inferior del contenedor. Este disco tiene 2.00 mm de espesor.

Así mismo, el disco de la cubierta del contenedor presenta varios agujeros que sirven para distintas funciones. Dos de estos agujeros tienen la función de albergar las dos barras roscadas que restringen el movimiento angular de la carga útil dentro del contenedor. Estos agujeros tienen un diámetro de 5.50 mm y están separados 180° en un radio de 43.50 mm respecto al centro del disco. Aparte de estos agujeros, este disco presenta 3 agujeros que sirven para insertar los tornillos que fijan al disco superior del contenedor y otros tres que sirven para asegurar la base de las baterías de los componentes electrónicos. Estos tres agujeros tienen un diámetro de 3.50 mm, están separados por 120° entre sí, en un radio de 51.00 mm respecto al centro del disco.

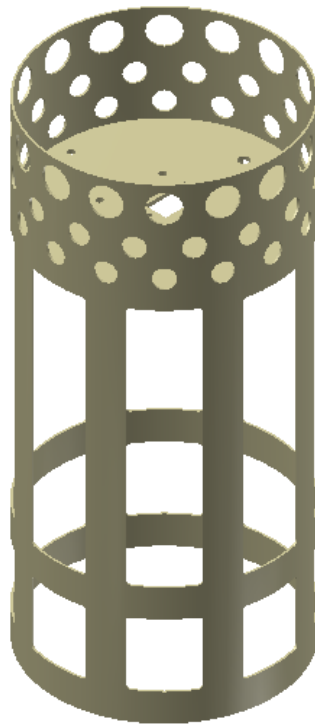
Este disco también tiene una ranura rectangular, ubicada al centro, que es donde se inserta y asegura el servomotor útil para el mecanismo de separación. Esta ranura tiene las dimensiones necesarias para que el servomotor sea asegurado (22.00 x 11.00 mm), y presenta dos agujeros a los lados que sirven para poder atornillar el servomotor.

Uno de los objetivos principales de diseño para esta pieza es la reducción de masa. Por este motivo la pared lateral del contenedor tiene 1.00 mm de espesor. Esta pared se pudo haber fabricado de un espesor menor, pero debido a la experiencia del equipo Pleyades se decidió establecer como un objetivo de este módulo que dicha pared tuviera un espesor igual o mayor a un milímetro. Esto se decidió por el costo que representa maquinar esta pieza. Para maquinar esta pieza se debe empezar con un cilindro sólido y utilizando un torno mecánico, se debe vaciar el interior de dicho cilindro para obtener el espesor deseado. Obtener un espesor muy pequeño significa que el proceso de manufactura será más complejo, lo que a su vez representa mayor tiempo y costo de manufactura para la pieza.

Para poder disminuir la masa del contenedor, se realizaron 16 ranuras y 48 agujeros, de distintas dimensiones, en la pared lateral. Todos estos agujeros y ranuras fueron hechos considerando la resistencia de la pared de la cubierta del contenedor, para que después de maquinados esta pared no tuviera riesgo de rajarse o quebrarse. El material seleccionado para este componente fue Ertalón PA6 debido a su baja

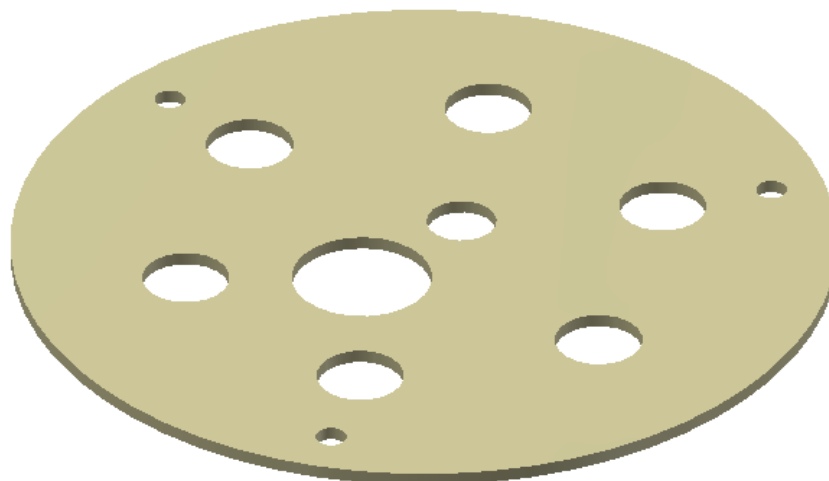
densidad (1.14 g/cm^3), además este material es fácil de maquinar utilizando un torno mecánico. El volumen de este elemento es de 70064.46 mm^3 y su masa es 79.87 g .

Figura No. 37. Cubierta del contenedor.



2) Disco superior del contenedor. La función del disco superior del contenedor es proveer un punto de acople para el sistema de control de descenso del contenedor. Para cumplir con este propósito, este disco presenta dos agujeros para la argolla de conexión. Uno de estos agujeros tiene 20.00 mm de diámetro y el otro 10.00 mm . La separación entre los centros de ambos agujeros es de 20.00 mm .

Aparte de estos agujeros, este disco tiene otros 9 agujeros. Tres de estos están ubicados a un radio de 51.00 mm respecto al centro del disco, separados por 120° , cada uno tiene un diámetro de 4.50 mm . La posición de estos tres agujeros concuerda con la de otros tres agujeros en el disco de la cubierta del contenedor. Ambos discos son unidos utilizando tornillos con rosca $M3 \times 0.7$ y largo de 40.00 mm . Los últimos 6 agujeros sirven para reducir la masa del disco superior del contenedor, cada agujero tiene 12.50 mm de diámetro. Estos agujeros se encuentran ubicados en un radio de 35 mm desde el centro del disco, separados entre sí por 60° . El volumen de este disco es de 19333.36 mm^3 y su masa de 22.04 g .

Figura No. 38. Disco superior del contenedor.

A continuación, en el Cuadro No. 58, se muestran las propiedades mecánicas de los elementos estructurales del pico satélite:

Cuadro No. 58. Propiedades geométricas de los elementos estructurales.

Elemento	Material	Volumen (mm ³)	Densidad (g/cm ³)	Masa (g)
Placa inferior - carga útil	Ertalón PA6	27294.97	1.14	31.12
Barras roscadas tipo A - carga útil	Acero A2-70	2153.28	8.00	16.88
Barras roscadas tipo B - carga útil	Acero A2-70	1808.54	8.00	14.20
Disco de separación - carga útil	Ertalón PA6	21576.71	1.14	24.60
Placa superior - carga útil	Ertalón PA6	27410.05	1.14	31.25
Cubierta lateral - carga útil	Ertalón PA6	9153.36	1.14	10.43
Contenedor del huevo - carga útil	Acetato	8247.42	1.45	12.00
Tuercas – carga útil	Acero	2287.16	7.87	18.00
Carga útil				158.48
Cubierta - contenedor	Ertalón PA6	70064.46	1.14	79.87
Disco superior - contenedor	Ertalón PA6	19333.36	1.14	22.04
Tornillos y tuercas – contenedor	Acero	1270.65	7.87	10.00
Contenedor				111.91
Total				260.39

Según el cuadro anterior la masa de los elementos estructurales del picosatélite es de 260.39 g, de los cuales 158.48 g corresponden a la carga útil y 111.91 corresponden al contenedor.

c. **Selección de materiales.** El proceso de selección de materiales para el picosatélite empezó por delimitar las características y especificaciones buscadas en cada material, según las necesidades de operación. Con las especificaciones necesarias establecidas, se procedió a buscar materiales disponibles en el medio comercial guatemalteco que cumplieran con dichas especificaciones. Por último se seleccionó el material adecuado haciendo una comparación entre los materiales posibles para cada uso.

Debido a que la estructura estaría sometida a una carga de impacto al momento del aterrizaje, se buscaba que los materiales seleccionados tuvieran la capacidad de soportar esta carga sin fracturarse, ya que una fractura de los componentes estructurales podría ocasionar una falla del funcionamiento del picosatélite. También es importante considerar que la selección de un material con baja resistencia al impacto, requeriría la utilización de más cantidad de material y dimensiones mayores para cumplir la misma función que un material con mayor resistencia al impacto. Esto afectaría la masa disponible para el resto de componentes de la carga útil así como también el costo total del picosatélite.

Otra característica buscada en los materiales a seleccionar es una baja densidad. La densidad de un material es su concentración de masa en una unidad de volumen. Por consiguiente, a una densidad mayor se tendrían componentes estructurales más pesados, lo que disminuiría la masa disponible para el resto de módulos del picosatélite. Además, debido a que los componentes estructurales abarcarían una gran cantidad de volumen, se buscaba que su densidad fuera baja con el fin de reducir la altura del centro de gravedad.

Los materiales seleccionados para la carga útil debían estar disponibles en el mercado guatemalteco, a precios accesibles. Durante el desarrollo del proyecto era necesario realizar prototipos del picosatélite en general como de piezas específicas para someterlas a prueba. Esto significa que se requería tener disponibilidad inmediata de la compra de la materia prima para poder maquinar las piezas de los prototipos. Importar un material significaría un tiempo de espera largo y variable para poder maquinar el material. Además, los costos de un material importado significativamente mayores a los de un material disponible en la industria nacional.

Los materiales seleccionados debían ser de alta maquinabilidad. La facilidad de un material para ser maquinado representaba la ventaja de reducir el tiempo y costo de maquinado, así como la disponibilidad de tener más prototipos para realizar pruebas. En resumen, las características buscadas para los materiales a utilizar eran baja densidad, alta resistencia al impacto, disponibilidad en la industria local a precios accesibles y facilidad de maquinado.

Con las especificaciones requeridas de los materiales definidas, se procedió a buscar materiales que cumplieran con estas. Estos materiales fueron separados en dos categorías: posibles materiales para maquinado de placas y posibles materiales para barras roscadas. Entre los materiales encontrados, disponibles en la industria guatemalteca para el maquinado de placas están: Policarbonato, Ertalón PA6 y

Nylon 6/6. Mientras que los posibles materiales para las barras roscadas son Acero A2-70 (AISI 304), Acero de resistencia normal y Aluminio 6061 T-6. Estos últimos ya se ofrecen maquinados como barras roscadas, en distintos tamaños de rosca. Esto representa una gran ventaja y a la vez se convirtió en un criterio de aceptación, ya que maquinar las barras roscadas a partir de la materia prima hubiera incrementado en gran medida los costos y duración del proyecto. Mientras que al disponer de barras roscadas, el único maquinado necesario es cortar la longitud deseada para cada barra.

A continuación se muestran las principales propiedades mecánicas de los posibles materiales para la fabricación de placas.

Cuadro No. 59. Propiedades mecánicas de los posibles materiales de las placas.

Material	Policarbonato	Ertalón PA6	Nylon 6/6
Densidad (g/cm ³)	1.200	1.140	1.130
Módulo de elasticidad (GPA)	2.275	1.400	1.240
Esfuerzo último de tensión (MPa)	68.900	45.000	54.400
Límite elástico (MPa)	62.010	61.400	55.100
Prueba de Charpy (J/cm ²)	5.400	Sin ruptura	9.000

Se puede notar en la tabla anterior que la densidad de los tres materiales propuestos se encuentra dentro del mismo rango, por lo que la densidad del material seleccionado no sería el valor más determinante para la selección de los mismos. Para seleccionar el material adecuado se utilizó la prueba de Charpy. Esta prueba indica cuanta energía de impacto puede absorber un material sin quebrarse. Esta prueba se realiza con un péndulo, que al llegar al punto más bajo de su trayectoria impacta con el material a probar. El estándar de las dimensiones del material sometido a pruebas está dado por la norma ASTM E-23. (Budynas & Nisbett, 2011)

El material seleccionado fue el Ertalón PA6, debido a que no presenta ruptura en la prueba de Charpy, además las piezas maquinadas con este material tuvieron un desempeño aceptable en la participación del equipo Pleyades en la competencia. El Ertalón PA6 es un material disponible en la industria local, además su maquinado no es dificultoso como el de otros plásticos de ingeniería.

Como se indicó previamente, para las barras roscadas se buscaron materiales de venta en el mercado guatemalteco ya maquinados como barras roscadas. A continuación se muestra la tabla de posibles materiales para las barras roscadas:

Cuadro No. 60. Propiedades mecánicas de posibles materiales para barras roscadas.

Material	Aluminio 6061	Acero	Acero A2-70 (AISI 304)
Densidad (g/cm ³)	2.710	7.850	8.000
Módulo de elasticidad (GPA)	68.900	210.000	195.000
Límite elástico (MPa)	62.010	207.00	215.000
Esfuerzo último de tensión (MPa)	310.000	345.00	505.000

Como se puede ver en la tabla anterior el material con mejores condiciones de resistencia es el Acero A2-70 (AISI 304), sin embargo el material con la menor densidad es el Aluminio 6061. La ventaja del Acero A2-70, es su disponibilidad inmediata en la industria local en forma de barras roscadas, varios proveedores ofrecen barras roscadas de este material en distintas especificaciones. Mientras que el Aluminio 6061, a pesar de ser un material bastante distribuido, no se comercializa en el mercado local en forma de barras roscadas. Para poder hacer pruebas con este material fue necesario importar las barras roscadas de Aluminio 6061. Después de comparar las características de estos materiales y probarlos en distintos ambientes se decidió utilizar Acero A2-70 (AISI 304) para las barras roscadas, ya que se dio prioridad a su alta resistencia mecánica.

d. Cálculos

1) Torque del servomotor. El torque necesario por el servomotor fue calculado utilizando la Tercera Ley de Newton así como el principio de torque. El torque se define como una fuerza F aplicada en un radio r con respecto a un punto. (Beer, Mecánica de Materiales, 2009)

$$T = F * r$$

Ecuación No. 2. Torque

El radio r utilizado fue la longitud del brazo del servomotor. La fuerza aplicada al servomotor es la fuerza de fricción, generada entre la cara inferior de la placa superior y la cara superior del brazo del servomotor. La fuerza de fricción se puede calcular utilizando la ecuación:

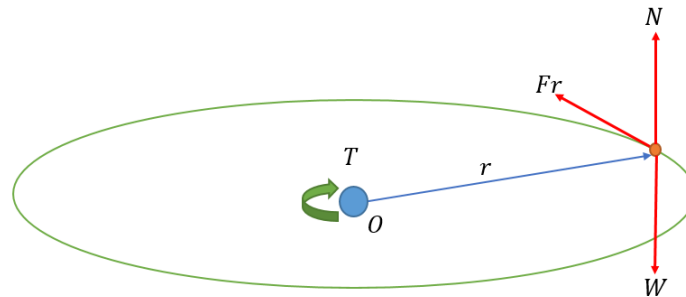
$$\text{Fuerza de Fricción} = F_r = \mu N$$

Ecuación No.3. Fuerza de fricción

Donde μ representa el coeficiente de fricción entre ambas superficies. Según datos técnicos, el coeficiente de fricción estática para el Ertalón es de 0.40. Nótese que este coeficiente es una cantidad adimensional. En la ecuación anterior N representa la fuerza normal, que según la Tercera Ley de Newton,

es la reacción que ejerce una superficie sobre un cuerpo apoyado sobre la misma. La siguiente figura muestra el diagrama de cuerpo libre del brazo del servomotor:

Figura No. 39. Diagrama de cuerpo libre del brazo del servomotor.



En este caso la fuerza normal es ejercida por el brazo del servomotor, en el cual se apoya la carga útil. Para efectos prácticos, se asume que el peso de la carga útil es sostenido por el brazo del servomotor a una separación de 2 centímetros del eje del mismo. La fuerza realizada por la carga útil sobre el servomotor está dada por:

$$N = mg$$

Ecuación No. 4. Fuerza normal

Donde m es la masa de la carga útil, incluida la del huevo y g es la gravedad. Al reunir estas ecuaciones para encontrar el torque necesario obtenemos:

$$T = \mu mg * r$$

Al sustituir los datos conocidos de la ecuación se puede encontrar el torque. Como se indicó antes el coeficiente de fricción es de 0.40, mientras que la masa sería la masa total de la carga útil (370 g) más la del huevo, 65 g. La masa del huevo fue proporcionada por los organizadores de la competencia.

$$T = \mu mg * r = 0.40 * 0.435 \text{ Kg} * 9.81 \text{ m/s}^2 * 0.02 \text{ m}$$

$$T = 0.045 \text{ N} \cdot \text{m} = 0.46 \text{ Kg} \cdot \text{cm}$$

Éste es el valor mínimo del torque necesario para el funcionamiento del servomotor, pero debido a que el funcionamiento del mecanismo de separación era clave para el éxito de la misión, se decidió aplicar un factor de seguridad de 3. Con este factor los resultados fueron los siguientes:

$$T_{\text{requerido por el servomotor}} = n * T_{\text{mínimo}} = 3 * 0.46 \text{ Kg} \cdot \text{cm}$$

$$T_{\text{requerido por el servomotor}} = 1.375 \text{ Kg} \cdot \text{cm}$$

2) Dimensionamiento de los componentes estructurales. Los componentes de la carga útil debían ser dimensionados según requerimientos de espacio, compatibilidad con otros módulos físicos dentro de la carga útil, compatibilidad con el sistema de control de descenso y con el contenedor.

a) Placa inferior de la carga útil. Para poder diseñar las dimensiones de los componentes estructurales se utilizaron dos métodos. El primero de estos métodos es el de diseño por energía de deformación de cargas de impacto. Este método fue utilizado para dimensionar el espesor de la placa inferior de la carga útil, ya que esta placa recibiría la mayor parte del impacto.

Según la teoría de la energía de deformación, el esfuerzo causado sobre una pieza sometida a impacto se ve afectado por la energía con la que ocurre el impacto, el módulo de elasticidad del material y la configuración geométrica del mismo. (Beer, Mecánica de Materiales, 2009) La ecuación que expresa el esfuerzo según los parámetros anteriores es:

$$\sigma = \sqrt{\frac{2UE}{V}}$$

Ecuación No. 5. Esfuerzo por energía de deformación

Donde σ representa el esfuerzo al límite elástico del material, U la energía de impacto (Joules), E el módulo de elasticidad del material (Pascuales) y V el volumen del objeto. Sabiendo que el volumen de un objeto es igual a la altura por el área ($V=hA$), se despeja la siguiente ecuación para encontrar el espesor mínimo de la placa:

$$h = \frac{2UE}{A\sigma^2}$$

Según datos técnicos del Ertalón (MatWeb), su módulo de elasticidad es de 1.4 GPa y el esfuerzo al límite elástico corresponde a 61.4 MPa. De la ecuación anterior se desconoce U, la energía de impacto. Para encontrarla se utiliza la ecuación de la energía cinética de un objeto. La energía cinética de un objeto es proporcional a la mitad de la masa del mismo por el cuadrado de su velocidad: (Young F. , 2009)

$$U = \frac{1}{2}mv^2$$

Ecuación No. 6. Energía cinética

La velocidad utilizada para estos cálculos es la velocidad límite establecida por la competencia para el descenso de la carga útil, mientras que la masa para la carga útil se supone de 440 gramos (incluido el huevo). Al sustituir datos en la ecuación anterior se obtiene que:

$$U = \frac{1}{2} * 0.44 \text{ kg} * \left(\frac{10.00\text{m}}{\text{s}}\right)^2 = 22.00 \text{ J}$$

El dimensionamiento del área de esta placa fue realizado en base a necesidades geométricas, para garantizar la compatibilidad con otros módulos. De este valor se partió para calcular el espesor mínimo de la placa. Al sustituir los datos en la ecuación del espesor se obtiene:

$$h = \frac{2UE}{A\sigma^2} = \frac{2 * 22.00J * 1400.00MPa}{0.007798 m^2 * (61.40MPa)^2} = 0.00209 m = 2.09 mm$$

El factor de seguridad aplicado para el dimensionamiento de esta placa fue de 1.29, por lo que el espesor de diseño fue 3.50 mm. Este factor no debía ser muy elevado para no tener sobredimensionamiento, ya que esto hubiera significado que la masa de esta placa fuera mayor. Sin embargo, utilizar un valor muy bajo restringe la velocidad permisible de caída.

b) Barras roscadasl. El diámetro mínimo para las barras roscas fue calculado utilizando el método de aplicación de cargas repentinas en un elemento. Según este método el esfuerzo generado al aplicar repentinamente una carga a un elemento en tensión, es el doble del esfuerzo axial generado por una carga estática: (Collins, 2003)

$$\sigma = 2 \frac{F}{A}$$

Ecuación No. 7. Esfuerzo por cargas repentinas

Como el objetivo de utilizar esta teoría es encontrar el diámetro de las barras roscadas, se utiliza la resistencia a la fluencia del material, en este caso Acero A-270 (215.00 MPa). Se utiliza el esfuerzo al límite de fluencia en esta ecuación, ya que todo esfuerzo mayor a este límite genera una deformación permanente en el material. Al desarrollar la ecuación y despejar para el diámetro de las barras se obtiene:

$$D = 2 \sqrt{\frac{2F}{\pi\sigma}}$$

Donde F es la fuerza a la cual las barras son sometidas. Para calcular esta fuerza se utilizan los 30 G de impacto requeridos:

$$F = ma$$

Ecuación No. 8. Fuerza de una masa acelerada

$$F = 0.44 Kg * \frac{9.81m}{s^2} * 30 = 129.49N$$

Al introducir datos en la fórmula del diámetro se obtiene:

$$D = 2 \sqrt{\frac{F}{\pi \sigma}} = 2 \sqrt{\frac{2 * 129.49N}{\pi * 215.00MPa}} = 1.24 * 10^{-3}m = 1.24 \text{ mm}$$

Debido a que las barras roscadas son muy importantes para la supervivencia de todos los elementos del picosatélite, se decide utilizar 4 barras roscadas con rosca M4*07. El área de sección transversal de cada barra roscada es 9.89 mm², con este valor se procede a calcular el esfuerzo de impacto utilizando la Ecuación No. 7:

$$\sigma = 2 \frac{F}{A} = \frac{2 * 129.49N}{9.89mm^2} = 26.19Mpa$$

Con el valor del esfuerzo obtenido se procede a calcular el factor de seguridad:

$$n = \frac{\text{esfuerzo de fluencia}}{\text{esfuerzo de impacto}}$$

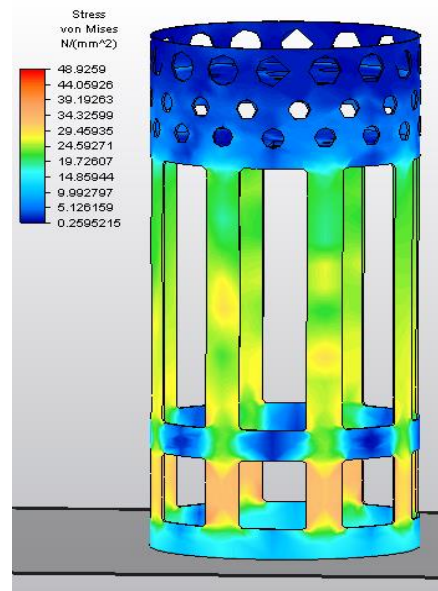
$$n = \frac{215.00MPa}{26.19 MPa} = 8.21$$

Ecuación No. 9. Factor de seguridad

3) Análisis por caída libre para el contenedor. Utilizando el Software Autodesk Simulation Mechanical 2015 (Student Version) se realizó un análisis de esfuerzo y deformación de los elementos estructurales del contenedor. Dicho análisis fue generado utilizando la herramienta “Drop Test” de dicho software. En ésta, se simuló un choque entre la estructura del contenedor y una superficie de impacto. La velocidad del choque para esta prueba fue de 10 m/s, ya que ésta sería la velocidad real de descenso del contenedor. Para calcular los resultados, el software convierte los elementos en mallas de elementos finitos. Dichas mallas tienen la forma de ladrillos y tetraedros para cubrir la mayor cantidad de nodos posibles. Los resultados del análisis que se muestran a continuación no incluyen los esfuerzos generados para las tuercas y tornillos del contenedor, sin embargo, estos si fueron utilizados para realizar dicho análisis.

Esto se debe a que la compleja geometría del paso de la rosca de los tornillos y tuercas, hace que realizar la simulación requiera de una computadora muy avanzada, con alta capacidad de procesamiento. Al utilizar una computadora de altas capacidades, se logra realizar el análisis, sin embargo debido a la cantidad de mallas y nodos generados en las tuercas y tornillos, los resultados de esfuerzo y deformación obtenidos en éstos no son significativos, ya que se obtienen valores de esfuerzo demasiado elevados, nada representativos de lo que ocurrió en el proceso de pruebas. En la Figura No. 40, se muestran los esfuerzos de von Mises para la estructura del contenedor:

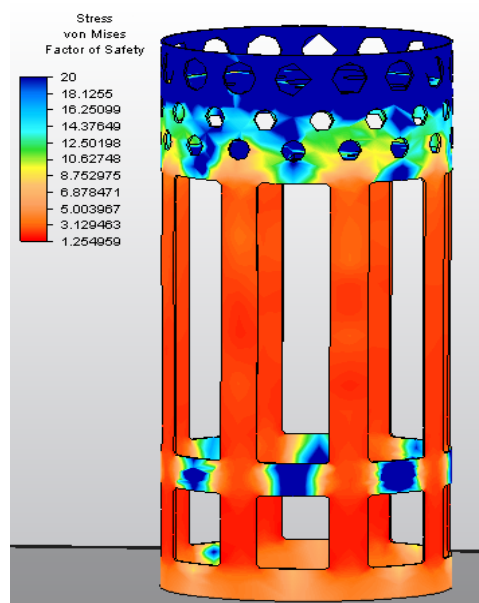
Figura No. 40. Esfuerzo de von Mises para elementos del contenedor.



Como se puede ver en la Figura No. 40, el máximo esfuerzo generado en la estructura de la cubierta del contenedor ocurre en la parte inferior de la misma (48.93 MPa). Se puede observar también que el esfuerzo generado alrededor de las ranuras del contenedor es significativamente alto, pero no crítico como para causar una deformación permanente.

A continuación, en la Figura No. 41, se muestran los resultados del factor de seguridad obtenidos para la simulación de impacto:

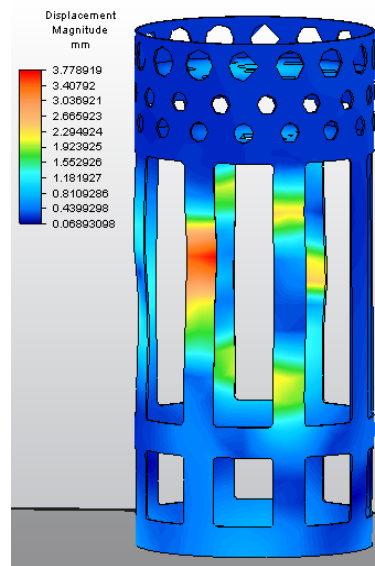
Figura No. 41. Factor de seguridad para la estructura del contenedor.



El factor de seguridad obtenido para la cubierta del contenedor es de 1.25, lo que resulta razonable al analizar el esfuerzo máximo de von Mises (48.93 MPa) y compararlo con el esfuerzo de fluencia del Ertalón (61.4 MPa). Mientras que para la placa superior, por estar sometida a menor carga, el factor de seguridad obtenido es de 3.41.

En la Figura No. 42, se observa la deformación sufrida por los elementos estructurales del contenedor a causa del impacto:

Figura No. 42. Desplazamiento de los elementos estructurales del contenedor.



Los resultados de la Figura No. 42, muestran que la deformación del contenedor es bastante baja (3.77 mm), sin embargo, esta no es una deformación permanente, ya que en la **Figura** se establece que el esfuerzo máximo de von Mises es inferior al esfuerzo de fluencia del Ertalón. Por consiguiente, estas deformaciones solo se dan cuando la fuerza de impacto es aplicada al contenedor. En el Cuadro No. 61, se muestran los resultados del análisis para los elementos del contenedor:

Cuadro No. 61. Resultados del análisis de impacto de la estructura del contenedor.

Parte	Esfuerzo (MPa)	Factor de seguridad	Deformación (mm)
Cubierta	48.93	1.25	3.77
Disco superior	17.99	3.41	0.94

Como se puede ver en la Figura No. 41, el factor de seguridad es mínimo en la pared lateral del contenedor, alrededor de las ranuras verticales. Esto es debido a que en esta área, la sección transversal de

la pared del contenedor es la más baja. Los resultados de esta simulación validan la supervivencia del contenedor a cargas de 30 Gs de impacto y 15 Gs de aceleración.

4) Presupuesto de masa de los componentes del pico satélite. La masa de cada componente fue encontrada utilizando una balanza electrónica. A continuación se muestra la sumatoria de las masas de todos los componentes del pico satélite:

Cuadro No. 62. Masa de los componentes del pico satélite.

Componente	Masa (g)
Contenedor	
Cubierta del contenedor	79
Tornillos y tuercas	9
Disco superior	18
Componentes electrónicos	63
Mecanismo de separación (servomotor, brazo)	12
Sistema de control de descenso del contenedor	44
Masa del contenedor	225
Carga útil	
Cubierta lateral	11
Disco de separación	20
Placa inferior	29
Placa superior	30
Barras roscadas	55
Tuercas	18
Sistema de protección contra el impacto para un huevo	32
Sistema de control de descenso de la carga útil	102
Paneles solares (incluido el cableado y la placa de diodos)	35
Componentes electrónicos	38
Masa de la carga útil	370
Masa total del CanSat	595
Masa del CanSat con huevo de 65 g	660

La masa total del pico satélite obtenida fue de 595 gramos. Siendo la carga útil el elemento con más masa, 370 g, mientras la masa del contenedor fue de 225 g. En la tabla anterior se utilizó la masa teórica de un huevo de gallina, siendo este 65 g. Este dato fue necesario para poder luego obtener el centro de gravedad del pico satélite, ya que la masa del huevo representaba el 9.8% de la masa total.

5) Cálculo del centro de gravedad. Debido a que el pico satélite es una combinación de la carga útil y el contenedor, para poder calcular el centro de gravedad del mismo, primero se debe saber el centro de gravedad de cada uno de estos. Además, el centro de gravedad de la carga útil debe ser calculado en dos configuraciones, con el sistema de control de descenso en posición abierta y en posición cerrada.

El centro de gravedad de un sistema se calcula utilizando la sumatoria de los productos de la masa por la ubicación del centroide de cada elemento. Dividido la sumatoria de la masa de todos los elementos. El centroide de un objeto es el punto en el cual se aplicaría la masa de todo el objeto en caso de que este fuera un objeto puntual. La ecuación del cálculo del centro de masa es la siguiente:

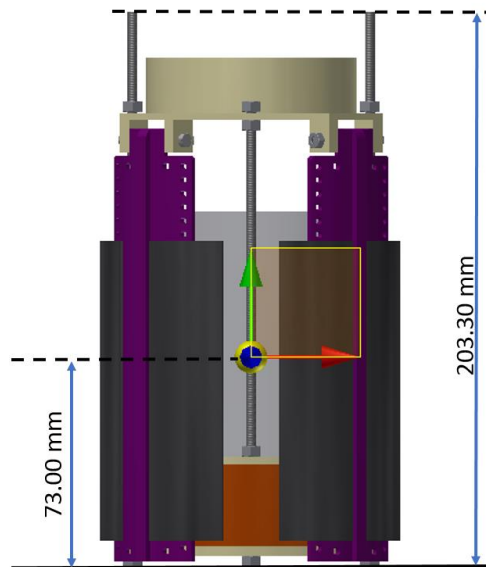
$$\bar{X} = \frac{\sum_{i=0}^n \bar{x}_n m_n}{\sum_{i=0}^n m_n}$$

Ecuación No. 10. Centro de gravedad.

Para obtener datos con mayor exactitud, el centro de gravedad de las 3 configuraciones fue obtenido utilizando Autodesk Inventor Professional 2015 (Student Version). En dicho software se generó un modelo 3D de los componentes físicos del pico satélite. Una vez terminado este modelo, se procedió a configurar el programa para que proporcionara la ubicación del centro de masa de cada configuración. Como todos los elementos estructurales y el sistema de control de descenso, tanto de la carga útil como del contenedor eran lateralmente simétricos, el centro de masa de todas las configuraciones fue ubicado en el centro del de los ejes coordenados y abscisas.

A continuación se muestra el centro de masa de la carga útil, con el sistema de control de descenso en configuración cerrada:

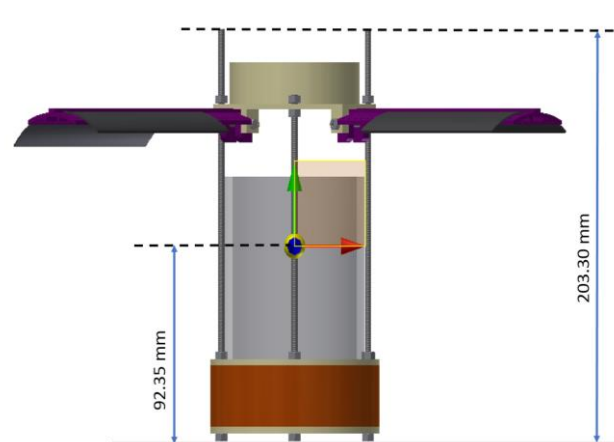
Figura No. 43. Ubicación del centro de masa de la carga útil, sistema de control de descenso cerrado.



Según la Figura No. 43, el centro de masa de la carga útil con el sistema de control de descenso en configuración cerrada, se ubica a 73.00 mm desde la base de la misma. La altura total de la carga útil es de 203.30 mm, quedando el centro de gravedad a 35.91 % de la altura total. El centro de gravedad de la carga útil en configuración cerrada se ubicó por debajo de su centro de altura, lo que significa que en caída libre el centro de gravedad ocasionaría que la carga útil se inclinara hacia abajo, con el lado correcto.

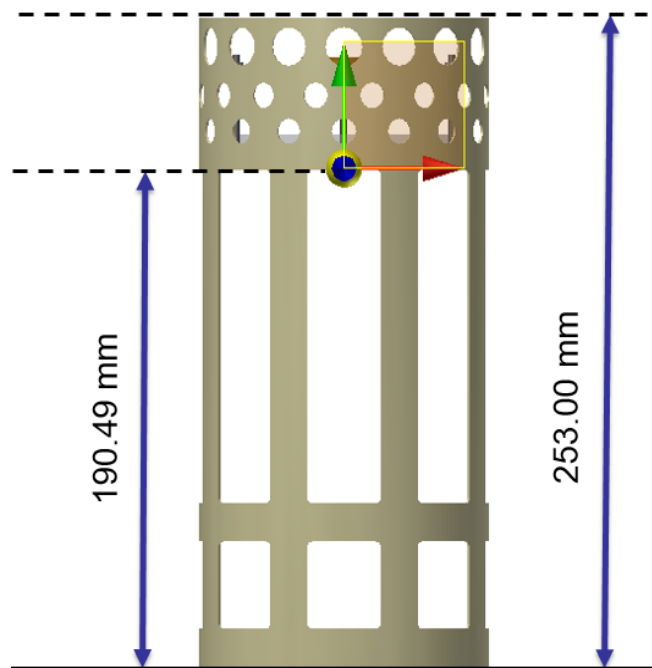
A continuación se muestra el centro de gravedad de la carga útil con el sistema de control de descenso en configuración abierta:

Figura No. 44. Ubicación del centro de masa de la carga útil, sistema de control de descenso abierto.



El centro de masa de la carga útil con el sistema de control de descenso en configuración abierta, se ubica a 92.35 mm desde la base de la misma. (Figura No. 30) La altura total de la carga útil es de 203.30 mm, quedando el centro de gravedad a 45.43 % de la altura total. Ésta es la configuración más importante, ya que si el centro de gravedad se ubicaba por sobre el 50% de la altura total, la carga útil hubiera corrido el riesgo de voltearse e impedir el funcionamiento del sistema de control de descenso. Esto hubiera generado una velocidad de descenso e impacto muy elevada. En la siguiente imagen se puede observar la ubicación del centro de masa del contenedor:

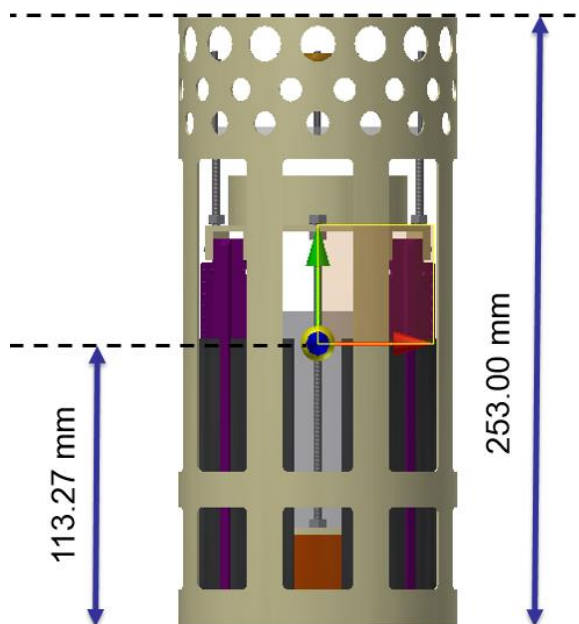
Figura No. 45. Ubicación del centro de masa del pico satélite.



Según la **Figura** el centro de masa del contenedor se ubica a 190.49 mm desde la base del mismo, lo que corresponde al 75.29% de la altura total. Este dato como tal es crítico ya que en condiciones de caída libre el contenedor se voltearía hacia su lado superior. Sin embargo, debido a que en el disco superior del contenedor se encuentra el punto de ensamble con el sistema de control de velocidad, que es un paracaídas, el riesgo de que el contenedor se voltee queda eliminado, ya que por el modo de su funcionamiento, el paracaídas genera el suficiente arrastre para garantizar el correcto descenso del contenedor.

A continuación, en la Figura No. 46, se muestra el centro de masa del pico satélite en total:

Figura No. 46. Ubicación del centro de masa del pico satélite.



Según los cálculos, el centro de masa total del pico satélite se ubica a 113.27 mm desde la base inferior del mismo. La altura total del pico satélite es de 253.00 mm, quedando el centro de gravedad a 44.77 % de la altura total.

En el siguiente cuadro se resume los datos de los centros de gravedad para todas las configuraciones del pico satélite. Estos datos fueron corroborados al medir manualmente el centro de gravedad de cada uno de ellos, se pudo comprobar que los valores de las mediciones se aproximaban a los valores teóricos calculados.

Cuadro No. 63. Ubicación del centro de gravedad de las posibles configuraciones del pico satélite.

Configuración	Altura centro de gravedad (mm)	Altura total (mm)	Ubicación porcentual (%)	Altura medida manualmente(mm)
Carga útil, alas cerradas	73.00	203.30	35.91%	65-85 mm
Carga útil, alas abiertas	92.35	203.30	45.43%	80-100 mm
Contenedor	190.49	253.00	75.29%	180-200 mm
Contenedor y carga útil	113.27	253.00	44.77%	100-120 mm

2. Módulo de sistemas de descenso

a. Sistema de descenso del contenedor

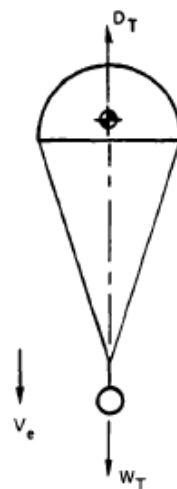
1) Dimensiones del paracaídas cruciforme. Para poder realizar el diseño del paracaídas cruciforme seleccionado se debieron tomar en consideración las tres etapas de descenso para poder cumplir con los requerimientos de la competencia. Adicionalmente, era importante cumplir con uno de los objetivos específicos de esta investigación: asegurar un descenso de 12 m/s. Debido a la variación de la aceleración en el descenso se tiene estas tres etapas:

$$a = \begin{cases} 9.81 \text{ m/s}^2, & t_0 < t < t_1 \\ Y \text{ m/s}^2, & t_1 < t < t_2 \\ 0 \text{ m/s}^2, & t_2 < t < t_3 \end{cases}$$

La etapa de interés para poder llegar a una velocidad de descenso de 12 m/s fue la última, ya que es cuando ocurre la velocidad terminal del contenedor. De esta forma, se asegura un descenso controlado antes de la separación de la carga útil del contenedor.

Para poder determinar las dimensiones del paracaídas cruciforme se debió realizar un diagrama de cuerpo libre del paracaídas con el CanSat. En la Figura No. 47, se muestran las fuerzas que actúan sobre el paracaídas cruciforme.

Figura No. 47. Fuerzas que actúan sobre un paracaídas en un descenso estable



(Knacke, 1991).

Se realizó la sumatoria de fuerzas en el eje con el fin de determinar las medidas necesarias del paracaídas cruciforme. La fuerza D_T representa la fuerza de arrastre del paracaídas, la cual está definida por la fuerza de arrastre

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

Ecuación No. 11. Fuerza de arrastre.

En donde:

$$\begin{aligned} C_D &= \text{Coeficiente de arrastre} \\ A &= \text{Área superficial del paracaídas} \\ \rho &= \text{Densidad del aire} \\ v &= \text{Velocidad de descenso} \end{aligned}$$

Al realizar la sumatoria de fuerzas se obtiene la Ecuación No. 12

$$\sum F_y = ma$$

$$ma = D_T - W_T$$

Ecuación No. 12. Sumatoria de fuerzas en Y.

Posteriormente, al sustituir la Ecuación No. 11 (fuerza de arrastre), en la Ecuación No. 12 (sumatoria de fuerzas) se obtiene:

$$ma = \frac{1}{2} C_D A \rho v^2 - mg$$

Para determinar la velocidad de descenso, se utilizó el caso en donde la aceleración es igual a cero debido a que se debe tener una velocidad terminal de 12 m/s. De esta forma se obtiene la Ecuación No. 13:

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

Ecuación No. 13. Peso y arrastre del paracaídas.

Ya que se obtuvieron las dimensiones de largo y ancho del paracaídas cruciforme, era importante encontrar el área. Para determinarla se utilizó la Ecuación no. 14 (Lyndard, 2005), en donde se explica que las geometrías complejas de un paracaídas están relacionadas por medio de un factor con la geometría de un paracaídas circular.

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

Ecuación No. 14. Área de un paracaídas circular.

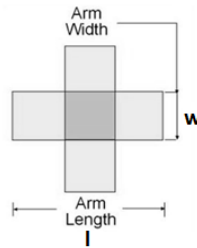
En la ecuación previa, D_o representa el diámetro del paracaídas circular y se relación con D_c , que es la longitud de un paracaídas cruciforme por medio de la relación expresada en la Ecuación No. 15 (Ibíd., 2005).

$$\frac{D_c}{D_o} = 1.15 \text{ a } 1.19$$

Ecuación No. 15. Relación entre diámetros.

Considerando que era necesario calcular el largo y el ancho del brazo del paracaídas, en la Figura No. 48, se pueden observar las especificaciones de las dimensiones. Tal como se presenta en *Parachute Definitions, Nomenclature and Types* (Ibíd., 2005), existe una relación en donde el ancho del brazo es 1/3.

Figura No. 48. Dimensiones de un paracaídas cruciforme



$$w = \frac{l}{3}$$

Ecuación No. 16. Relación entre l y w.

Posteriormente se sustituyó la Ecuación No. 15 en la Ecuación No. 14 y se despejó para D_o , que es el diámetro de un paracaídas circular. Luego se aplicaron los factores presentados en la Ecuación No. 16 para determinar la longitud del paracaídas cruciforme.

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

$$mg = \frac{1}{2} C_D \left(\frac{\pi D_o^2}{4} \right) \rho v^2$$

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

Basándose en la información presentada en la selección del diseño, se sabe que el coeficiente de arrastre C_D , para un paracaídas cruciforme está entre los valores de 0.65 y 0.80. Para simular el peor escenario se utilizó un coeficiente de arrastre de 0.65, el cual funciona como un factor de seguridad para

todo el sistema de descenso. Es importante mencionar que el valor de la masa utilizada para realizar el diseño del paracaídas cruciforme se tomó como 675 gramos, el cual es el valor límite que permite la competencia para poder realizar la misión; esta masa ya incluye el huevo de gallina. La densidad del aire que se utilizó es de 1.184 kg/m^3 , valor tomado a una temperatura ambiente de $25 \text{ }^\circ\text{C}$, como un valor de referencia .

Resolviendo para el diámetro y los parámetros establecidos en el párrafo anterior se obtiene:

$$D_o = \sqrt{\frac{8 * 0.675g * 9.81 \text{ m/s}^2}{\pi * 1.184 \text{ kg/m}^3 * 0.65 * (12 \text{ m/s})^2}}$$

$$D_o = 39.01 \text{ cm}$$

A este resultado se le aplicó el factor mencionado en la Ecuación No. 15 y se utilizó el valor de 1.15:

$$\frac{D_c}{D_o} = 1.15$$

$$D_c = 1.15 D_o$$

$$D_c = 1.15 * 39.01 \text{ cm}$$

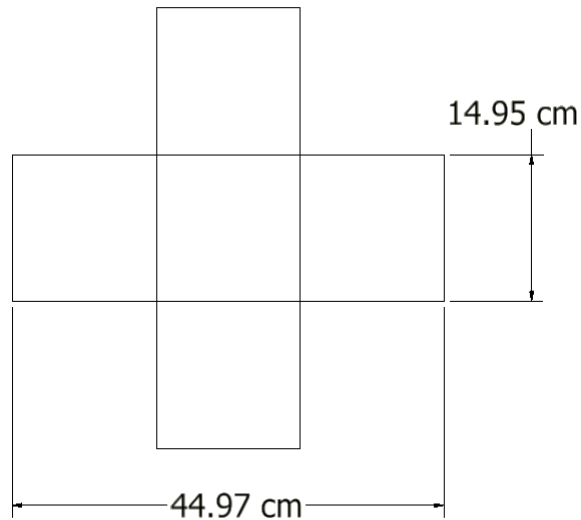
$$D_c = l = 44.87 \text{ cm}$$

El valor D_c es el mismo que se representa en la **Figura** como “uno”, el cual es la longitud del brazo del paracaídas cruciforme. Para determinar el ancho del brazo se aplicó la Ecuación No. 16:

$$w = \frac{44.87 \text{ cm}}{3} = 14.95 \text{ cm}$$

Ecuación No. 16. Ancho del brazo del paracaídas.

A continuación en la Figura No. 49, se muestran las dimensiones del paracaídas cruciforme en centímetros:

Figura No. 49. Dimensiones de paracaídas cruciforme

2) Velocidad terminal del contenedor. Basándose en las dimensiones establecidas para el paracaídas cruciforme se determinó cuál fue el tiempo que recorre el contenedor para alcanzar su velocidad terminal. Para realizar este cálculo se utilizó la Ecuación No. 17 en donde se establece el movimiento del contenedor cuando el paracaídas se abre. Esta ecuación diferencial proviene de la Ecuación No. 13 Ecuación. El valor obtenido del tiempo promedio de esta ecuación diferencial debía ser menor o igual al tiempo calculado de la caída libre para asegurar que el contenedor llegó a su velocidad terminal.

$$\frac{dv}{dt} = -g + \frac{k}{m}v(t)^2$$

Ecuación No. 17. Ecuación diferencial de la apertura del paracaídas.

En la ecuación anterior, k es la constante que se utilizó para representar los valores del coeficiente de arrastre, el área y la densidad, el cual es de 0.046. El valor de interés en esta ecuación es la velocidad, que luego se utilizó para calcular el tiempo en el que el contenedor llegó a la velocidad terminal. Resolviendo esta ecuación diferencial se obtiene la Ecuación, en términos de la velocidad:

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

Ecuación No. 18. Velocidad terminal.

$$v(t) = \frac{\sqrt{9.81 \text{ m/s}^2} \sqrt{0.675} \tanh \frac{\sqrt{9.81 \text{ m/s}^2} \sqrt{0.04599} t}{\sqrt{0.675 \text{ g}}}}{\sqrt{0.04599}}$$

$$v(t) = 12.49 \text{ m/s}$$

Al sustituir todos los valores de las variables se obtuvo un resultado de 12.49 m/s como la velocidad terminal, la cual cumple con los requerimientos establecidos por la competencia. Para determinar en cuánto tiempo se alcanzó esta velocidad terminal se resolvió para el tiempo de la Ecuación No. 18, en donde se tuvo un resultado de cuatro segundos.

El descenso del CanSat utilizando el paracaídas cruciforme del contenedor ocurre de 670 metros hasta los 500 metros sobre el suelo, en donde se da el descenso en caída libre hasta llegar a su velocidad terminal. El contenedor puede tener un recorrido de 170 metros de caída libre hasta llegar a su velocidad terminal. En base a esto, utilizando el tiempo de cuatro segundos que le tomó al paracaídas desarrollarse por completo y llegar a su velocidad terminal, se utiliza la Ecuación para determinar la distancia necesaria para lograr el desarrollo del paracaídas.

$$d = \frac{1}{2} g t^2$$

Ecuación No. 19. Distancia recorrida en caída libre.

$$d = \frac{1}{2} * 9.81 \text{ m/s}^2 * 4 \text{ s}^2$$

$$d = 78.48 \text{ m}$$

El resultado de la Ecuación No. 19 demuestra que 170 metros es más que suficiente para que el contenedor llegue a velocidad terminal.

3) Líneas de suspensión del paracaídas cruciforme. Los aspectos importantes para determinar el tipo de líneas de suspensión del paracaídas cruciforme son su longitud, cantidad y resistencia. La longitud de las líneas de suspensión de un paracaídas es un factor indispensable en el diseño, ya que afecta la velocidad de descenso, el coeficiente de arrastre del paracaídas, y la estabilidad y capacidad del paracaídas para lograr su desarrollo completo. Es importante resaltar que existe una relación entre la longitud de las líneas de suspensión y el diámetro del paracaídas. Esta relación está definida según la geometría del paracaídas. Normalmente la relación que se establece es de 1.5, ya que la mayoría de

geometrías de los paracaídas muestra un buen coeficiente de arrastre al aplicarle este factor al diámetro del paracaídas. Esta información fue obtenida de la tesis de Jorgensen titulada “*Cruciform Paracute Aerodynamics*” y de “*Parachute Recovery System Desing*” por Knacek (1991). En la Ecuación No. 20, se obtuvo la longitud de las líneas de suspensión:

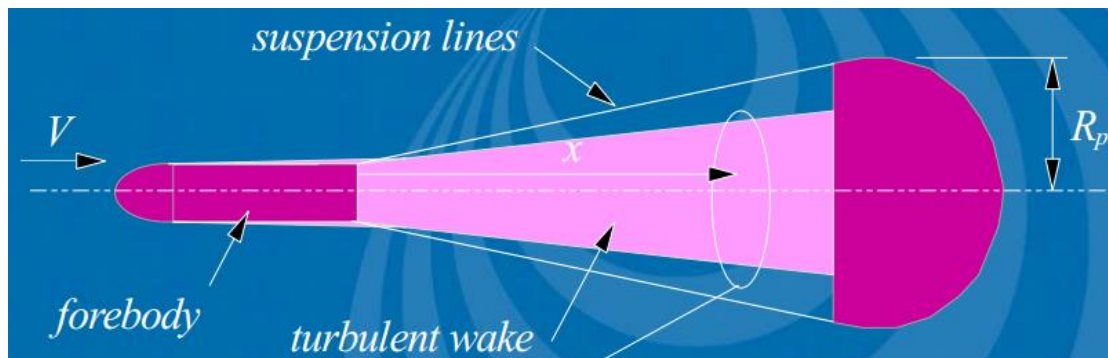
$$\frac{L_s}{D_c} = 1.5$$

Ecuación No. 20. Longitud de línea de suspensión.

$$\frac{L_s}{D_c} = 1.5 * 44.87 \text{ cm} = 67.30 \text{ cm}$$

La longitud de las líneas de suspensión fue de 67.30 cm. Debido a que se requiere superar el área en donde se genera una baja presión y alta turbulencia después de que el flujo de aire pasa por el contenedor y se dirige al paracaídas cruciforme, se utilizó una línea central para conectar las líneas auxiliares del paracaídas con la parte superior del contenedor. Esta línea fue de 67.30 cm. Ver Figura No. 50.

Figura No. 50. Área de turbulencia.



(Lingard, 2005)

Se utilizaron cuatro líneas secundarias de 134.60 cm para conectar el paracaídas cruciforme con la línea principal. Estas líneas se ataron de un extremo del paracaídas al otro extremo, con el fin de mantener la longitud de las líneas proporcional al flujo de viento y así garantizar la estabilidad del sistema. Se habrían podido utilizar más líneas para asegurar el desarrollo completo del paracaídas cruciforme, pero el aumento del número de líneas tendría como resultado un aumento en el peso del CanSat.

Las líneas seleccionadas fueron de nylon con una resistencia a la tensión de 100 libras. La selección de estas líneas de suspensión hizo posible el no utilizar un absorbente de shock, ya que hacerlo habría implicado el aumento del peso del CanSat. El valor elevado de la resistencia a la tensión de las líneas de suspensión implicó un factor de seguridad elevado para el sistema del contenedor.

Es importante mencionar que todos los nudos aplicados en el sistema del contenedor son del tipo As de guía, como se muestra en la Figura No. 51. El propósito de la implementación de estos nudos fue el de ajustar las líneas de suspensión entre la conexión del contenedor con la línea principal. La conexión entre los componentes se aplicó en la línea principal, las auxiliares, la conexión entre las líneas secundarias y el paracaídas cruciforme. Sin importar las fuerzas y las tensiones que sufrían las líneas de suspensión en el momento del descenso, este tipo de nudo se aprieta más cuando se tira de él.

Figura No. 51. Nudo As de guía



(Grog's, 2007).

4) Conectores de las líneas de suspensión del paracaídas cruciforme. Para poder realizar la conexión entre las líneas de suspensión y el paracaídas cruciforme se utilizaron dos elementos con el fin de facilitar la conexión al contenedor y brindarle mayor seguridad al sistema. El primer componente utilizado fue el conector, el cual iba sujetado al disco superior del contenedor, que luego se enganchó con la línea principal. Este componente estaba hecho de acero inoxidable. El conector permitió la instalación rápida del paracaídas cruciforme al CanSat y una alta seguridad debido a la rosca que presenta para poder sujetar el conector. Este componente es muy común en el campo del paracaidismo y tiene diversas aplicaciones en las cuales los componentes se someten a altos esfuerzos. En la Figura No. 52, se muestra el componente seleccionado.

Figura No. 52. Conector de la línea principal al contenedor.



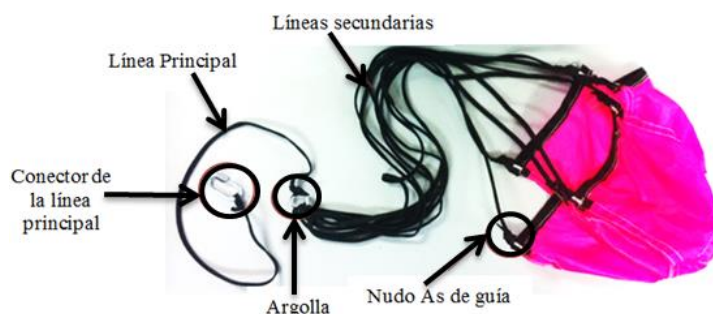
El segundo conector fue una argolla de acero inoxidable, la cual sirvió para conectar la línea principal con las líneas secundarias. Este conector permitió que las cuatro líneas secundarias no se enredaran entre sí al momento de empaquetar el paracaídas cruciforme en el contenedor. Adicionalmente impidió que el viento enredara las líneas de suspensión en el momento de la liberación del paracaídas. Las líneas de suspensión fueron atadas por medio de un As de Guía alrededor de la argolla, en la **Figura** se puede observar el componente.

Figura No. 53. Argolla paracaídas cruciforme.



En la Figura No. 53, se observan todos los componentes del sistema de descenso del contenedor, con el fin de observar la localización de cada conector descrito en los párrafos anteriores.

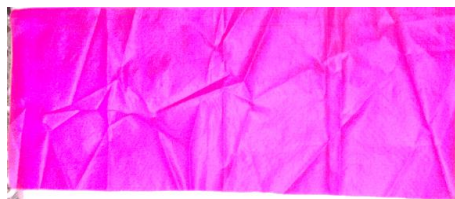
Figura No. 54. Componentes del sistema de descenso del contenedor.



5) Manufactura sistema de descenso del contenedor. El paracaídas cruciforme del sistema de descenso del contenedor fue fabricado con una tela de nylon F111 Cero porosidad la cual es utilizada en la industria del paracaidismo. El término “cero porosidad” implica que el aire fluye con mayor dificultad a través de este tipo de tela. La porosidad de la tela en un paracaídas es un factor crucial en el desempeño del mismo. Si la tela utilizada es muy porosa, el coeficiente de arrastre del paracaídas no es el adecuado. La tela seleccionada fue de color rosado debido a que uno de los requerimientos de la competencia establecía que los sistemas de descenso debían ser de colores que resalten. El propósito del color rosado fue facilitar la observación del descenso del Contenedor con mayor facilidad y a la vez, poder identificarlo y recuperarlo con mayor rapidez entre la vegetación.

Para realizar la manufactura del paracaídas cruciforme se contó con la ayuda de la Asociación de Paracaidismo de Guatemala. Estas instalaciones contaban con una máquina de coser que utilizaba hilo de nylon, lo cual hace que las costuras sean resistentes a los flujos de aire en el momento del descenso. Como primer paso se cortaron dos rectángulos de las medidas establecidas: 44.97 cm por 14.95 cm. A estos rectángulos se les realizaron costuras en todo el contorno con el fin de impedir que la tela se rasgara. En la Figura No. 55, se muestran los rectángulos de tela utilizados.

Figura No. 55. Tela Nylon F111 cero porosidad.



Luego de haber cosido los bordes se colocaron los rectángulos de tela en forma de cruz y se realizó una costura para unir los dos componentes. Como medida de seguridad se realizó una costura en la unión del paracaídas para asegurar que la tela no se rasgara por ningún extremo. En la Figura No. 56, se observa este tipo de costura.

Figura No. 56. Costura central del paracaídas cruciforme.



Como último paso se cosió un borde de nylon negro resistente en todo el contorno del paracaídas para garantizar que no se rasgara la tela. De igual forma, en las esquinas de cada sección del paracaídas se agregó una argolla para introducir y amarrar las líneas de suspensión. En la Figura No. 56, se muestra la configuración final del paracaídas cruciforme.

Figura No. 57. Paracaídas cruciforme, configuración final.



Dicho material se seleccionó ya que es de bajo peso y es fácil de maquinar. El bajo peso es un factor atractivo de este material ya que representa uno de los requerimientos más difíciles de cumplir para la competencia. En el proceso de manufactura se expondrán con más detalle las características del PLA.

b. Sistema de descenso de la carga útil.

1) Prototipos. El diseño para el sistema de descenso de la carga útil debía ser con base en las dimensiones disponibles de la competencia. Considerando que el compartimiento del cohete fue de dimensiones específicas, se restringían las dimensiones del contenedor. Es importante especificar que todos los componentes de la carga útil debían estar dentro del contenedor. Es por ello que en el Cuadro No. 64, se presentan las dimensiones máximas para el diseño del sistema de descenso, las cuales fueron establecidas por el módulo de la estructura, debido a las limitantes de espacio.

Cuadro No. 64. Dimensiones de la estructura.

Componente	Medida (mm)
Diámetro contenedor	119.50 mm
Longitud contenedor	253.00 mm
Diámetro carga útil	100.00 mm
Longitud carga útil	203.30 mm

Es importante mencionar que el sistema de descenso de la carga útil se utilizó como superficie de soporte para el módulo del sistema de energía, el cual está conformado por ocho paneles solares flexibles. En el diseño de las membranas aerodinámicas estuvieron involucradas las opiniones e inquietudes presentadas por el Módulo de Estructura y Energía. Basándose en las dimensiones de la carga útil, se realizaron diagramas de las posibles dimensiones y métodos de sujeción del sistema de descenso con la carga útil. Con el fin de brindarle el soporte necesario a los paneles solares flexibles y cumplir con el

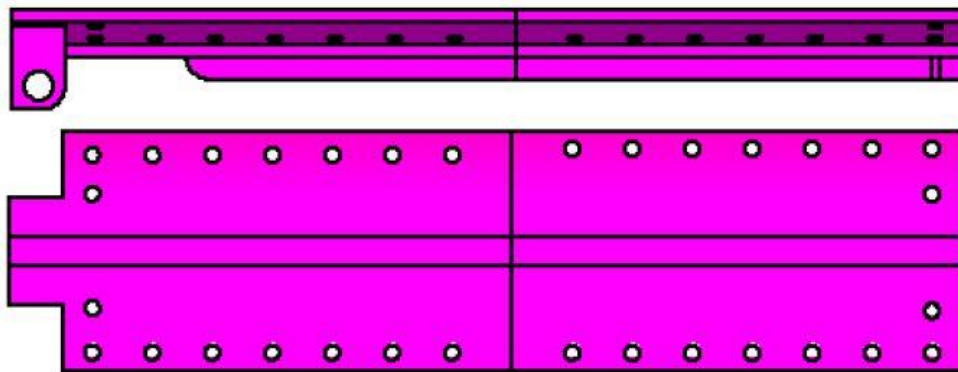
requisito del peso de las membranas aerodinámicas, se diseñaron cuatro membranas aerodinámicas con tela entre sí; esto se hizo tal y como se explicó en el estudio de selección de la carga útil. El diseño se realizó por medio del Software Autodesk Inventor Professional 2014 (Student Version). Adicionalmente, se diseñaron dos prototipos con el fin de mejorar el diseño del sistema de descenso.

Los dos prototipos variaron entre sí debido a la forma en la de que diseñaron y la forma como se fabrican; sin embargo, las dimensiones no variaron significativamente ya que por las restricciones de espacio y peso del CanSat, existía mucha limitación para crear diseños con diferentes dimensiones.

El material utilizado para realizar los prototipos es PLA, un material termoplástico conformado por ácido poliláctico, que es biodegradable. El material está fabricado de maíz, raíces y azúcar entre otros elementos.

a) Prototipo 1. La Figura No. 58, muestra el primer diseño de la membrana aerodinámica que conformó el sistema de descenso. Este primer diseño estaba conformado por dos secciones que se unían entre sí por medio de dos guías que se insertaban en dos agujeros. Esto con el propósito de formar la longitud completa de la membrana. Las dos secciones se fundieron para asegurar la membrana completa por medio del uso de calor.

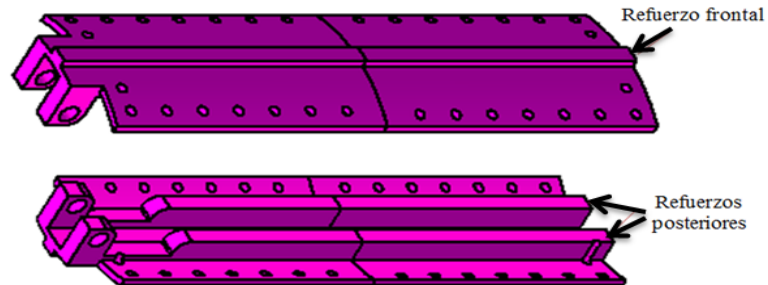
Figura No. 58. Prototipo 1 de la membrana aerodinámica.



Los agujeros que se encuentran alrededor de la membrana se utilizaron para coser la tela que unió a las cuatro membranas entre sí. Cada membrana contaba con 28 agujeros en total. De igual forma, en los extremos habían agujeros que se utilizaron para introducir los cables que se conectaron de los paneles flexibles, a las placas de electrónicos de la carga útil. En el extremo izquierdo de la Figura No. 58, se observa una protuberancia que tuvo la función de una bisagra para ensamblar el sistema de descenso con el disco superior de la carga útil. Más adelante se explicará su composición. Las membranas aerodinámicas poseían tres refuerzos, uno en la parte frontal de la membrana y dos en la parte posterior. Esto se diseñó con

el fin de brindarle rigidez a las membranas, ya que las fuerzas ejercidas en el despliegue y en el descenso son elevadas. Dichos refuerzos pueden observarse en la Figura No. 59.

Figura No. 59. Refuerzos prototipo 1

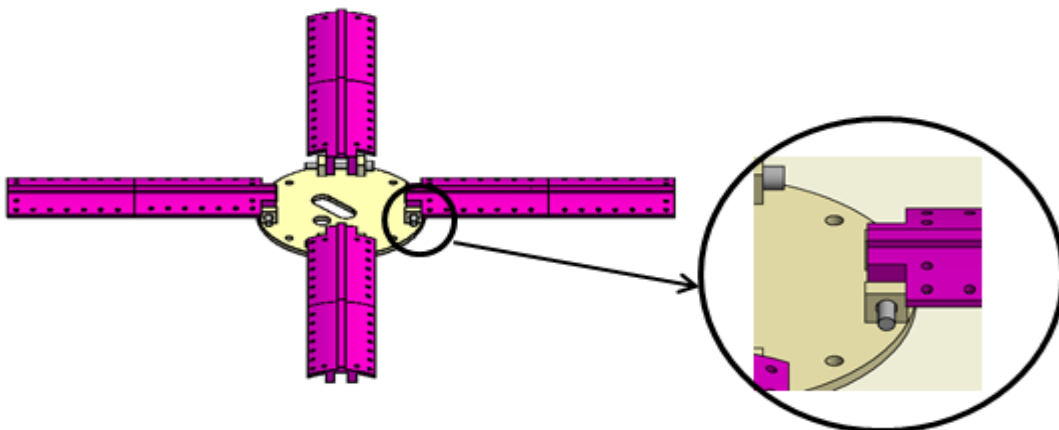


El elemento que se utilizó para realizar la unión es un tornillo M3 x 0.5; su propósito fue el de brindarle refuerzo a esta sección que resulta siendo crítica al momento de desplegarse del sistema de descenso. En la Figura No. 60, se muestra el tornillo utilizado con su tuerca y arandela para asegurar su fijación al sistema. Estos componentes se colocaron en la sección señalada en la Figura No. 61 en donde se muestra cómo está realizado el ensamblaje de las membranas plásticas al disco superior de la carga útil.

Figura No. 60. Tornillo, tuerca y arandela de las membranas aerodinámicas.



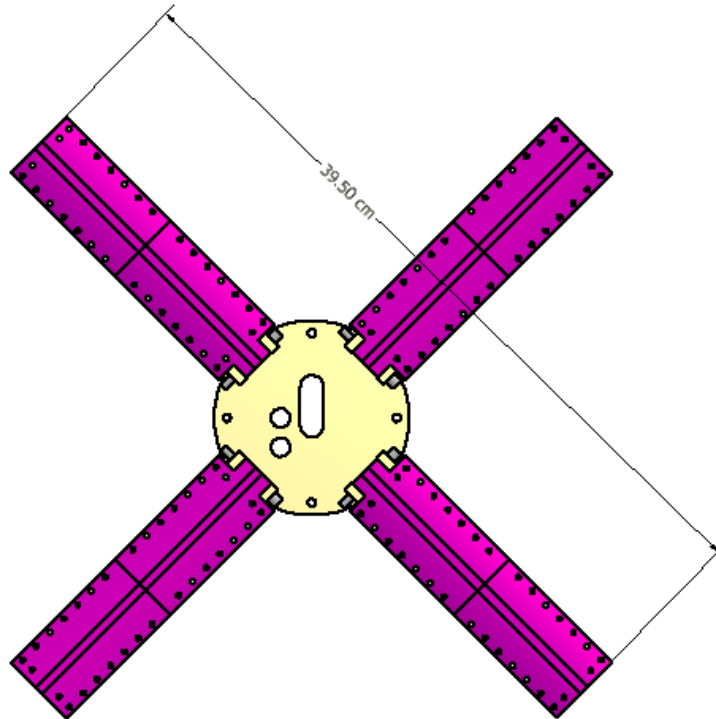
Figura No. 61. Unión en forma de bisagra de las membranas aerodinámicas Prototipo 1



El Prototipo 1 cumplió con las dimensiones especificadas en el Cuadro No. 64 y para comprobar su funcionamiento se realizaron pruebas que serán explicadas en detalle mas adelante. Para crear el nuevo prototipo se estudió su comportamiento y se realizaron las respectivas mejoras.

La longitud de las membranas aerodinámicas desplegadas en el Prototipo 1 se pueden observar en la Figura No. 62.

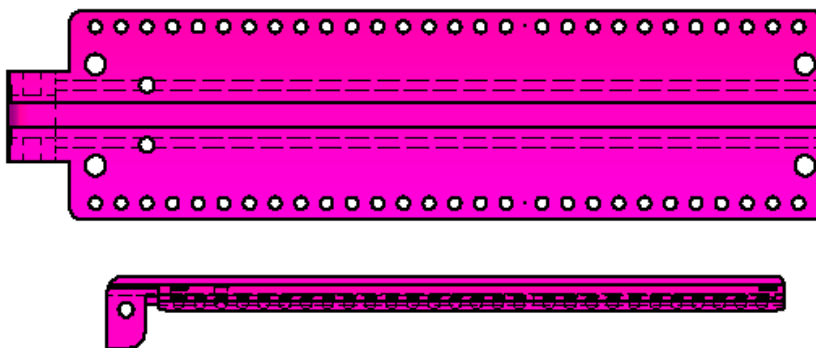
Figura No. 62. Longitud Prototipo 1.



En el momento de realizar las pruebas se determinó que fabricar las membranas aerodinámicas en dos secciones volvía al sistema inestable. De la misma forma, esta unión se volvió un área de concentración de esfuerzos, por lo que las membranas aerodinámicas se fracturaban.

b) Prototipo 2. Este prototipo fue fabricado únicamente por una pieza, debido a las desventajas presentadas en el Prototipo 1. Como se muestra en la Figura No. 63, es importante notar que se aumentó la cantidad de agujeros en las secciones laterales de las membranas aerodinámicas, con el fin de volver completamente permeable el sistema de descenso. De igual forma, se remueve más cantidad de material de las membranas aerodinámicas, por lo que el sistema disminuye su peso. El número de agujeros se aumentó de 28 a 56.

Figura No. 63. Prototipo 2 membrana aerodinámica.



Como se observa en la Figura No. 63, este prototipo tiene dos agujeros más en el extremo izquierdo de la membrana aerodinámica. Estos agujeros se utilizaron para introducir hules que sirvieron para que el sistema de descenso se despliegue. Más adelante se muestra el cálculo necesario para determinar el despliegue del sistema de descenso de la carga útil.

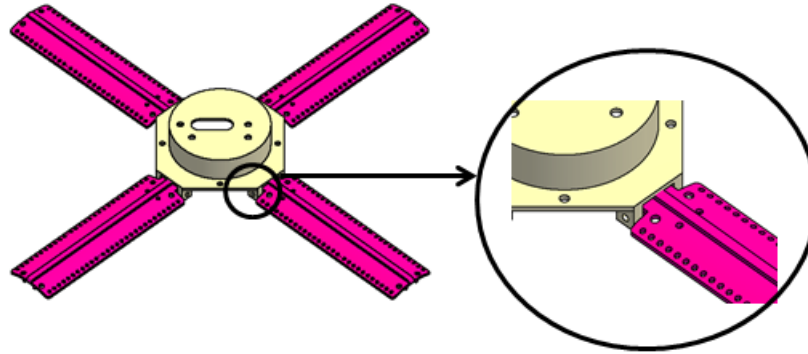
Otro factor importante a tomar en cuenta en este diseño es que el espesor de los refuerzos, tanto superiores como posteriores, disminuyó (ver Figura No. 64). El espesor de los refuerzos en el Prototipo 1 representaba mucho peso en el sistema y podía cumplir la misma función con un espesor más bajo.

Figura No. 64. Refuerzos Prototipo 2.



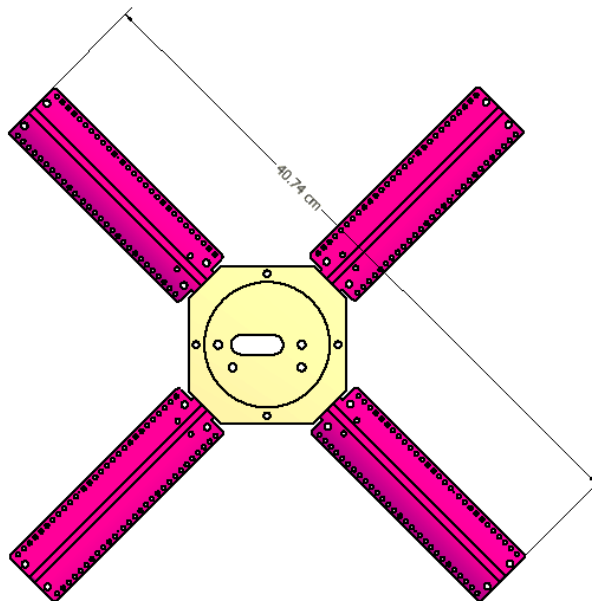
En el momento de realizar pruebas se determinó que la configuración del sistema de descenso sobre el disco superior de la carga útil es un factor que afecta en gran escala al coeficiente de arrastre y el área de superficie de las membranas aerodinámicas. Esto se dio porque el descenso de la carga útil se volvía inestable. Es por eso que en la Figura No. 65, se muestra la nueva configuración de instalación del sistema de descenso y la nueva geometría del disco superior de la carga útil. Ésta configuración fue propuesta por el Módulo de Estructura con el fin de trasladar el centro de gravedad de la carga útil más abajo que en la configuración del Prototipo 1.

Figura No. 65. Unión en forma de bisagra de las membranas aerodinámicas Prototipo 2.



Esta nueva configuración permitió que la longitud de las membranas desplegadas fuera un poco mayor a la propuesta en el Prototipo 1. El Prototipo 2 es mayor que el Prototipo 1 por 1.24 cm. En la Figura No. 66, se observa la nueva longitud propuesta.

Figura No. 66. Longitud Prototipo 2.



2) Velocidad de descenso. Para determinar la velocidad de descenso del sistema de la carga útil se utilizó el mismo análisis que para el sistema de descenso del contenedor, en donde se realiza una sumatoria de fuerzas sobre el sistema, que en este caso es la carga útil. A diferencia del primer procedimiento realizado, se determina el valor de la velocidad. Es por ello que, basándose en las dimensiones establecidas del Prototipo 2, se determinó si la velocidad de descenso es de 10 m/s, como se requiere en la competencia.

Debido a la geometría que tenía el disco superior de la carga útil, se puede observar que no se tenía un área superficial completamente cubierta por el sistema de membranas aerodinámicas. Ya que en la parte superior del disco existía un agujero, se colocó un servo motor para lograr la liberación entre el contenedor y la carga útil. De igual forma, al utilizar tela para unir las membranas quedó un espacio entre la circunferencia del disco superior de la carga útil y las partes superiores de las membranas aerodinámicas. Ninguno de estos dos factores podía ser modificado en el diseño. Como resultado, se tomó como referencia el coeficiente de arrastre de un paracaídas de tipo Disc-Gap-Band, que tiene un valor entre 0.52 y 0.58 (Lingard, 2005). La validez en la elección de este valor se debe a que este paracaídas poseía una ranura en su geometría, lo cual es un factor parecido al que se presenta en el sistema de membranas aerodinámicas.

Por consiguiente, los valores utilizados en la siguiente ecuación son:

$$\begin{aligned}
 & \text{Masa de la carga útil: } 0.435 \text{ g} \\
 A &= \frac{\pi D_o^2}{4} = \frac{\pi * (0.4074 \text{ m})^2}{4} = 0.1303 \text{ m}^2 \\
 & \text{densidad: } 1.184 \text{ kg/m}^3 \\
 & \text{Coeficiente de arrastre: } 0.55
 \end{aligned}$$

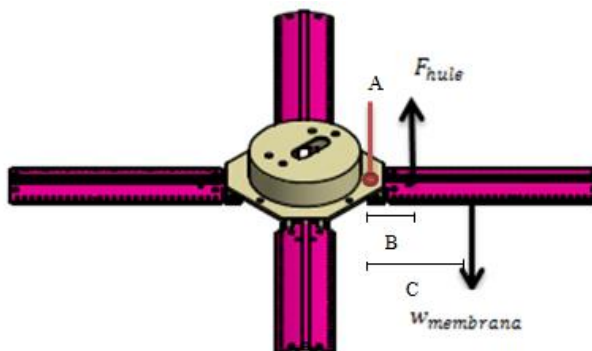
Utilizando la siguiente ecuación y despejando para la velocidad se obtiene un valor de velocidad de descenso de:

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{C_D A \rho}} = \sqrt{\frac{2 * 0.435 \text{ g} * 9.81 \text{ m/s}^2}{0.55 * 0.1303 \text{ m}^2 * 1.184 \text{ kg/m}^3}} = 10.029 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

La velocidad de descenso de la carga útil cumplía con el valor establecido en los requerimientos. Se debe tomar en cuenta que la masa de la carga útil puede variar en el lanzamiento final debido a varios factores de manufactura o diseño, por lo que fue indispensable estar en constante comunicación con el encargado del Módulo de Estructura, para considerar el valor límite que se tendría establecido para la masa de la carga útil.

a) Sistema de despliegue de las membranas aerodinámicas. Para desplegar el sistema de descensos de la carga útil se utilizaron hules de 22 centímetros de largo. Para conocer la fuerza que ejercería el hule sobre las membranas aerodinámicas se realizó un diagrama de cuerpo libre de las fuerzas involucradas en el despliegue del sistema de descenso. En la Figura No. 67, se muestra el diagrama de cuerpo libre de las membranas plásticas conectadas al disco superior de la carga útil. Las fuerzas involucradas son la fuerza del hule y el peso de las membranas.

Figura No. 67. DCL del sistema de descenso de la carga útil.



En la Ecuación No. 21 y la Ecuación No. 22, se observa la sumatoria de fuerzas en Y y la sumatoria de momentos respecto al punto A, el cual se encuentra en la unión entre la membrana aerodinámica y el disco superior.

$$\sum F_y = F_{hule} - W_{membrana}$$

Ecuación No. 21. Fuerzas del sistema de despliegue de la carga útil.

$$\sum M_A = BF_{hule} - CW_{membrana}$$

Ecuación No. 22. Sumatoria de momentos en la membrana aerodinámica.

La fuerza del hule está definida por la Ecuación No. 23, en donde k, es la constante del hule y x es la deformación.

$$F_{hule} = kx$$

Ecuación No. 23. Fuerza del hule

Para poder conocer la constante k del hule seleccionado, se realizó una prueba para determinar la elongación del hule en el momento de aplicarle una masa de prueba. La longitud inicial del hule era de 22 centímetros, la masa de prueba utilizada fue de 2 libras o 0.907 kilogramos. Luego de colocar esta masa en el hule, éste se estiró hasta llegar a una longitud de 43 centímetros, por lo que el valor de x el cual es la diferencia entre la longitud inicial y la final, corresponde a 21 centímetros. Utilizando la Ecuación se obtuvo el siguiente resultado, el cual se utilizó para comprobar que el hule resistiría.

$$F_{hule} = kx$$

$$mg = kx$$

$$0.907 \text{ kg} * 9.81 \text{ m/s}^2 = k * 0.21 \text{ m}$$

$$k = 42.37$$

Para poder determinar la fuerza que realizó el hule, con el fin de soportar el peso de la membrana aerodinámica; se hizo la sumatoria de momentos en el punto en donde se une la membrana aerodinámica con el disco de la carga útil, definido como punto A. Las variables B y C definen la distancia que existe entre las fuerzas aplicadas a la membrana y el punto A. La Ecuación No. 24 utilizada fue:

$$\sum M_A = BF_{\text{hule}} - Cw_{\text{membrana}}$$

Ecuación No. 24. Sumatoria de momentos en la membrana aerodinámica.

El valor B, es definido como un criterio de diseño debido al espacio disponible en las membranas. Dicho valor es la distancia entre la fuerza generada por el hule, hacia el punto A y este tiene una longitud de 2.5 cm. El valor C, es la distancia que existe entre el centro de masa de la membrana aerodinámica y el punto A, dicha longitud es de 7.95 cm. Para determinar la fuerza del hule se realizó una sumatoria de momentos igual a 0 con la Ecuación No. 24. Es importante mencionar que la masa de una de las membranas aerodinámicas es de 0.40 kg.

$$\begin{aligned}\sum M_A &= BF_{\text{hule}} - Cw_{\text{membrana}} \\ 0 &= BF_{\text{hule}} - Cw_{\text{membrana}} \\ F_{\text{hule}} &= \frac{Cw_{\text{membrana}}}{B} \\ F_{\text{hule}} &= \frac{0.0795 \text{ m} * 0.25 \text{ kg} * 9.81 \text{ m/s}^2}{0.025 \text{ m}} \\ F_{\text{hule}} &= 7.798 \text{ N}\end{aligned}$$

Para comprobar que el hule seleccionado resistirá esta fuerza se utilizó la Ecuación No. 23.

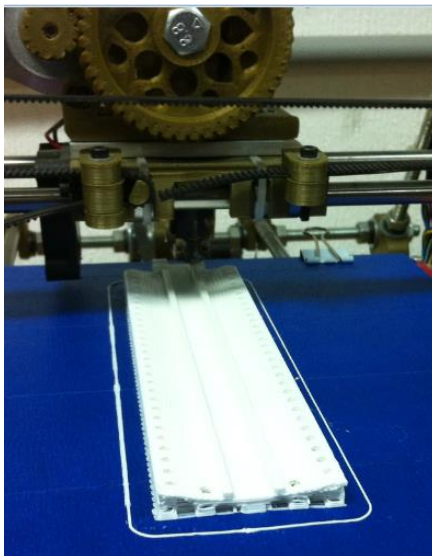
$$\begin{aligned}F_{\text{hule}} &= kx \\ \frac{F_{\text{hule}}}{k} &= x \\ \frac{7.798 \text{ N}}{42.37} &= x \\ 0.1849 \text{ m} &= x\end{aligned}$$

Se determinó la deformación del hule al aplicarle la fuerza teórica de 7.798 N y la constante calculada en la prueba descrita anteriormente. Se comprobó que el resultado de la deformación del hule obtenido es menor que el valor experimental de 0.21 m, por lo que se demostró que el hule soportó el despliegue del sistema de descenso de la carga útil.

c. **Manufactura del sistema de descenso de la carga útil.** Para las membranas aerodinámicas que conformaron el sistema de descenso de la carga útil se utilizó el plástico PLA. Este material se trabajó por medio de una impresora 3D, cuyo proceso de impresión consistió en introducir el filamento de PLA y extruir el material.

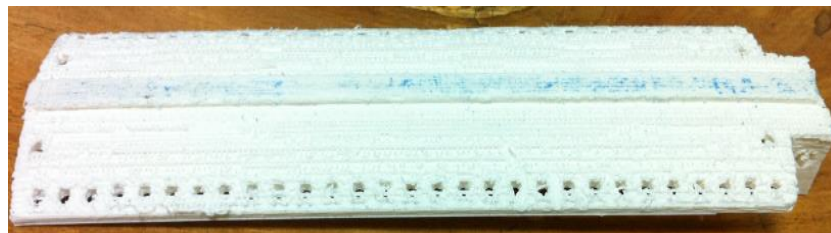
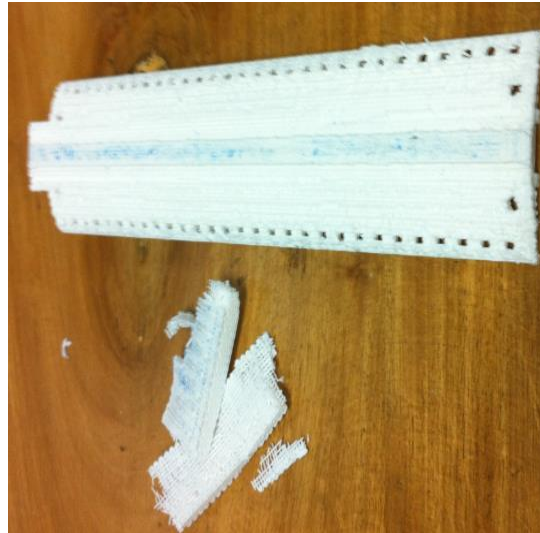
Debido a la complejidad de la forma de la membrana, para poder fabricar las membranas aerodinámicas se configuró la impresora para que generara un material de soporte. El material de soporte utilizado fue de tipo rectilíneo. Para que fuera fácil de remover de la pieza, se utilizó el 15% de llenado. Una vez configurado el material de soporte, se estableció la forma de impresión de la membrana aerodinámica fijando una configuración en forma cuadrícula con un llenado del 30%, lo que le brinda rigidez a la pieza. En la Figura No. 68, se observa la fabricación de las membranas aerodinámicas.

Figura No. 68. Fabricación de membranas aerodinámicas de PLA.



Luego de finalizar el proceso de impresión se removió el material de soporte de las membranas aerodinámicas utilizando una cuchilla. Para poder remover el material de residuo del material de soporte que es más fino o pequeño, se utilizó un proceso de lijado, utilizando una lija 120. Al concluir el proceso de lijado se utilizó acetona para dejar las superficies de las membranas aerodinámicas completamente lisas, ya que en esta sección fue en donde se pegaron los paneles solares flexibles. En la Figura No. 69, se observa cómo fue cambiando la superficie de la membrana aerodinámica con los procesos descritos anteriormente.

Figura No. 69. Retiro de material de soporte.



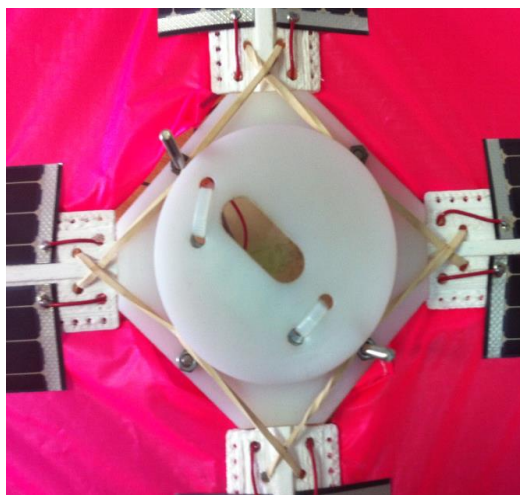
Para concluir el proceso de fabricación, se utilizó tela Nylon F111 Cero porosidad, la misma que se utilizó para la fabricación del paracaídas cruciforme, y se cortó en forma circular con las dimensiones establecidas en el proceso de diseño. Posteriormente, esta porción circular se cortó en cuatro partes iguales, las cuales se cosieron entre las membranas aerodinámicas. Se realizó un refuerzo en todo el contorno de cada una de estas porciones de tela para que no se rasgara. Al coser la tela a la membrana aerodinámica se realizó un dobléz lo suficientemente grande para que los cables de los paneles solares flexibles se pudieran introducir allí, y así se garantizara su protección durante el descenso. En la Figura No. 70, se observa la configuración de las membranas aerodinámicas con la tela.

Figura No. 70. Membranas aerodinámicas con tela.



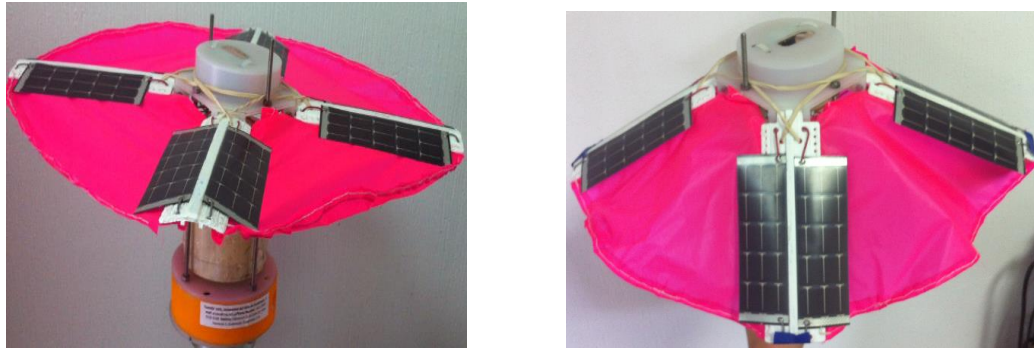
Por último se colocaron los hules en las cuatro membranas. Se cortaron dos hules número 33, los cuales se introdujeron en los agujeros de las membranas aerodinámicas y se hizo un nudo por debajo de la membrana. Los dos extremos restantes se jalaron hasta la membrana opuesta en donde se realizó el amarre del primer hule y se realizó un nudo de igual forma por debajo de la membrana. En el momento en que los dos hules estuvieron amarrados y se conectaron a las membranas de lados opuestos, se cruzaron los hules formando una cruz para garantizar la rigidez del sistema. En la Figura No. 71, se observa la configuración de los hules mencionada anteriormente.

Figura No. 71. Configuración de hules.



En la Figura No. 72, se observa la configuración abierta y cerrada del sistema de descenso de la carga útil.

Figura No. 72. Configuración final del sistema de la carga útil.

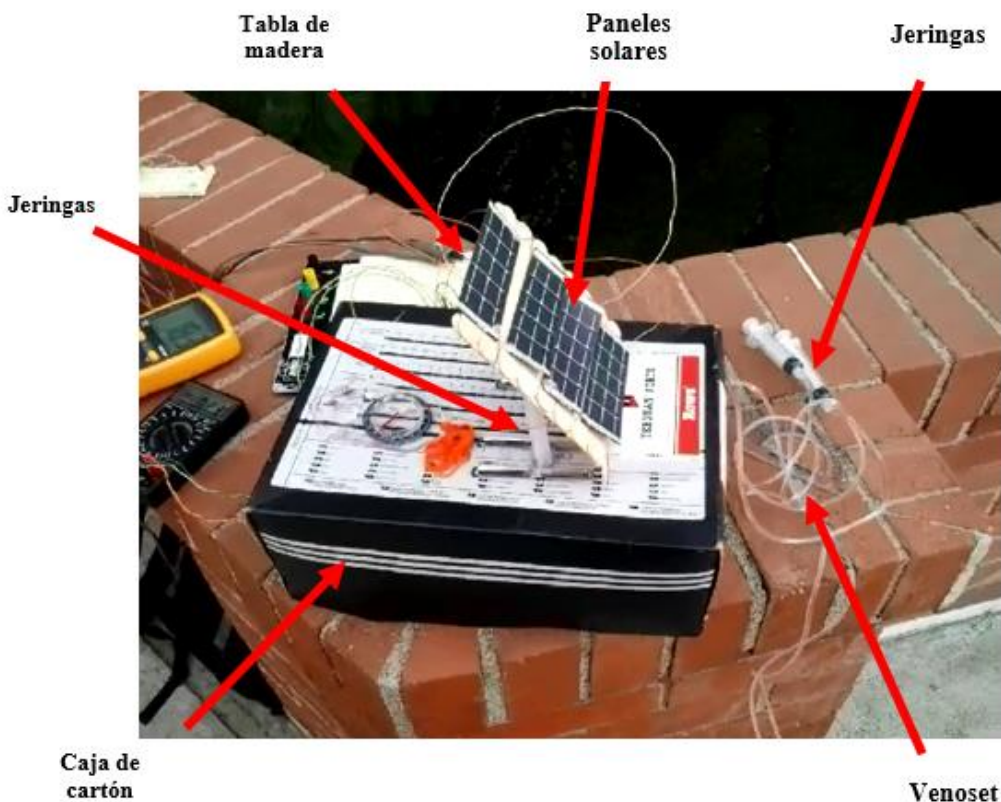


3. Módulo del sistema de energía

a. Diseño y análisis de pruebas para energía solar. Se desea conocer la configuración de varios módulos que proporcione la mejor eficiencia de generación, a diferentes ángulos de incidencia del sol y con dos diferentes intensidades solares. Debido al espacio disponible en el sistema de descenso auxiliar, se utilizarán 8 celdas solares como máximo, por lo que también se desea conocer la eficiencia de todos los módulos conectados.

Para poder mantener la variable del ángulo constante fue necesaria la elaboración de un banco de pruebas. Este banco de pruebas consta de dos pares de jeringas unidas por manguera de venoset con agua, como fluido de trabajo dentro de la manguera y las jeringas a modo de que, al empujar el émbolo de una jeringa, la fuerza se transmitiera a través del agua y empujara el émbolo de la otra jeringa hacia afuera. Un par de jeringas fueron colocadas con el émbolo hacia arriba y sujetadas en una caja de cartón como superficie. Estas dos jeringas levantan una pequeña tabla de madera, que está conectada por uno de sus lados a un sistema que simula una junta de pasador.

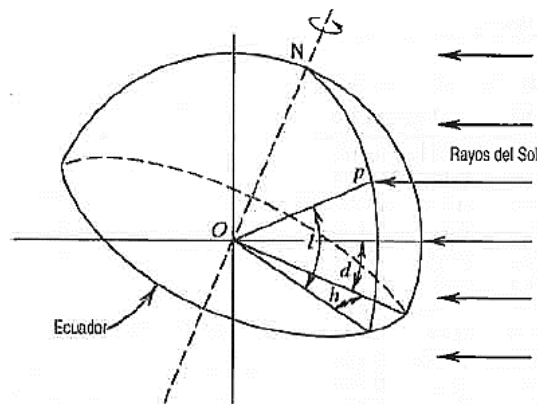
Figura No. 73. Descripción de banco de pruebas de paneles solares.



De este modo, al empujar los émbolos exteriores, se provocaba que saliera el émbolo de las jeringas unidas a la caja de cartón, levantando la tabla de madera, que, por la junta de pasador, se mantenía a un ángulo con respecto a la horizontal. Por lo que se puede colocar los paneles sobre la tabla de madera y cambiar el ángulo de incidencia del sol sobre los paneles al mover los émbolos de las jeringas exteriores.

Para poder realizar cambios a la variable del ángulo de incidencia del sol, también es importante conocer la posición exacta del sol, para colocar los paneles a un ángulo exacto con respecto al sol. Por lo que se utilizó una hoja de cálculo que, al ingresarle los valores de la ecuación del tiempo, longitud de referencia, longitud local, hora civil, latitud y declinación devuelva la hora solar, el ángulo horario (h), la altura solar (β), el acimut solar (Φ) y el ángulo con respecto a la horizontal que debe ponerse el banco de pruebas.

Figura No. 74. Latitud, ángulo horario y declinación del sol



(McQuiston, Parker, & Spitler, 2008)

La altura solar (β) es el ángulo entre el rayo solar y la proyección de ese rayo sobre una superficie horizontal como se observa en la Figura No. 74. Si queremos dirigir directamente los módulos solares hacia el sol es de suma importancia conocer este valor. Pero, para conocerlo, es necesario conocer el ángulo horario (h) y la declinación (d). Para obtener el ángulo horario (h) se requiere la ecuación del tiempo o EOT (por sus siglas en inglés, Equation of time) que se muestra a continuación. (McQuiston, Parker, & Spitler, 2008)

$$EOT = 229.2(0.000075 + 0.001868\cos N - 0.032077\sen N - 0.014615\cos 2N - 0.04089\sen 2N)$$

Ecuación No. 25. Ecuación del tiempo.

Donde:

EOT = ecuación del tiempo en minutos

$$N = (n - 1) \cdot \frac{360}{365}$$

$$n = \text{día del año}, 1 \leq n \leq 365$$

Debido a que el valor de la ecuación del tiempo cambia según el día del año, es preferible realizar una hoja de cálculo que muestre el valor de la EOT para cada día, según el día y el mes.

El planeta tierra está dividido en 360 grados de arco por líneas longitudinales imaginarias que pasan a través de los polos, por lo que 15 grados de longitud corresponden a 1/24 de día o a una hora de tiempo. El Tiempo Universal o la hora de Greenwich es el tiempo del meridiano cero. La hora local civil o LCT (por sus siglas en inglés, Local Civil Time) está determinada por la longitud en la que se encuentra el observador, y se calcula agregando o restando cuatro minutos de tiempo por cada grado de longitud con

respecto al Meridiano de Greenwich. Se acostumbra ajustar los relojes a una misma hora a lo largo de una zona que cubre aproximadamente 15 grados de longitud (un huso horario) aun cuando los límites de esta zona podrían ajustarse a las condiciones geográficas locales. A esta zona con una misma hora, se le denominará para los cálculos, longitud de referencia, mientras que a la longitud exacta del observador, longitud local. A la hora que se calculará para la longitud local se le llamará Hora Solar Local.

Por lo tanto, para conocer la Hora Solar Local o LST (por sus siglas en inglés, Local Solar Time), utilizamos la siguiente ecuación: (McQuiston, Parker, & Spitler, 2008)

$$LST = LCT + EOT + 4(L_{ref} - L_{local})$$

Ecuación No. 26. Ecuación para obtener la hora solar local.

Donde:

LST = Hora solar local, en hh:mm:ss

LCT = Hora civil local, en hh:mm:ss

Lref = longitud de referencia, en grados

Llocal = longitud local, en grados

La hora civil local puede observarse en cualquier reloj, la longitud de referencia se obtuvo de mapsofworld.com, para Guatemala, es de 90 grados (Maps of World). Para la longitud local, se utiliza la herramienta de Google Maps. La ecuación del tiempo debe tomarse de la hoja de cálculo que se describió anteriormente.

El ángulo horario (h) es el ángulo entre la proyección de un punto sobre el plano ecuatorial y la proyección sobre ese plano de una línea que va del centro del sol al centro de la tierra. Quince grados de ángulo horario corresponden a una hora de tiempo. El ángulo horario varía desde cero en el mediodía solar local hasta su máximo, que ocurre en el crepúsculo o el amanecer. El mediodía solar ocurre cuando el Sol está en el punto más alto del cielo, y los ángulos horarios son simétricos con respecto al mediodía solar, por lo tanto, los ángulos horarios del amanecer y del crepúsculo en un día determinado son idénticos. (McQuiston, Parker, & Spitler, 2008)

Por lo que para conocer el ángulo horario es necesario saber cuánto tiempo falta o pasa del medio día en horas, minutos y segundos. Debido a que 15 grados de ángulo horario corresponden a una hora de tiempo se aplica la siguiente ecuación para encontrar el ángulo horario (h):

$$h = (\text{horas que pasan o faltan del medio día}) * 15 * 24$$

Ecuación No. 27. Ecuación para encontrar el ángulo horario

La declinación (d) del Sol es el ángulo entre una línea que conecta los centros del sol y de la tierra y la proyección de esta línea sobre el plano ecuatorial. Para encontrar su valor se utiliza la siguiente ecuación (McQuiston, Parker, & Spitler, 2008):

$$d = 0.3963723 - 22.9132745\cos N + 4.0254304\sin N - 0.3872050\cos 2N + 0.05196728\sin 2N - 0.1545267\cos 3N + 0.08479777\sin 3N$$

Ecuación No. 28. Ecuación de la declinación.

Donde:

$$d = \text{declinación solar}$$

$$N = (n - 1) \cdot \frac{360}{365}$$

$$n = \text{día del año}, 1 \leq n \leq 365$$

Así como en la Ecuación No. 28, debido a que el valor de declinación cambia según el día del año, es preferible realizar una hoja de cálculo que muestre el valor de la declinación para cada día, según el día y el mes del año.

Con la información anterior se puede calcular la altura solar (β) (McQuiston, Parker, & Spitler, 2008)

$$\text{sen}\beta = \cos(l)\cos(h)\cos(d) + \text{sen}(l)\text{sen}(d)$$

Ecuación No. 29. Cálculo para la altura solar

Donde:

$$\beta = \text{altura solar}$$

$$l = \text{latitud}$$

$$h = \text{ángulo horario}$$

$$d = \text{declinación solar}$$

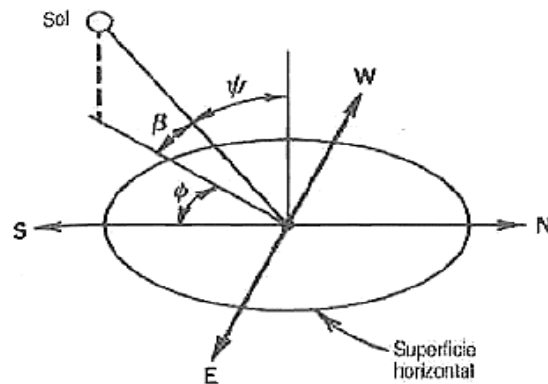
Con lo anterior se puede conocer a qué ángulo se encuentra el sol con respecto al horizonte. Sin embargo, esto solo nos indica a que altura se encuentra el sol pero no en qué dirección. Por lo que se debe calcular el acimut solar (Φ), este es el ángulo en el plano horizontal medido entre el sur y la proyección de los rayos solares sobre este plano:

$$\Phi = \frac{\sin(\beta)\text{sen}(l) - \text{sen}(d)}{\cos(\beta)\cos(l)}$$

Ecuación No. 30. Cálculo del Acimut Solar.

Donde las literales son tal y como en la Ecuación No. 30. (McQuiston, Parker, & Spitler, 2008)

Figura No. 75. Altura solar y acimut solar



(McQuiston, Parker, & Spitler, 2008)

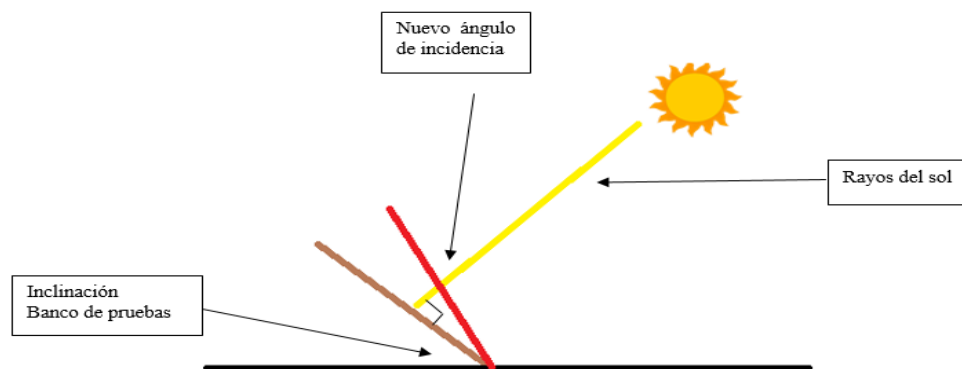
Ahora, como se debe colocar el banco de pruebas a cierta altura, es conveniente que la hoja de cálculo indique el ángulo al que se debe colocar el banco de pruebas dependiendo del ángulo de inclinación que se desea entre los paneles solares y los rayos del sol. Se elegirán valores de 0 a 60 grados con respecto al sol, con intervalos cada 15 grados para obtener valores intermedios. La ecuación a utilizar es la siguiente:

$$\text{Ángulo de banco de pruebas} = 90 - \beta \pm \text{ángulo de incidencia de rayos del sol deseado}$$

Ecuación No. 31. Ecuación para conocer el ángulo del banco de pruebas.

La Ecuación No. 31, es el resultado de un análisis trigonométrico. Noventa grados menos la altura solar colocará la superficie móvil del banco de pruebas directamente con el sol. Al sumar o restar el ángulo de incidencia de los rayos del sol, se hace una corrección a la fórmula. Este ángulo debe medirse con un compás en el banco de pruebas. La dirección hacia la que apuntará se debe medir utilizando una brújula, para poder dirigir el banco de pruebas la cantidad de grados con respecto al sur que muestre el Acimut Solar.

Figura No. 76. Descripción de ángulo de inclinación de banco de pruebas.



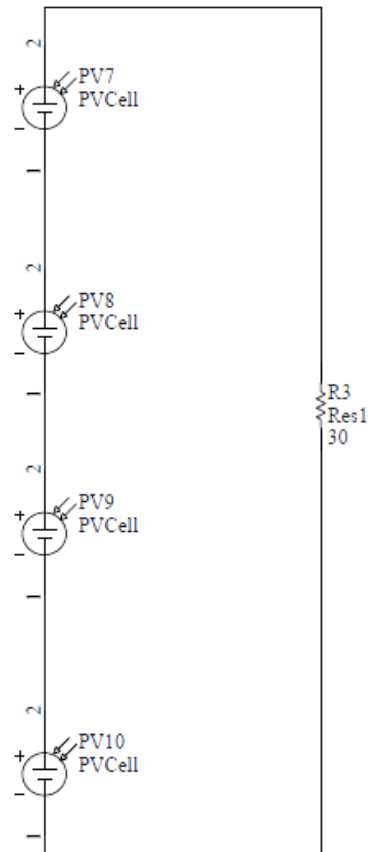
Las anteriores ecuaciones deben ordenarse en la hoja de cálculo de Microsoft Office Excel, a modo de facilitar la obtención de la altura solar y el acimut solar al momento de realizar las pruebas.

Luego de contar con las dos herramientas del banco de pruebas y la hoja de cálculo, se debe de realizar el siguiente procedimiento en un día con el cielo despejado y otro día con el cielo nublado, con lo que se mantiene constante la variable de intensidad solar. En la experimentación se cambiará la variable del ángulo de incidencia de 0 a 60 grados de incidencia con respecto al sol, cada 15 grados.

Otra variable que se debe probar es la de la configuración para conectar las celdas solares entre sí. Para esto, es importante hacer uso de diodos Schottky, los cuales evitarán que la corriente viaje en la dirección no deseada en caso algún panel solar no reciba luz solar. Cada configuración será conectada a una resistencia de 10 Ohmios la cual simula la impedancia del sistema que se debe alimentar. La configuración para las pruebas serán las siguientes:

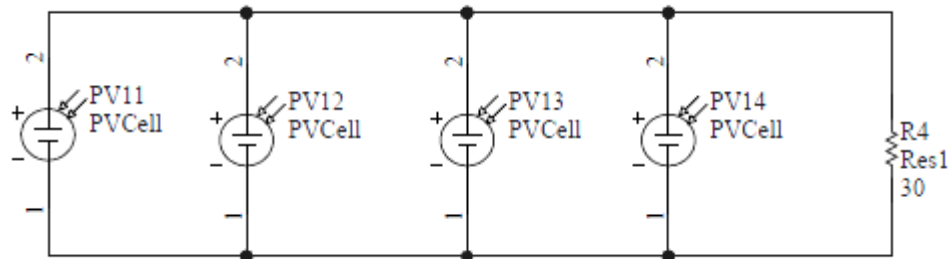
- Serie: se colocarán los diodos a la salida de cada panel solar y se conectará el siguiente panel solar a la salida del diodo.

Figura No. 77. Configuración en serie de módulos solares.



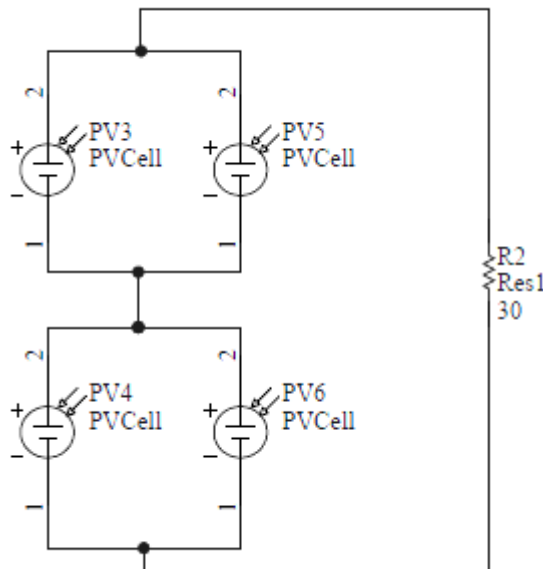
- Paralelo: Se conectará cada diodo a la salida de cada panel solar hacia el nodo positivo de la configuración en paralelo.

Figura No. 78. Configuración en paralelo de módulos solares.



- Paralelo-Serie-Paralelo: se conectará cada diodo a la salida de cada panel solar hacia la respectiva salida de la configuración en paralelo de dos paneles solares.

Figura No. 79. Configuración en paralelo-serie-paralelo de módulos solares.



Gracias al valor de la eficiencia de la configuración y utilizando información estadística de la irradiación solar sobre Abilene, Texas, se puede predecir cuál será la energía que puede proporcionar la configuración de paneles solares en el lugar de la competencia. Primero, se puede calcular la potencia teórica de la configuración utilizando la siguiente ecuación.

$$\text{Potencia teórica} = (\text{irradiación solar estadística}) * (\text{área de paneles solares}) * (\text{eficiencia})$$

Ecuación No. 32. Potencia teórica.

Luego, se puede calcular la energía que puede generar la configuración.

$$Energía = \frac{(Potencia\ teórica) * (tiempo)}{(voltaje)}$$

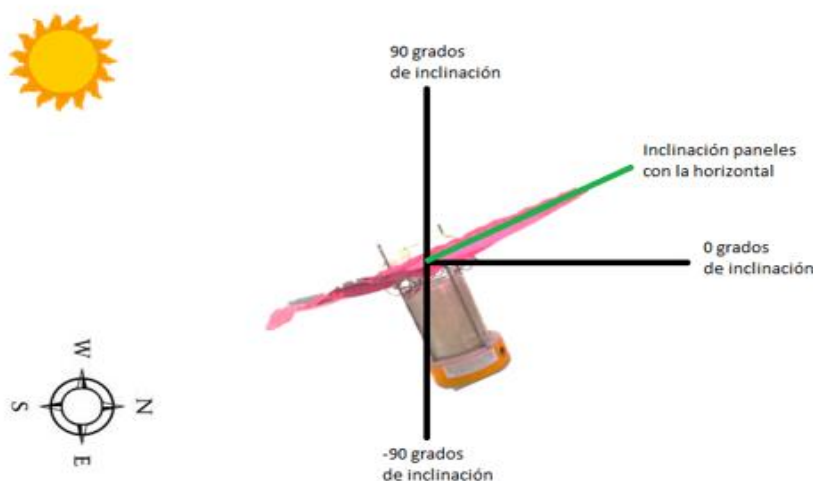
Ecuación No. 33. Energía que puede generar cada configuración.

Donde la potencia está en Watts, el tiempo en horas y el voltaje en voltios.

Como se explicaba anteriormente, las celdas solares se ven afectadas por el ángulo de incidencia del sol. Es por esto que, para mejorar las predicciones de lo que podría suceder en la competencia, se debe verificar bajo que ángulos funcionará el sistema de energía solar al ser acoplado a la carga útil. El análisis se realizará para el plano donde se puede dar la mayor dificultad, es decir, que la proyección de los paneles solares se dirija hacia el norte, es decir, opuesto al sol. Además, se considerarán tanto la eficiencia obtenida experimentalmente como la indicada por el fabricante que es de 5%.

Sabiendo el día del lanzamiento (14/06/2014) y la hora del lanzamiento (2:00 p.m.) podemos predecir la altura solar, haciendo uso de la hoja de cálculo de Microsoft Office Excel explicada anteriormente. Con la misma ecuación para encontrar la inclinación del banco de pruebas, podemos encontrar la inclinación de los paneles con la horizontal, considerando el norte como el eje x. Se debe realizar el cálculo para varios ángulos de incidencia del sol deseados, en intervalos de 10 grados, a modo de lograr una inclinación de los paneles solares entre 90 y -90 grados, esto porque, se debe colocar el centro de masa debajo del centro de volumen, lo que evitaría que la carga útil de vuelta, evitando que vaya más allá de estos ángulos.

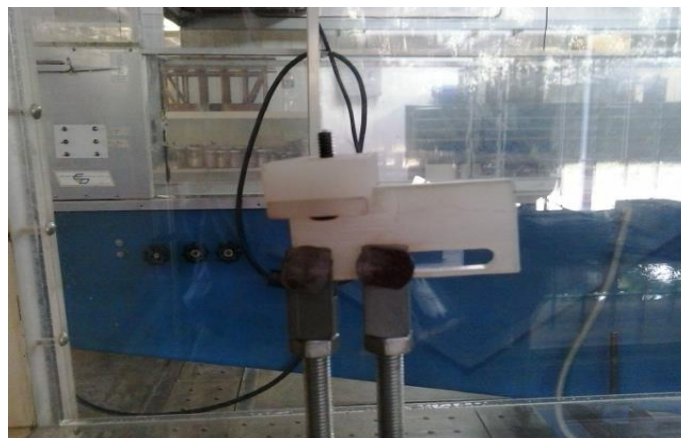
Figura No. 80. Representación de inclinación de paneles con respecto a la horizontal.



Luego, para obtener como cambia la cantidad de sol que incide en los paneles, se debe multiplicar la irradiación proyectada por el coseno del ángulo de incidencia. Luego, se debe multiplicar este valor por la eficiencia de los paneles y comparar con una potencia requerida de 0.045 W (1.4V por 0.03A que es lo requerido por el sistema). Con esta tabla se podrá comparar a que ángulos puede funcionar el sistema de recolección de energía por paneles solares.

b. Diseño y análisis para energía eólica. Para las pruebas, es necesario hacer uso del túnel de viento de la Universidad Del Valle de Guatemala. El túnel de viento cuenta con un pequeño tornillo con rosca ordinaria de 3/16 de pulgada es decir, de 24 hilos por pulgada para la sujeción de modelos en la sección de pruebas. El área de pruebas tiene una altura de 13 cm desde el tornillo hasta la parte superior y un ancho total de 30cm. Para poder colocar las turbinas en el área de pruebas fue necesaria la creación de soportes con un agujero roscado donde pudiera roscarse el tornillo para la sujeción del modelo en la sección de prueba.

Figura No. 81. Tornillo de sujeción de modelo en túnel de viento.



Las siguientes pruebas se realizan con dos objetivos: conocer la forma en que cambia la eficiencia de obtención de energía al cambiar el ángulo de incidencia del aire contra la turbina eólica y la velocidad del aire y elegir el modelo que proporcione la mayor cantidad de energía.

Debido a que el Hymini cuenta con un soporte para colocarse en bicicletas, se utilizó un tubo de aluminio de $\frac{3}{4}$, cédula 40 de 10cm de largo, al cual se le hizo un agujero roscado a 1cm de una de las orillas, a este tubo se puede acoplar el soporte para bicicletas que viene incluido con el Hymini. Para el caso de los otros modelos de turbinas eólicas a probar, se utiliza un angular metálico a 90 grados de 10cm de largo, que en una de las alas debe tener un agujero roscado al centro mientras que en la otra ala debe tener dos agujeros de 5mm cada uno a la misma distancia que los agujeros para sostener el ventilador STEREN, es decir, 71mm de centro a centro. Para los motores DC marca Mabuchi, es necesario realizar un soporte en

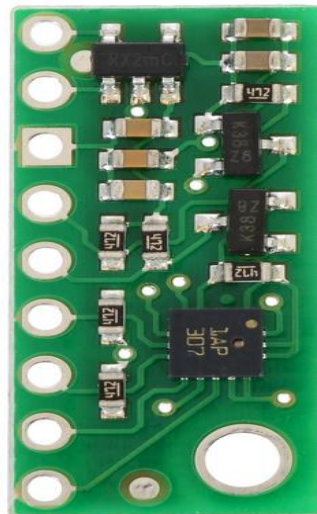
la impresora 3D de la Universidad Del Valle de Guatemala. Este soporte se acoplará al marco del ventilador STEREN luego de realizadas las pruebas con el ventilador y desacoplando el ventilador y su soporte al marco.

4. Módulo de sensores de vuelo

a. Implementación en hardware de los sistemas sensoriales. Luego de seleccionar los sensores que formarían a los sistemas sensoriales del contenedor y la carga útil del CanSat, se prosiguió con su implementación en hardware. En un inicio, se consideró desarrollar e implementar en la Universidad del Valle de Guatemala placas de prueba en circuitos eléctricos impresos (PCB, por sus siglas en inglés) que permitieran muestrear y obtener datos de los sensores. Debido a las limitaciones con las que cuenta la Universidad en cuanto a equipo para la fabricación de circuitos eléctricos impresos y las dimensiones físicas de los sensores, esto no fue posible. Por dicha razón, se buscó algún tipo de placa integrada que permitiera muestrear y obtener fácilmente, sin complicaciones y con cualquier microcontrolador datos de los sensores además de ser compactas y de bajo peso.

Los sensores empleados en los sistemas, a excepción de los sensores de voltaje implementados con resistencias eléctricas, se adquirieron en placas de prueba integradas denominadas breakout boards en inglés. Dichas placas, permiten acceder fácilmente a todas las conexiones de determinados componentes electrónicos, en este caso los sensores seleccionados. Además de la facilidad de acceso a las conexiones eléctricas de los sensores, este tipo de placas de prueba implementan los circuitos y componentes eléctricos necesarios para la comunicación, el muestreo y la obtención de datos de los sensores. En la Figura No. 82, Figura No. 83 y Figura No. 84, se pueden observar las placas de prueba adquiridas para los sensores de los sistemas implementados.

Figura No. 82. Placa de pruebas del sensor LPS331AP.



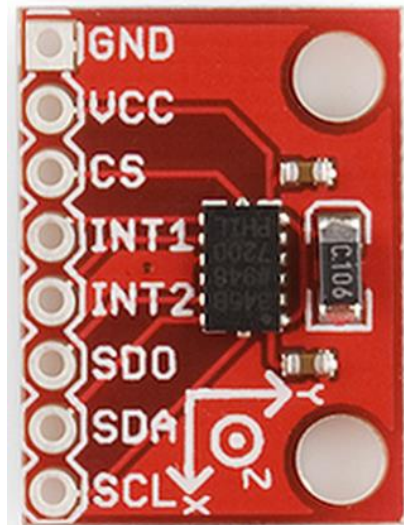
Fotografía por Pololu® Robotics & Electronics.

Figura No. 83. Placa de pruebas del sensor BMP085.



Fotografía por Sparkfun® Electronics.

Figura No. 84. Placa de pruebas del acelerómetro ADXL345.



Fotografía por Sparkfun® Electronics.

En el Cuadro No. 65, se pueden observar las principales características físicas de las placas de pruebas adquiridas para los sistemas sensoriales implementados.

Cuadro No.65. Principales características físicas de las placas de pruebas adquiridas.

Sensor	Fabricante de la Placa de Pruebas	Dimensiones (mm)	Peso (gr)
BMP085	Sparkfun® Electronics	15.24 × 15.24× 1.55	0.80
ADXL345	Sparkfun® Electronics	15.24 × 20.32× 1.55	1.10
LPS331AP	Pololu® Robotics & Electronics	10.16 × 22.86× 1.55	0.60

A partir de la información mostrada en el Cuadro No. 65, y de la información proporcionada por los fabricantes de los sensores y de sus respectivas placas de pruebas, se procedió a obtener representaciones tridimensionales de las placas de pruebas de los sensores, las cuales, se utilizaron y fueron de gran importancia en modelaciones y simulaciones posteriores del CanSat. Se utilizó el Software Autodesk Inventor Professional 2014 (Student Version) para obtener las representaciones tridimensionales mencionadas; dichas representaciones fueron lo más exactas y cercanas a la realidad.

Figura No. 85. Vista isométrica de la representación tridimensional del sensor de presión absoluta LPS331AP. Nótese que dicha representación, incluye conectores estándar tipo macho.

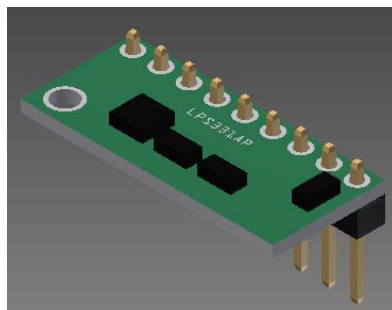


Figura No. 86. Vista isométrica de la representación tridimensional del sensor de presión absoluta BMP085. Nótese que dicha representación, incluye conectores estándar tipo macho.

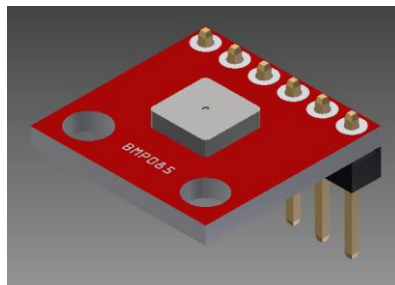
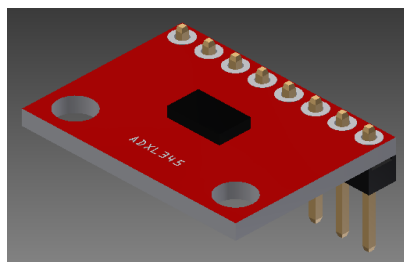


Figura No. 87. Vista isométrica de la representación tridimensional del acelerómetro ADXL345. Nótese que dicha representación, incluye conectores estándar tipo macho.



Con las representaciones tridimensionales de las placas de pruebas de los sensores, se procedió a desarrollar sus respectivos diagramas esquemáticos y librerías de circuitos eléctricos impresos. Se utilizó el Software Altium Designer® 2014 de Altium™ para obtener los diagramas y las librerías mencionadas, las cuales, se utilizaron posteriormente para el diseño de las placas de circuitos eléctricos impresos de los sistemas electrónicos integrados del CanSat, tanto del contenedor como de la carga útil.

Figura No. 88. Librería en Altium Designer® 2014 del sensor de presión absoluta LPS331AP. Nótese a la izquierda su diagrama esquemático, en el centro su representación tridimensional y a la derecha la huella del circuito eléctrico impreso del sensor.

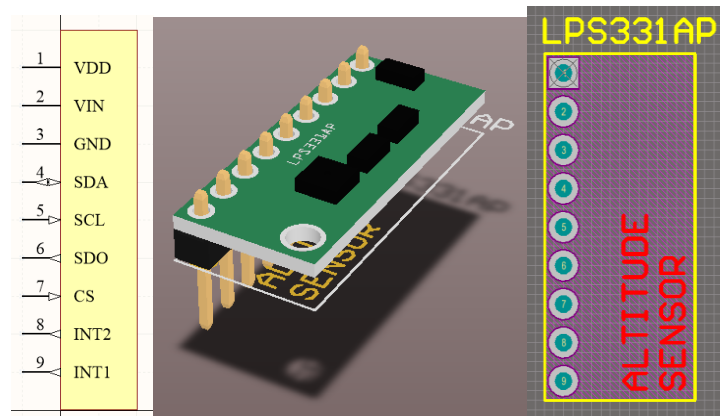


Figura No. 89. Librería en Altium Designer® 2014 del sensor de presión absoluta BMP085. Nótese a la izquierda su diagrama esquemático, en el centro su representación tridimensional y a la derecha la huella del circuito eléctrico impreso del sensor.

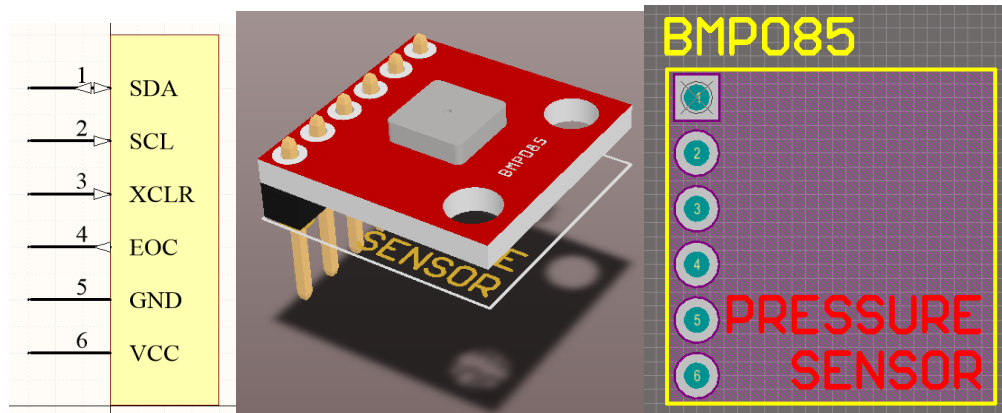
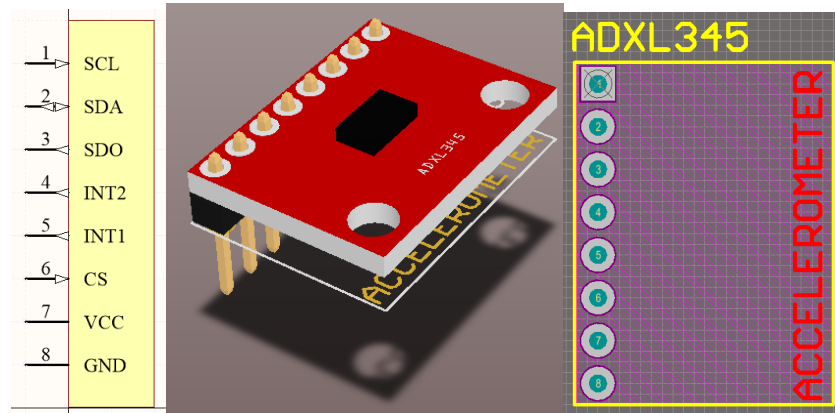


Figura No. 90. Librería en Altium Designer® 2014 del acelerómetro ADXL345. Nótese a la izquierda su diagrama esquemático, en el centro su representación tridimensional y a la derecha la huella del circuito eléctrico impreso del sensor.



Finalmente, empleando los diagramas y las librerías mencionadas y mostradas anteriormente, se integraron las placas de pruebas de los sensores a los sistemas electrónicos del contenedor y de la carga útil del CanSat; los circuitos eléctricos impresos de los sistemas electrónicos integrados mencionados se diseñaron también con el Software Altium Designer® 2014 de Altium™. Es importante mencionar que el proceso de diseño de los sistemas electrónicos integrados mencionados fue realizado, en conjunto, por los encargados de los sistemas electrónicos, sensoriales, de software y de comunicación del CanSat.

Figura No. 91. Representación tridimensional de los sistemas electrónicos integrados del CanSat. Nótese a la izquierda el sistema electrónico integrado del contenedor y a la derecha el sistema electrónico integrado de la carga útil.

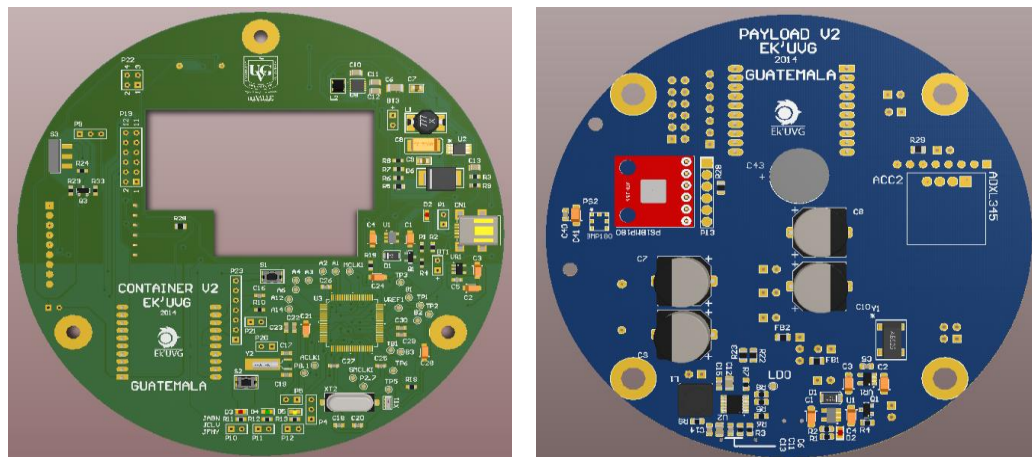
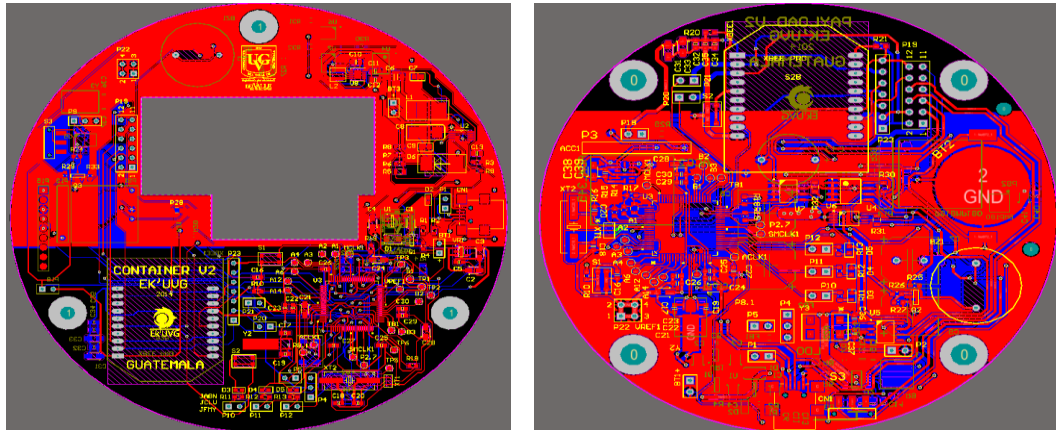


Figura No. 92. Representación esquemática de los sistemas electrónicos integrados del CanSat. Nótese a la izquierda el sistema electrónico integrado del contenedor y a la derecha el sistema electrónico integrado de la carga útil.



b. Implementación en software de los sistemas sensoriales. Luego de seleccionar y diseñar el hardware necesario para el funcionamiento adecuado de los sistemas sensoriales del contenedor y la carga útil del CanSat, se prosiguió con su implementación en software. Este proceso consistió principalmente en la configuración de los sensores y la implementación de sus respectivos algoritmos de muestreo, los cuales, fueron implementados a partir de las hojas de datos y recomendaciones de los fabricantes de los sensores mencionados. Es importante mencionar que, en conjunto con los encargados de los sistemas electrónicos, sensoriales, de software y de comunicación del CanSat, se decidió utilizar el bus de comunicación digital I2C para muestrear todos los sensores del CanSat. En todos los sensores del CanSat, se seleccionaron y verificaron configuraciones que permitieran la mayor exactitud y precisión en las mediciones con el menor consumo energético posible. En el Cuadro No. 66, Cuadro No. 67 y Cuadro No. 68 Cuadro se puede observar una descripción cuantitativa de dichas configuraciones para cada uno de los sensores de los sistemas sensoriales del CanSat, asimismo, en la Figura No. 92, Figura No. 93, Figura No. 94 y Figura No. 95 se pueden observar los algoritmos de muestreo de dichos sensores.

Cuadro No. 66. Configuración de muestreo del sensor de presión absoluta LPS331AP.

Modo de muestreo	REF_CONF	Corriente promedio (μA)	Ruido RMS (Pa)
Ultra Low Power	7AH	27.60	2.00

Cuadro No. 67. Configuración de muestreo del sensor de presión absoluta BMP085.

Modo de muestreo	OVERSAMPLING_SETTING	Corriente promedio (μA)	Ruido RMS (Pa)
Ultra Low Power	0	3.00	6.00

Cuadro No. 68. Configuración de muestreo del acelerómetro ADXL345.

Modo de muestreo	Configuración del sensor	Corriente promedio (μA)	Ruido RMS (LSB mg)
Automático	$\pm 16\text{g}$, 13 Bit.	34.00 μA	1.1

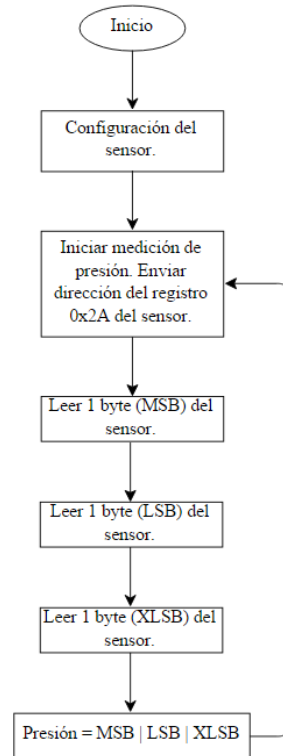
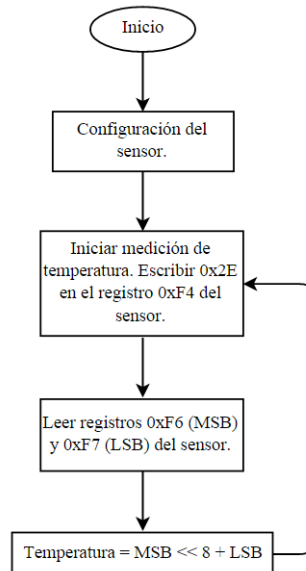
Figura No. 93. Algoritmo de muestreo de presión barométrica del sensor de presión absoluta LPS331AP.**Figura No. 94.** Algoritmo de muestreo de temperatura del sensor de presión absoluta BMP085.

Figura No. 95. Algoritmo de muestreo de presión del sensor de presión absoluta BMP085.

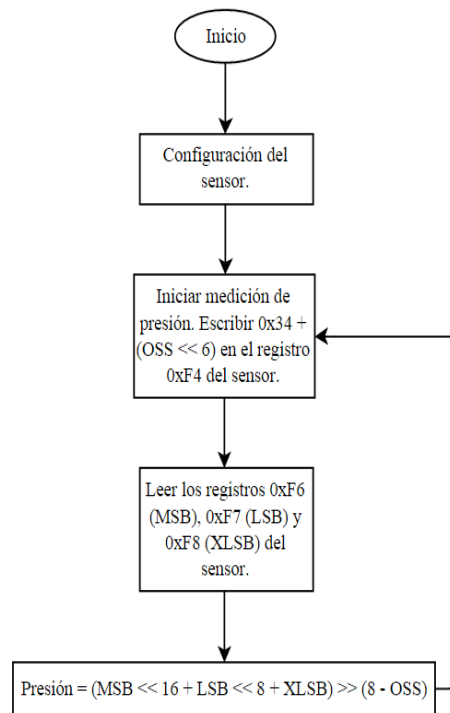
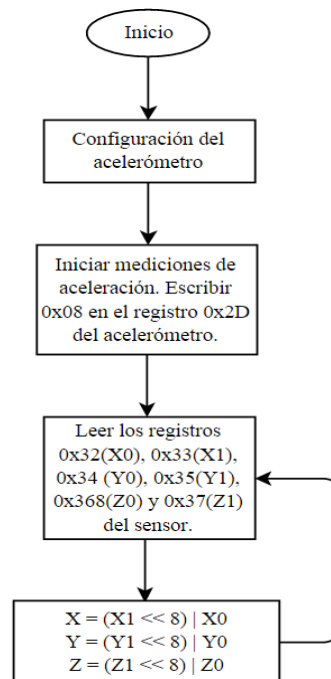


Figura No. 96. Algoritmo de muestreo del acelerómetro ADXL345.

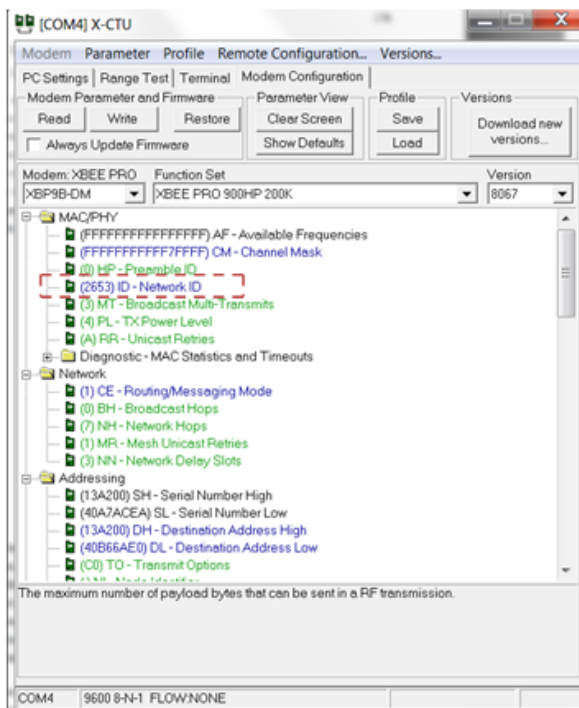


5. Módulo de comunicación inalámbrica. Para el diseño del sistema de comunicación se empezó por la configuración inicial de los módulos XBee para lo cual se utilizó el programa X-CTU proporcionado por el proveedor Digi.

Debido a problemas con el reconocimiento de los módulos de superficie (XBee PRO S2C) con computadoras con sistema operativo Windows 7 64-bit y debido a que el consumo de corriente de estos modelos no coincidía con el que se establecía en la hoja de datos, se decidió utilizar finalmente los módulos de radio frecuencia XBee PRO S3B los cuales operan a 900 MHz y eran permitidos por la competencia. Con los modelos de radio frecuencia de 900 MHz no se obtuvo ningún problema para la configuración ni con el consumo energético así que estos fueron los módulos utilizados en la misión del CanSat.

Para la configuración inicial de los módulos de comunicación era necesario establecer un identificador de red llamado identificador personal (PANID, por sus siglas en inglés) o identificador de red (NETID, por sus siglas en inglés) el cual establece que módulos pertenecen a una red establecida por el diseñador y también establece que radios pueden comunicarse entre ellos. El PANID o NETID es una dirección de 16 bits. Uno de los requerimientos de la competencia establecía colocar la dirección de 16 bits con el número del equipo que se proporcionó a cada equipo, en este caso, el número de nuestro equipo 2653. Este parámetro se configuró con el mismo número para el contenedor, la carga útil y la antena de la estación en tierra.

Figura No. 97. Configuración del "NETID" para XBee con el número del equipo



Cada módulo XBee posee una dirección de 64 bits preestablecida compuesta por dos registros llamados "Serial Number High SH" y "Serial Number Low SL". Esta dirección se puede encontrar en una calcomanía que posee el radio o cuando se conecta el módulo mediante un programador a la computadora se puede leer ingresando los comandos ATSH y ATSL en una terminal puerto serial o leyéndolos directo conectando los módulos a la computadora y utilizando el Software X-CTU. La dirección del radio transmisor debe tener configurado como parámetro la dirección del radio receptor para establecer una comunicación "unicast". La comunicación "unicast" permite que se establezca una red personalizada sin interferencia de otros módulos que no pertenecen a la red. Sólo los módulos que tengan direccionamiento establecido entre ellos, podrán comunicarse entre sí (Faludi, 2011). Para la misión del CanSat 2014 eran necesarios tres módulos XBee: dos transmisores y un receptor. Sin embargo el módulo receptor también debía enviar un comando inicial al módulo que se encontraba dentro del contenedor para inicializar la comunicación, por lo que fue necesario configurar el módulo de radio frecuencia de la estación en tierra con la dirección del módulo del contenedor. Tanto el módulo de comunicación del contenedor como el de la carga útil fueron configurados con la dirección del módulo de estación en tierra para establecer los nodos de comunicación como lo solicitaba la misión.

Figura No. 98. Direccionamiento "unicast" para módulos XBee

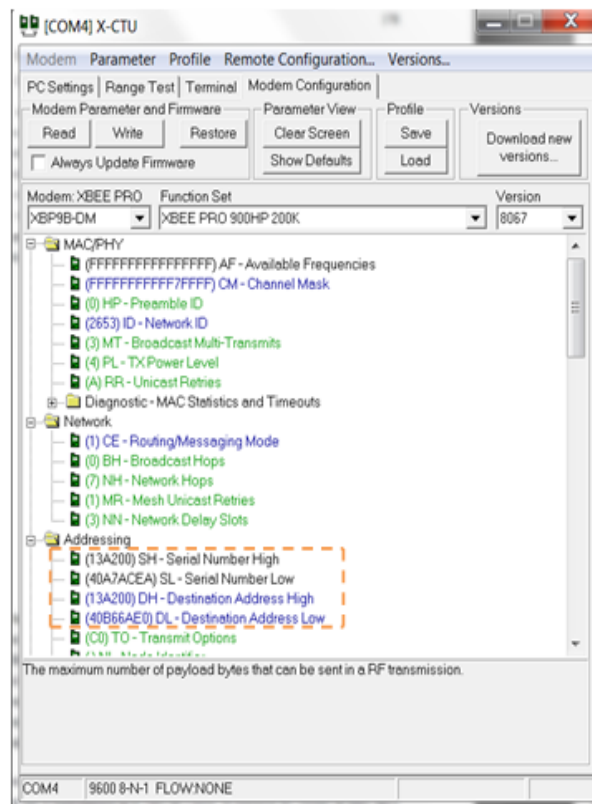


Figura No. 99. Esquemático de diseño final del sistema de comunicación.

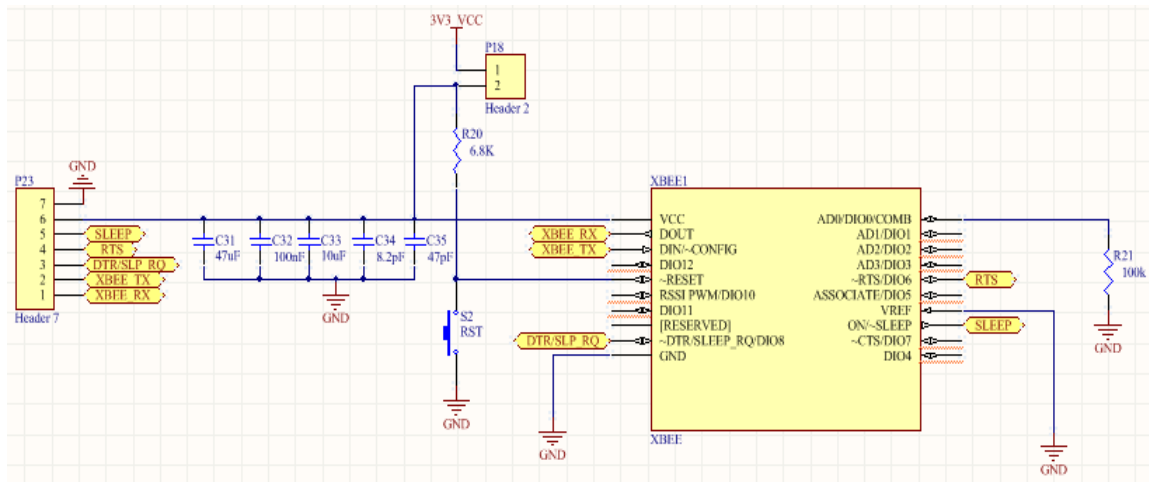
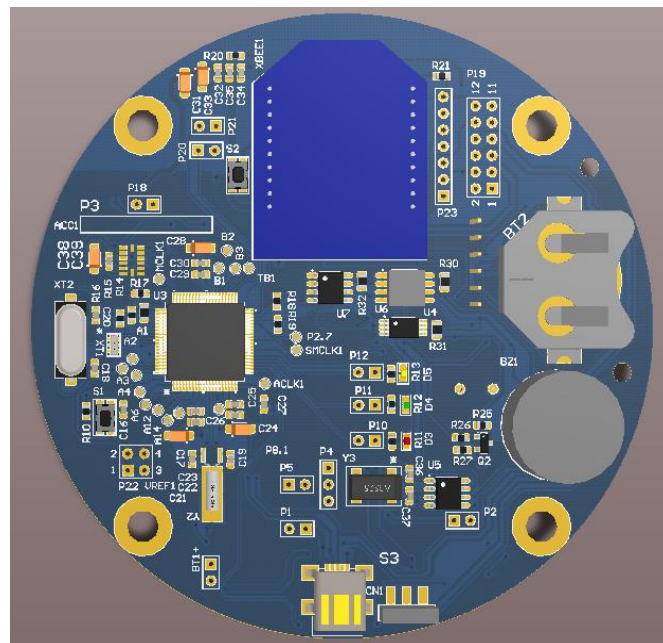


Figura No. 100. Diseño final de carga útil

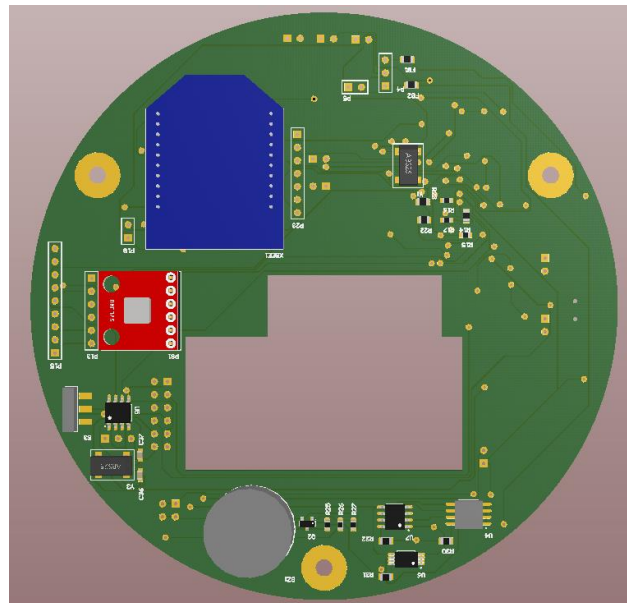


(Imagen 3D de Software de diseño de PCB Altium)

Figura No. 101. Placa final de carga útil.

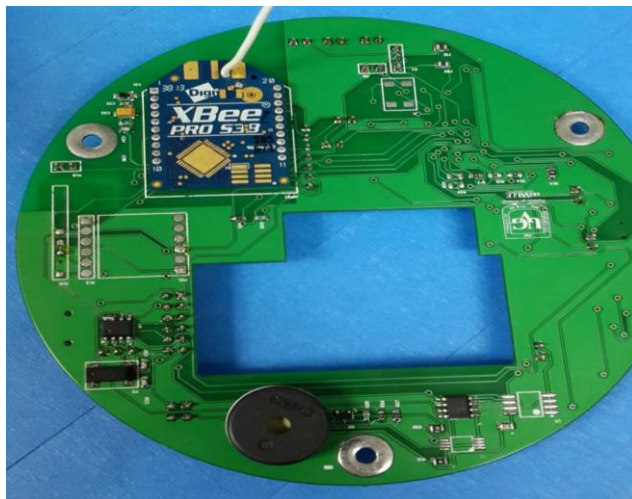


Figura No. 102. Diseño final de contenedor



(Imagen 3D de Software de diseño de PCB Altium)

Figura No. 103. Diseño final de placa del contenedor



Para el diseño del sistema de comunicación inalámbrica se consideraron factores tanto en hardware como en software. Para el diseño de hardware del sistema de comunicación se implementaron las recomendaciones del fabricante de los módulos. Algunas de estas recomendaciones incluían: Desbastar una zona de cobre de la placa donde se encontrará el módulos XBee para prevenir que el cobre actuara como antena, se utilizaron capacitores para filtrar la señal de alimentación, el PCB se diseñó de tal manera que los pines VCC, GND, DOUT, DIN, SLEEP_RQ, SLEEP y RESET se encontraran conectados y el resto de pines desconectados.

Para el diseño de software se consideraron factores como: la configuración de direccionamiento de los módulos para establecer una comunicación punto a punto, la interface serial UART y el modo de ahorro energético.

Para el diseño de esquemáticos y del PCB se utilizó el Software Altium Designer. En la Figura No. 100, se puede observar el esquemático para el diseño final del sistema de comunicación tanto para la carga útil como para el contenedor. En la **Figura** se puede observar el diseño final de la carga útil en 3D del Software Altium Designer el cual muestra las características de diseño mencionadas anteriormente y en la **Figura** se puede observar el PCB de la carga útil. En la Figura No. 102 se puede observar el diseño final del contenedor en 3D del Software Altium Designer. En la Figura No. 103 se puede observar el PCB del contenedor.

Para las pruebas de comunicación se utilizó una raspberry pi la cual implementó el Software python para correr el programa para establecer la comunicación. El software de vuelo no utilizó el mismo

procesador que utiliza una raspberry pi, sin embargo el segmento de programa del microcontrolador que se estableció para controlar la comunicación, se basó en las pruebas realizadas en la raspberry pi.

Para la antena se utilizó un Arduino mega para establecer una interfaz serial entre el módulo XBee receptor y el sistema de cómputo. Fue necesario conseguir un cable USB de 10 m de longitud debido a que la altura de la antena era de 4 metros y el equipo de cómputo se ubicó a 4 metros de distancia a donde se encontraba la antena. Para conectar el XBee al arduino mega con la antena RP-SMA de recepción se diseñó y fabricó un shield de tal manera que los pines coincidieran con el arduino mega (ver Figura No. 204).

El contenedor y la carga útil eran dos dispositivos independientes que debían recolectar distinta información y transmitir los datos recolectados a la estación terrestre. El contenedor se programó para transmitir un total de 26 datos de información de los cuales se incluyó: el número del equipo, el número de paquete transmitido, el tiempo de misión, la altitud, y el estado de software. Mientras que la carga útil se programó para transmitir un total de 52 datos dentro de los cuales se incluyó: el número de equipo, el conteo de paquetes, el tiempo de misión, la altitud, la temperatura del aire, el voltaje proveído por los paneles solares, los ángulos de descenso respecto a tres ejes y el estado de software.

Cuadro No. 69. Formato de trama de datos para el contenedor.

Datos	Ejemplo	No. de Bytes	Descripción
Dirección XBee	/	1	Identificador que permite reconocer trama de datos de la carga útil
Team_ID	2653	4	Identificador del equipo
Conteo de paquete	0028	4	Cuenta la cantidad de paquetes transmitidos
Tiempo de misión	0016	4	Es el tiempo de misión desde el momento en que se enciende la carga útil
Altitud	965425	6	Dato que representa la altitud
Estado de software	FA	2	Indica si la carga útil se encuentra en vuelo, en modo de prueba o ya descendió a tierra.
Comas y enter	,/r	5	Entre cada dato se colocaba una coma para identificarlo
Total de bytes	-	26	Cantidad de bytes totales

Cuadro No. 70. Formato de trama de datos para la carga útil.

Datos	Ejemplo	No. de Bytes	Descripción
Dirección XBee	/	1	Identificador que permite reconocer trama de datos de la carga útil
Team_ID	2653	4	Identificador del equipo
Conteo de paquete	0028	4	Cuenta la cantidad de paquetes transmitidos
Tiempo de misión	0016	4	Es el tiempo de misión desde el momento en que se enciende la carga útil
Presión	96542	5	Dato que representa la presión
Temperatura	6547	4	Dato que representa la temperatura del ambiente
Voltaje	0432	4	Dato que representa el voltaje proveído
Aceleración	-1254+5894-4785	15	Dato que representa el ángulo de descenso en los tres ejes
Estado de software	FA	2	Indica si la carga útil se encuentra en vuelo, en modo de prueba o ya descendió a tierra.
Comas y enter	, /r	9	Entre cada dato se colocaba una coma para identificarlo
Total de datos	-	52	Cantidad de bytes totales

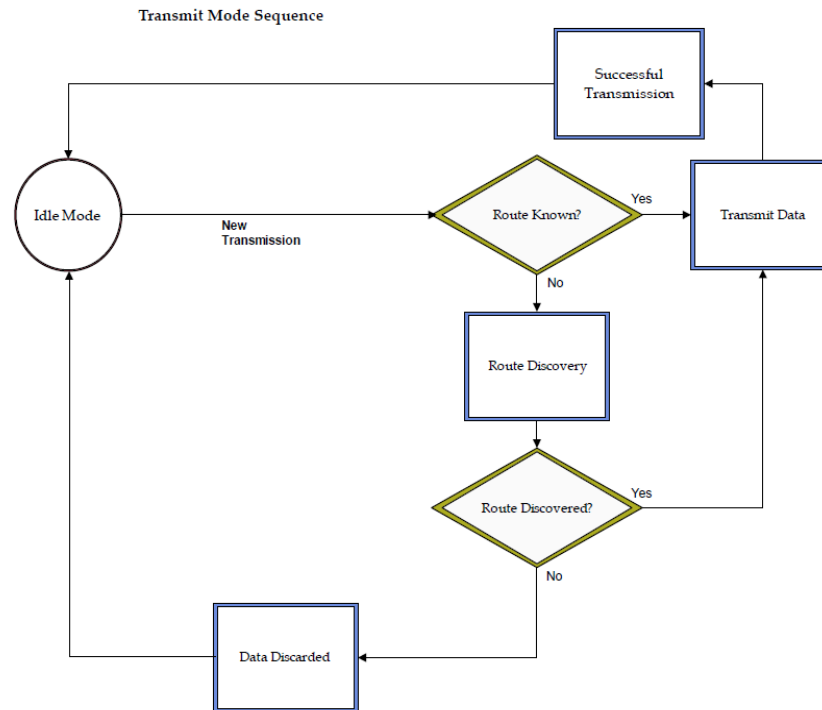
Los módulos de comunicación reciben la telemetría de forma serial a través de un puerto UART (Digi International Inc., 2014). Este puerto fue configurado a una velocidad de transmisión de datos de 9,600 baudios por segundo. Un dato de información o una palabra está compuesto en total de 10 bits incluyendo un "start bit", el contenido de información compuesto por un byte y un "stop bit"(Digi International Inc., 2014). Esto quiere decir que cada dato de información tarda 1.042 ms en ser recibido del micro controlador al módulo XBee.

Adicionalmente los módulos XBee cuentan con un parámetro que define el tiempo en que pueden formar un paquete a partir del último dato que reciben continuamente del micro-controlador. Este parámetro se llama tiempo de paquetización (Digi International Inc., 2014). Este valor se configuró con un valor de tres lo que significa que el módulo de comunicación debía de permanecer despierto, después de enviar el último dato, tres veces el tiempo en que tarda enviar toda la trama de datos. Esto permite darle tiempo al procesador interno del módulo de comunicación agrupar la información que debe de enviar como un paquete de datos completo.

Los módulos XBee pueden estar en cuatro estados: Modo de transmisión, modo de recepción, modo "sleep " y modo de comando. De estos se utilizó: el modo de transmisión, para enviar la telemetría a la estación en tierra, el modo de recepción, para el módulo encargado de recibir la información enviada por el contenedor y la carga útil y el modo "sleep", para ahorrar energía cuando los módulos no se encontraban transmitiendo información.

El modo de transmisión se activa cuando un conjunto de datos son recibidos por el módulo y están listos para ser agrupados. Luego la dirección de destino de cada módulo determina que nodo o nodos deben recibir los datos a enviar. Una vez es establecido a que nodos se debe de enviar la información, los datos son transmitidos (Digi International Inc., 2014).

Figura No. 104. Secuencia del modo de transmisión.



(Extraído de manual XBee PRO S3B).

6. Módulo software de vuelo

a. **Definición de la arquitectura de hardware.** En base a los requerimientos descritos en la sección anterior se definieron los elementos que deben componer al hardware electrónico del sistema embebido a diseñar y que tienen un efecto directo en el software a desarrollar. También define el tipo de interconexiones o buses a utilizar para la comunicación entre los distintos elementos.

Se definieron arquitecturas de hardware distintas tanto para el contenedor como para la carga útil. Esto es necesario ya que este hardware estaría integrado en un sistema electrónico compuesto de un circuito impreso que contiene las interconexiones físicas eléctricas entre elementos, los elementos como tales y el dispositivo de control principal. Cada vehículo debe ser proveído de su propio sistema electrónico para cumplir con sus funciones, por lo que cada vehículo debería tener su propio hardware.

A continuación se presentan las arquitecturas de hardware desarrolladas y mejoradas en base a:

- Los requerimientos de la misión.
- Análisis de las implicaciones de los requerimientos sobre un sistema electrónico que los cumpliría.
- Escalabilidad para integrar más dispositivos sin impacto sobre los otros existentes.
- Flexibilidad para aceptar otros tipos de sensores sin modificaciones grandes en el hardware.
- Facilidad para cambiar los dispositivos periféricos sin necesidad de modificar el hardware al momento de hacer prototipos.

Se presenta en un diagrama de bloques interconectados por buses de comunicación. Las siglas sobre las líneas y el color de las mismas indican el tipo de bus de comunicación utilizado y el tipo de señal que viaja por dichos buses.

Figura No. 105. Arquitectura de hardware de contenedor.

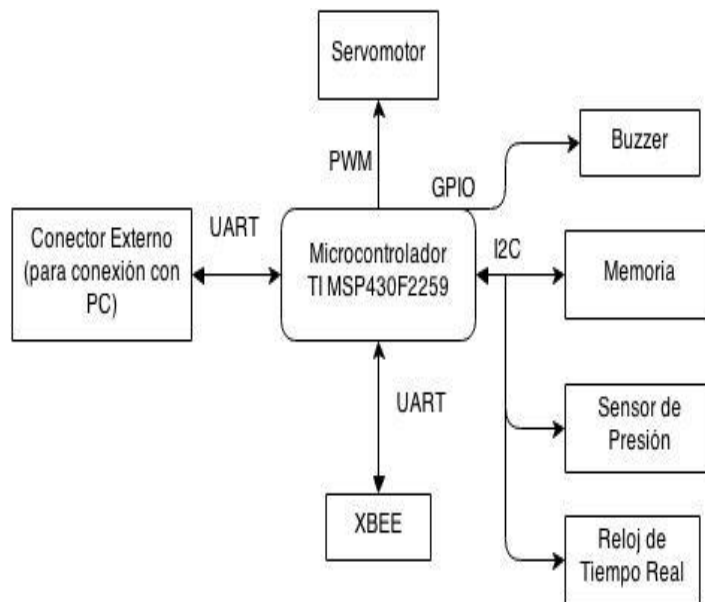
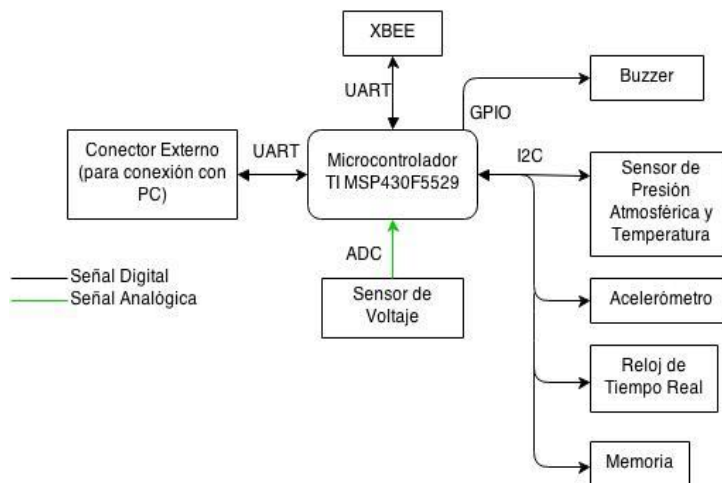


Figura No. 106. Arquitectura de hardware de carga útil.



Se observa de las Figuras No. 105 y No. 106, que ambas arquitecturas son muy similares. Ambas arquitecturas fueron desarrolladas de forma independiente. Las razones por las cuales existe esta similitud se derivan del reglamento de las competencias y decisiones de programación:

- Ambos sistemas tienen operaciones en común:
 - Mantenimiento del tiempo
 - Almacenamiento de datos de telemetría
 - Medición de altura
 - Comunicación inalámbrica a través del mismo sistema de comunicación (XBEE).
 - Conexión externa a PC
- Utilizan una arquitectura centrada en un microcontrolador, el cual, para facilitar el desarrollo de software y, específicamente de drivers para los dispositivos periféricos, se decidió sería el mismo en ambos sistemas de contenedor y carga útil. (Los criterios de selección del microcontrolador se discuten más adelante).
- Utilizan los mismos buses de comunicación.

Los buses de comunicación estandarizados utilizados son: Inter Integrated Circuit (I2C o I2C) y UART (Universal Asynchronous Receiver Transmitter). Otros buses de comunicación incluyen: PWM (Pulse Width Modulation) para comunicación con el servomotor, pines GPIO (General Purpose Input/Output) del microcontrolador para activar o desactivar el buzzer y, en el caso del hardware de la carga útil, un bus analógico.

1) Criterios para la selección del bus de comunicación I2C para la comunicación de dispositivos periféricos

- El bus I2C define que cada dispositivo esclavo debe tener una dirección propia definida a través de la cual, el dispositivo maestro lo puede direccionar unívoca.
- Permite velocidades de transmisión de datos lo suficientemente altas para minimizar el tiempo de transmisión y limitar el consumo de energía.
- Todos los dispositivos están conectados al mismo bus de comunicación, es decir, a las mismas líneas físicas, lo cual permite añadir o remover dispositivos a discreción sin afectar la comunicación entre el maestro y los esclavos restantes.
- Por el criterio anterior, se minimiza el número de pines necesarios para establecer comunicación con todos los dispositivos a solo 3. Esto tiene impacto directo en facilitar el diseño del circuito impreso y requerir menos espacio en el mismo, reduciendo así el tamaño y el peso del sistema electrónico final.
- Aunque la programación de drivers para la comunicación I2C es más complicada que otras alternativas (SPI, UART), la flexibilidad y escalabilidad que se gana compensa dicha dificultad. Estas dos características fueron fundamentales para el desarrollo ya que se contaba con poco tiempo para el mismo.

2) Criterios para la selección del bus de comunicación UART para comunicación con XBEE y PC

- La comunicación con el módulo XBEE está restringida a comunicación serial a través de un módulo de comunicación UART.
- La configuración de este bus de comunicación es relativamente sencilla y, a diferencia de otros protocolos (p.ej.: I2C, SPI), no existe complicaciones más allá de los bits de inicio y terminación de comunicación.
- Existen disponibles en el mercado convertidores de bus serial a USB que permiten hacer transparente la comunicación final de datos hacia la PC.
- Permite configurar varias velocidades de transmisión de datos para adaptarse a las necesidades de esta aplicación.

b. **Definición de la arquitectura de software.** La arquitectura de software presentada a continuación es el resultado de un proceso iterativo de diseño. El modelo de capas, la programación dirigida por eventos (interrupciones), los gráficos de llamadas de funciones y el orden de los procesos son características del código que se pueden analizar de forma independiente. Sin embargo, el diseño final de cada una es producto de la forma en que las demás fueron progresando, con una gran interdependencia en su desarrollo.

1) Diagrama de estados y condiciones de transición. Después de la definición de requerimientos que se desarrolló en la sección V.A “Definición de Requerimientos de Software de Vuelo”, el segundo paso que se siguió fue la creación de un diagrama de estados y condiciones de transición para el software de vuelo de la carga útil y del contenedor. En esta sección se presenta y define las principales características de los mismos.

Los diagramas de estado que se analizan a continuación son de alto nivel, en el sentido que representan las acciones que ejecuta el software como elemento de todo el sistema que cumple la misión para la cual es desarrollado. No se adentra dentro de las operaciones específicas que ejecuta el software ni cómo las hace, sino las acciones que desarrolla en conjunto con otros módulos del sistema (elementos mecánicos, sensores, dispositivos de comunicación inalámbrica) y el momento y condiciones en que las ejecuta.

Figura No. 107. Diagrama de estados y condiciones de transición de la carga útil.

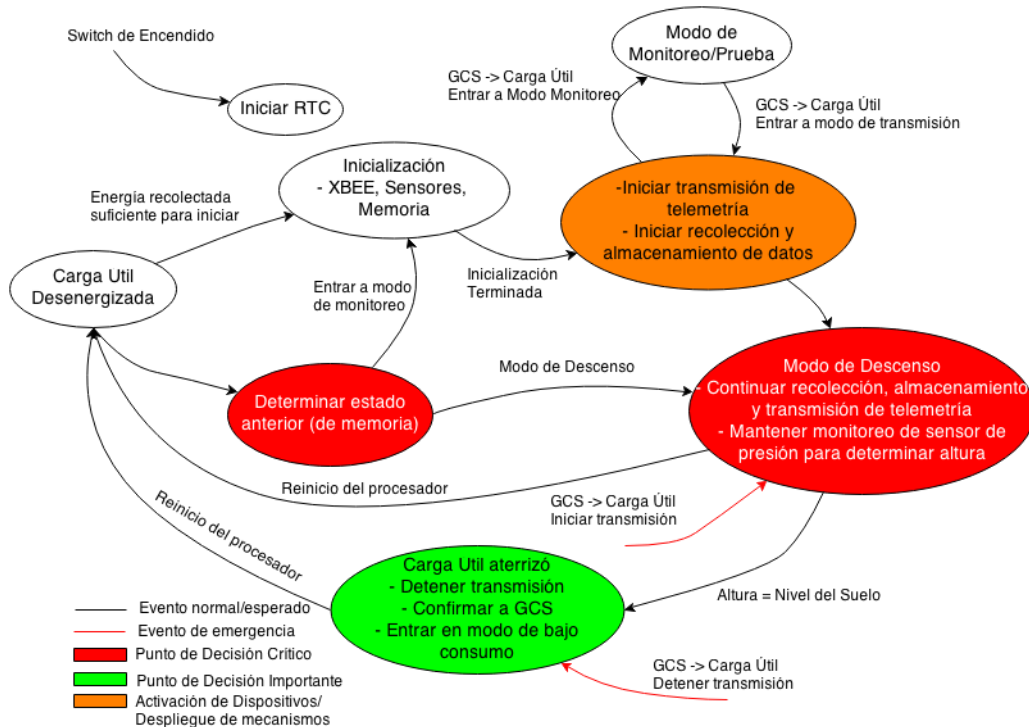
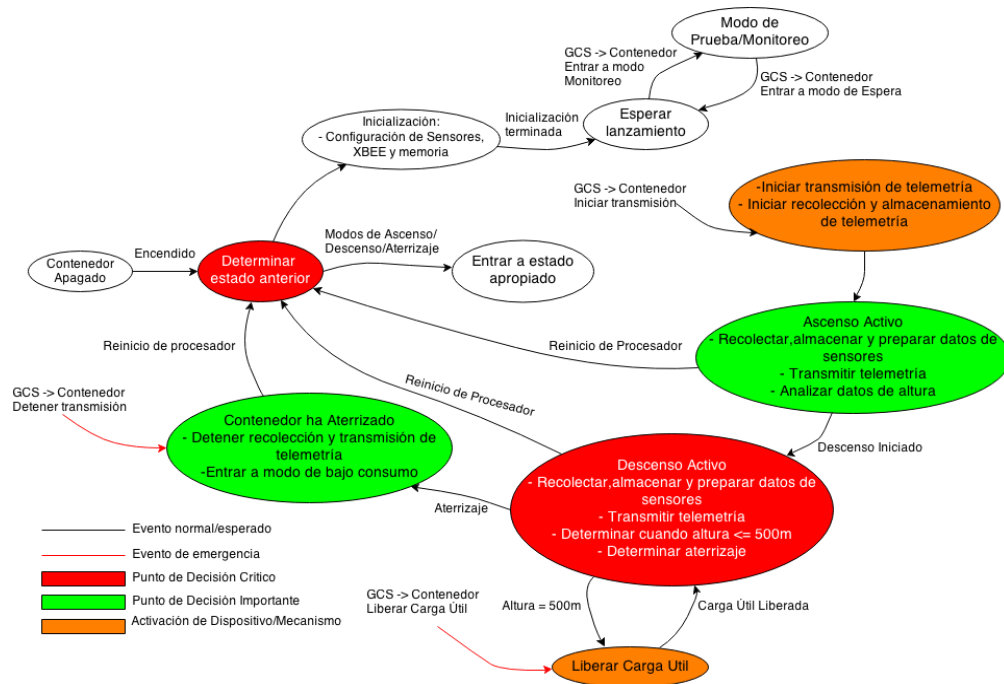


Figura No. 108. Diagrama de estados y condiciones de transición de la carga útil.



2) Modelo de capas del software: tanto para la carga útil como el contenedor. Se generaron modelos de software por capas para identificar los componentes de software necesarios en cada vehículo y la interdependencia entre estos componentes. Es importante entender que los componentes están relacionados en el sentido en que los componentes que están en las capas superiores se construyen a partir de los que se encuentran en las capas inferiores.

Todos los componentes identificados y desarrollados se pueden clasificar en tres distintas capas:

- **Aplicación:** Contiene los componentes que proveen la funcionalidad requerida y algoritmos para cumplir los requisitos operacionales y funcionales de cada vehículo. Se puede asignar a estos componentes los requerimientos relacionados al software.
- **Driver:** Son los componentes que proveen funcionalidad relacionada al manejo del hardware a través de funciones de software. Es decir, proveen algoritmos de inicialización y comunicación con todos los dispositivos periféricos e internos al microcontrolador, así como la generación de paquetes de datos.
- **Configuración/física:** Estos componentes proveen la funcionalidad básica para la interacción del hardware. Los componentes de esta capa son los que generan las señales apropiadas para dicha interacción.

A continuación se presentan dichos modelos de capas:

Figura No. 109. Modelo de capas del software de carga útil.



Figura No. 110. Modelo de capas del software de contenedor.



3) Programación orientada por eventos (Interrupciones): Este modelo de programación se seleccionó con el único objetivo de poder mantener al microcontrolador en estado SLEEP la mayor parte del tiempo posible. El microcontrolador es el componente de hardware cuyo consumo de potencia es potencialmente el mayor (con excepción del dispositivo XBEE). Por tanto, era necesario considerar que todas las actividades del mismo deben ocurrir tan rápido como sea posible y en el momento en que fuera necesario, ni antes ni después. La programación dirigida por eventos permite cumplir con este objetivo en el sentido que el microcontrolador se activa sí y solo sí algún dispositivo periférico interno o externo al mismo requiriera procesamiento por parte de él.

Tanto la carga útil como el contenedor se implementaron bajo este modelo. Solo en la carga útil este modelo era indispensable debido a sus restricciones de energía, sin embargo, resultó útil en el contenedor, no solo para tener una base común más amplia entre ambos softwares y simplificar el desarrollo individual de cada uno, sino también por el hecho de que la potencia requerida por el dispositivo XBEE era tal que el contenedor como un todo funcionaba perfectamente durante solo 30 min; pasado este tiempo se producían errores de transmisión. Si el software no se hubiese implementado bajo este modelo para el contenedor, este tiempo podría haberse reducido, poniendo en riesgo el éxito de la misión.

Se puede representar, en máquina de estados finitos, la abstracción de las operaciones principales ejecutadas por el software de contenedor y carga útil. Estas operaciones se ejecutan en una secuencia específica y lógica, y se realizan al ejecutar un conjunto definido de operaciones que las componen. La programación dirigida por eventos se ve reflejada en dos características importantes en esta implementación y que regulan la forma en que se ejecutan estas operaciones:

La transición entre operaciones principales y entre cada operación en el conjunto que las componen, se ejecuta sí y solo sí ha ocurrido un evento o interrupción que conduzca a dicha transición. Para que las operaciones se ejecuten en una secuencia específica y lógica se implementó un conjunto de banderas que indican el inicio o finalización de cada operación.

Lo anterior se puede entender al observar que todos los componentes de la capa de aplicación y driver de la carga útil y contenedor (Figura No. 109 y Figura No. 110, respectivamente) se implementaron como pequeñas máquinas de estados finitos sencillas. La transición entre cada acción ocurre solo por interrupciones y, mientras alguna operación se inició pero no se ha terminado, la serie de instrucciones restantes a ejecutar dirige siempre al estado SLEEP, estado del cual saldrá solamente cuando ocurra una interrupción que indique que la operación actual ya terminó, y así continuar con la siguiente operación.

Las Figura Nos. 107 y 108, presentan los diagramas de flujo y condiciones de transiciones que permiten observar esta característica. En este caso, la abstracción de las operaciones principales para la carga útil y contenedor es la misma.

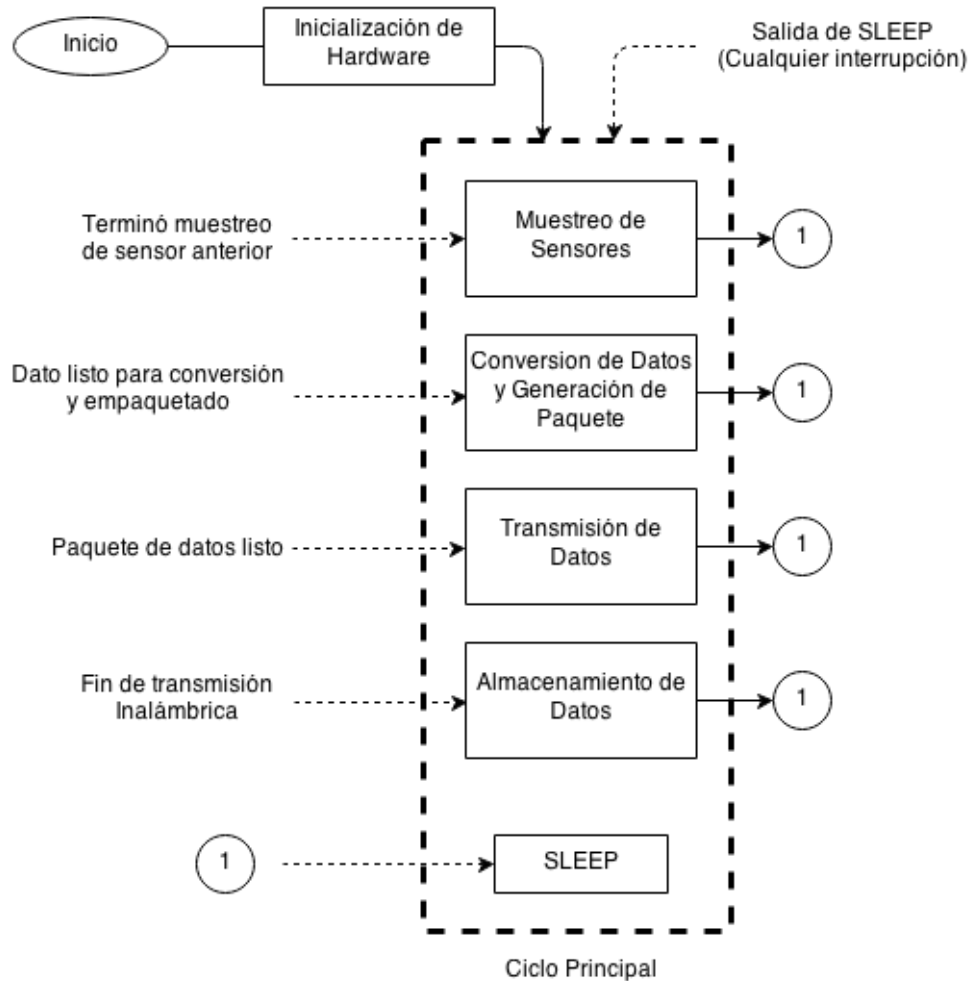
Una de las características de esta implementación de software y que posiblemente no se puede observar de la Figura No. 107 y Figura No. 108 es la siguiente: El ciclo principal, en el que se ejecuta las 4 operaciones principales mostradas, evalúa cuál de todas estas y cuales operaciones del conjunto que compone a cada una se pueden ejecutar en el ciclo actual. Es decir, en el caso de la operación “Muestreo de Sensores” y “Conversión de Datos y Generación de Paquete”, se evalúa si hay algún sensor por muestrear, si lo hay, se muestrea el sensor; al mismo tiempo, mientras un sensor es muestreado, el dato muestreado de un sensor anterior está ya listo para ser convertido al formato ASCII apropiado y se hace dicha conversión. Por tanto, estas operaciones, aunque no son parte del mismo conjunto, pueden ejecutarse aunque la operación principal anterior no haya terminado.

En el caso de la operación “Transmisión de Datos”, se implementó el software de tal forma que todos los datos estuviesen listos y el paquete de datos formado antes de que cualquiera fuera enviado. Fue una decisión también esperar a que los datos fueran transmitidos por completo antes de comenzar la operación de “Almacenamiento de Datos”. La razón para esta decisión es que mientras se están transmitiendo los datos el consumo de energía del dispositivo XBEE es de 0.33W (100mA @3.3V) durante 23.95ms. El consumo de energía durante el almacenamiento de datos en la memoria externa seleccionada también es alto (no comparado al del dispositivo XBEE pero sí durante más tiempo: 9mW, 3.3V @3mA durante 2ms). Ejecutarlas al mismo tiempo podría tener como consecuencia que ninguna de las dos se ejecutara bien, que hubiese corrupción de datos, reducción en la potencia de transmisión en el dispositivo XBEE ya que las restricciones de potencia fueron bastante grandes para la carga útil, dado que recolectaba toda su energía por paneles solares poco estables y lejos de ser ideales. Esto podría poner en riesgo cumplir con algunos requerimientos de la misión, por lo que se decidió que ambas operaciones se ejecutaran una después de la otra aunque se pudieran realizar simultáneamente.

Asimismo, el orden de las operaciones antes mencionadas fue una decisión durante el desarrollo del software. La transmisión de datos tiene una puntuación alta y calificación en base a cada dato transmitido (40 pts. en total). El almacenamiento de datos también es una operación crítica ya que permitiría evaluar muchas características post-vuelo, sin embargo, tiene una puntuación acumulada menor (30 pts.). Se utilizó este criterio para decidir que la transmisión de datos se realizaría antes, pero no existe ninguna base fuerte para decir que alguno es más crítico o crucial que otro, por lo que en el desarrollo final pudo haberse intercambiado el orden de estas operaciones.

Las decisiones de diseño e implementación mencionadas en los dos últimos pasos fueron realizadas durante las iteraciones y pruebas del software. No se inició con este diseño desde los primeros prototipos de software sino que, conforme se iba probando individualmente cada operación, se analizaban todos los factores y consecuencias relacionadas al funcionamiento de todo el sistema electrónico, y los propios resultados de las pruebas de prototipos de software indicaban que estas decisiones debían tomarse.

Figura No. 111. Diagrama de flujo y condiciones de transición del ciclo principal (main) de la carga útil y contenedor. Nótese que las operaciones mostradas aquí son las operaciones principales y todas se ejecutas por ocurrencia de un evento/interrupción (indicado por la flecha punteada).



En la Figura No. 112, se ejemplifica el conjunto de operaciones que componen al “Muestreo de Sensores” de la carga útil. Esta figura muestra que todos los componentes del software están programados por pasos secuenciales, cada uno de los cuales se ejecuta solo por ocurrencia de alguna interrupción que provoque la salida del estado SLEEP. Sucede lo mismo en el software del contenedor, pero las operaciones que componen al muestreo de sensores son distintas. Sin embargo, se ejecutan de la misma forma, bajo el mismo concepto.

La Figura No. 113, ejemplifica el mismo concepto pero para los componentes de bajo nivel que componen al muestreo del sensor de aceleración en la carga útil. Se presenta esta figura para proveer mayor claridad en cuanto a la estructura del software.

Figura No. 112. Diagrama de flujo y condiciones de transición para la operación principal “Muestreo de Sensores” de la carga útil.

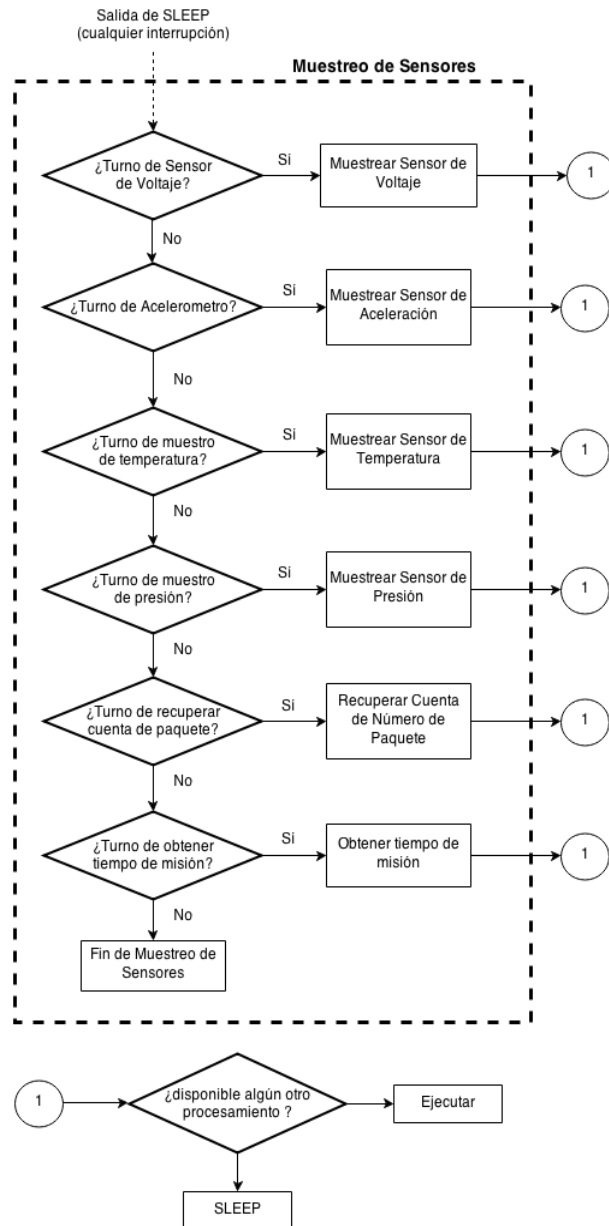
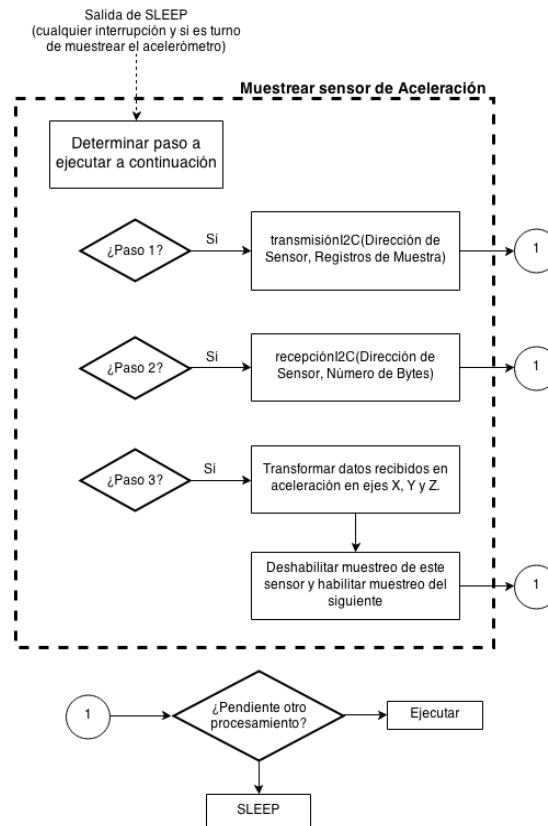


Figura No. 113. Diagrama de flujo y condiciones de transición para la operación de muestreo del sensor de aceleración.



En la Figura No. 113, se muestran las operaciones que implica muestrear el sensor de aceleración. Se ha representado las operaciones como funciones con parámetros para hacer explícito el hecho que estas operaciones individuales son componentes de la capa Driver (en este caso del software de carga útil). Por ejemplo, la operación de la Figura 10 “transmisiónI2C(Dirección de Sensor, Registros de Muestra)” representa a la acción de transmitir hacia el sensor cuya dirección se envía como parámetro la dirección de los registros de su memoria interna, que también se envían como parámetro, para ser preparados y leídos en el próximo intercambio I2C.

Es importante mencionar que la implementación del diagrama de flujo y algoritmo presentado en la **Figura** se hizo utilizando la estructura switch-case. Una interrupción inicial permite la entrada a esta serie de pasos, internamente se decide qué paso se debe ejecutar y se finaliza la ejecución al terminar cada paso. Se regresa a evaluar el siguiente paso a ejecutar solo cuando el paso anterior ya se terminó de ejecutar y el hardware lo indica con una bandera de interrupción.

Todas las operaciones, con excepción de las rutinas de inicialización de los periféricos internos del microcontrolador y sensores, fueron diseñadas e implementadas bajo los conceptos mencionados anteriormente. La consecuencia de esto se resume en que la implementación está orientada por eventos/interrupciones y explica una gran parte de la forma en que se desarrolló, estructuró e implementó el software de ambos vehículos.

4) Gráficos de llamadas de funciones. La interrelación de las funciones expuesta en la Figura No. 111, Figura No. 112 y Figura No. 113 permite tener una buena idea general de cómo dependen los componentes del software unos de otros. Los gráficos de llamadas son una vista más explícita y detallada de estas relaciones. En el caso de esta implementación de software, se desarrollaron estos gráficos en la etapa de diseño y modificaron y mejoraron durante el proceso de pruebas para llegar a la estructura de software más óptima. El desarrollo de los gráficos de llamadas de funciones y el modelo de capas del software tuvieron gran interdependencia y los cambios en uno se reflejan automáticamente en el otro.

A continuación se presenta una breve explicación de cada una de las funciones y los gráficos de llamadas de funciones de las funciones principales desarrollada. Las funciones que se omiten no hacen llamadas a funciones y son llamadas por otras o ejecutan funciones de inicialización que no forman parte de las funciones principales para las que fue diseñado el software.

Figura No. 114. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de muestreo de sensor de aceleración.

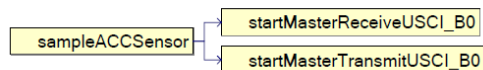


Figura No. 115. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de muestreo de sensor de voltaje.

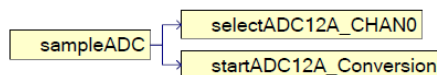


Figura No. 116. Gráfico de llamadas de funciones de la operación configuración de sensor de aceleración.

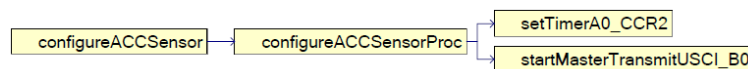


Figura No. 117. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de muestreo de sensor de temperatura.

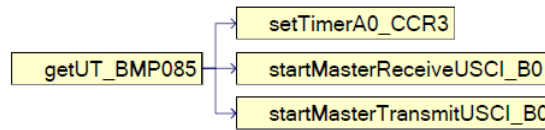


Figura No. 118. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de muestreo de sensor de presión.

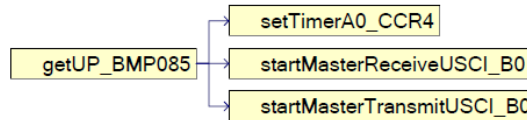


Figura No. 119. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de almacenamiento de paquetes de datos en memoria externa.

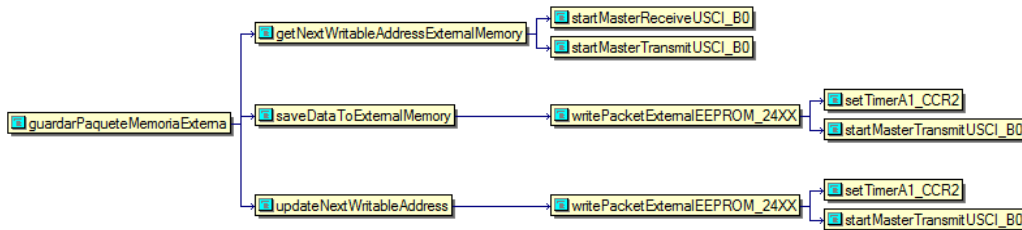


Figura No. 120. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de recuperación de cuenta de número de paquetes.

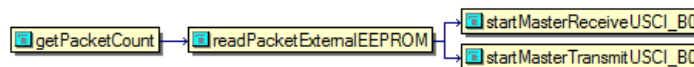


Figura No. 121. Gráfico de llamadas de funciones de la operación de borrado de memoria externa.

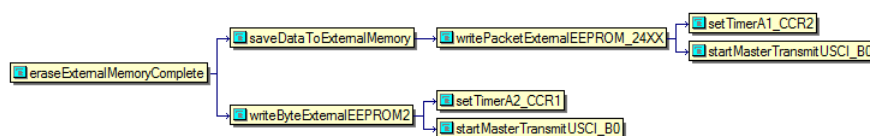
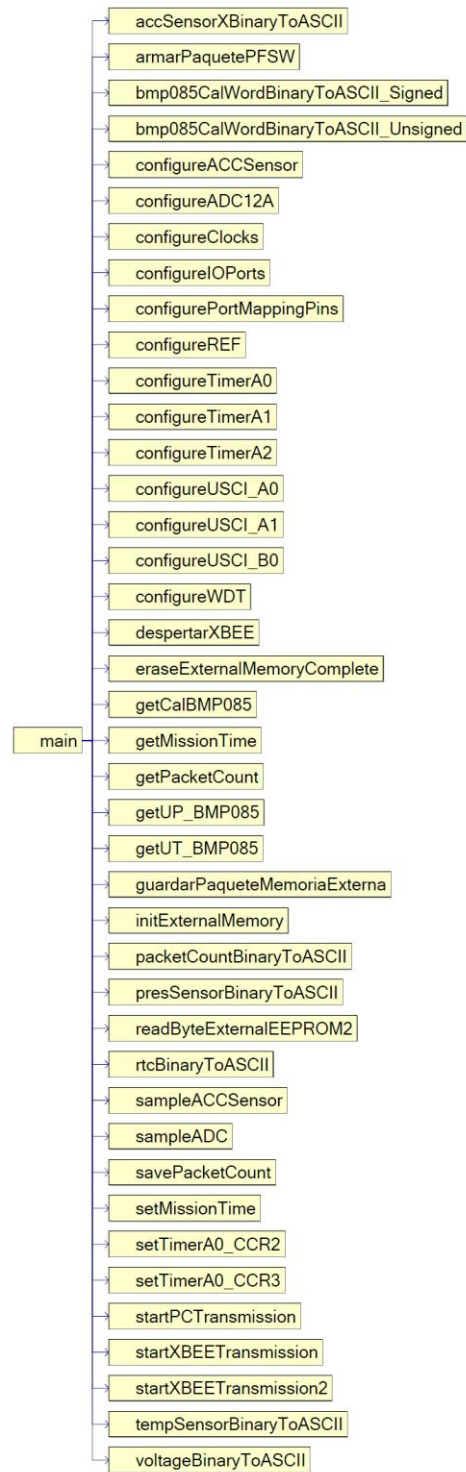


Figura No. 122. Gráfico de llamadas de funciones del ciclo de ejecución principal.



5) Herramientas seleccionadas para la implementación del software. Las herramientas que fue necesario seleccionar para la implementación del software son: lenguaje de programación, editor, compilador y debugger, plataforma de pruebas y herramienta de documentación. A continuación se expone la elección realizada para cada una de estas herramientas y las razones por las cuales se eligieron.

a) Lenguaje de programación: C estándar 1999 (C99). Se decidió utilizar este lenguaje de programación por las siguientes razones:

- El microcontrolador seleccionado –MSP430F5529 de Texas Instruments- tiene un conjunto de instrucciones optimizado para trabajar bajo este lenguaje.
- Es el lenguaje de programación recomendado por el fabricante para el microcontrolador sobre el cual se ejecuta el software.
- Existen una gran cantidad de opciones de compiladores para este lenguaje y microcontrolador seleccionado.
- Existe familiaridad previa del desarrollador con este lenguaje.
- Provee la flexibilidad y abstracción suficiente y requerida para desarrollar la aplicación con suficiente control de las operaciones internas del microcontrolador sin necesidad de utilizar el lenguaje ensamblador del mismo.
- Existe documentación amplia para este lenguaje y microcontrolador. Esto incluye ejemplos de código, implementaciones reales, notas de aplicación y ayuda en línea que pueden simplificar el desarrollo y proveer apoyo en la solución de problemas.

b) Editor: Sublime Text 2.0. Se decidió utilizar el editor de texto/código Sublime Text 2.0 por las siguientes razones:

- Provee una interfaz y estilos amigables con el usuario. Esta característica es importante ya que es el ambiente con el que el desarrollador se enfrenta constantemente para desarrollar el código.
- Tiene características que facilitan la digitación del código como: resaltado de texto, reemplazo de texto flexible, autocompletación de código, autocompletación de parámetros y teclas y combinaciones de acceso rápido que facilitan la digitación de operaciones que se hacen frecuentemente.

- Es un software que se puede utilizar sin límite y gratuitamente durante un tiempo indefinido, aunque también se solicita una paga por el mismo.

c) Compilador y Debugger: IAR Embedded Workbench for MSP430 v5.6. Se eligió el software IAR EW430 v5.6 por las siguientes razones:

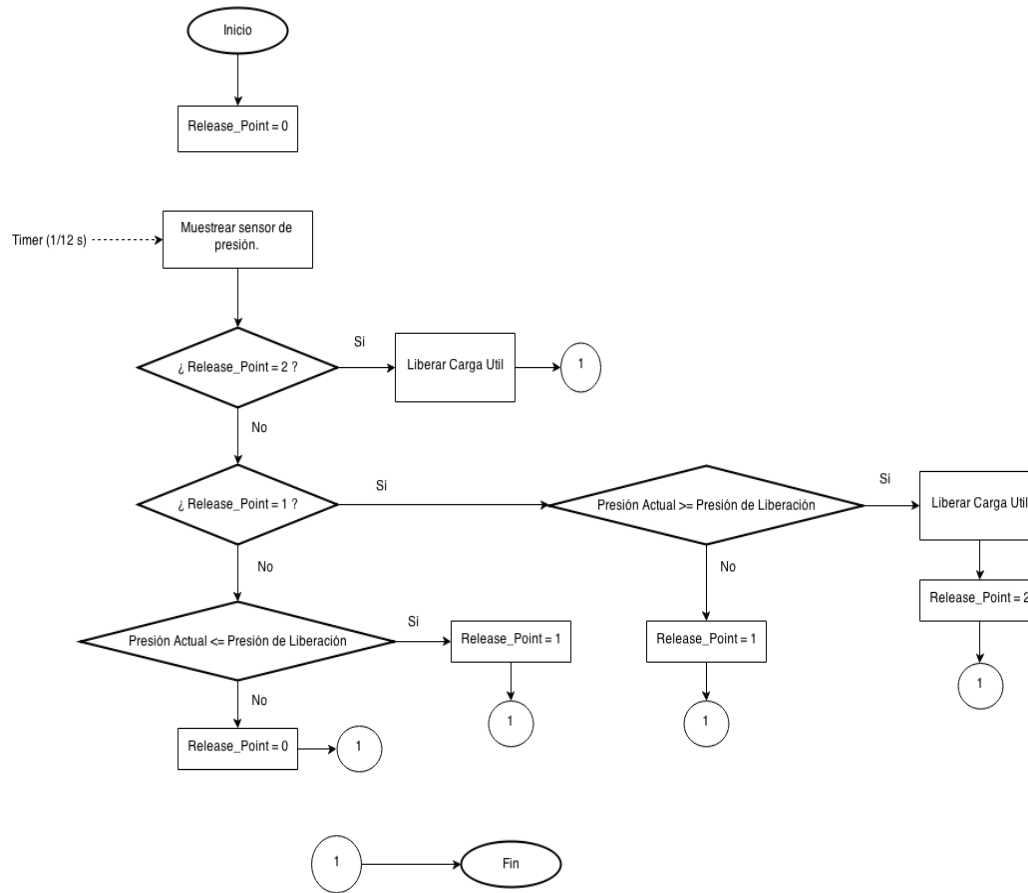
- Es recomendado por el fabricante del microcontrolador.
- Tanto el compilador como el debugger están optimizados para la familia MSP430.
- Existe familiaridad previa del desarrollador con el uso e interfaz de esta herramienta. De esta forma se acorta la curva de aprendizaje de la misma.
- Esta herramienta incluye un editor pero solo se utilizó al momento de hacer depuraciones de código.

d) Plataforma de pruebas: MSP430F5529 Launchpad Evaluation Kit. Texas Instruments desarrolla y distribuye plataformas para la evaluación de sus microcontroladores (además de la amplia gama de productos que ofrece). En este caso se eligió esta herramienta por las siguientes razones.

- Es fundamental contar con una herramienta flexible y fácil de utilizar desde el inicio para probar el código de inicialización. Esto provee un marco de software para iniciar rápidamente el desarrollo. El MSP430F5529 Launchpad provee el hardware para que este paso sea sencillo.
- Incluye un programador y debugger integrados, lo cual se traduce en ahorro en costo y facilidad de uso de la herramienta ya que está integrada.
- El programador y debugger se pueden utilizar en otro microcontrolador objetivo. Esto significa que estas dos herramientas pueden desconectarse del microcontrolador incluido en el Launchpad y conectarse a uno externo, lo cual es también fundamental ya que se diseñó un hardware a medida para el picosatélite.
- Su precio es reducido (\$12.99).

6) Principales algoritmos. A continuación se presentan los algoritmos de mayor relevancia para cada vehículo y la misión a cumplir.

Figura No. 123. Diagrama de flujo del algoritmo implementado para la liberación de la carga útil.



La Figura No. 123 presenta el diagrama de flujo del algoritmo implementado para la liberación de la carga útil como parte del software del contenedor. Este algoritmo inicia con la inicialización de variables, y específicamente con la inicialización de la variable `Release_Point` asignándole un valor de cero. Esta variable mantiene un conteo de la cantidad de veces que el contenedor ha pasado por el punto en el que se debe liberar la carga útil. Inicialmente todo el picosatélite (y también la carga útil) se encuentran a nivel del suelo en el momento del lanzamiento, por lo que se inicializa con valor cero. Se mantiene con dicho valor mientras el picosatélite no haya llegado o sobrepasado el punto de liberación. La presión atmosférica desciende conforme la altura sobre el nivel del mar aumenta, por lo que cuando la altura del picosatélite es mayor a la altura de liberación, la presión atmosférica es menor a la presión de liberación, y se indica actualizando la variable `Release_Point` asignándole valor de 1 (`Release_Point = 1`).

Conforme el picosatélite sigue su ascenso y llega a su altura máxima, la presión atmosférica sigue siendo menor a la presión del punto de liberación. Ahora debe compararse que la presión atmosférica sea mayor al punto de liberación. El picosatélite ya ha sido liberado del cohete en este momento. Tan pronto

como la presión atmosférica sea mayor a la presión del punto de liberación, se libera la carga útil del contenedor y se ha completado esta fase. Esto se indica asignando a la variable `Release_Point` el valor 2 (`Release_Point = 2`).

Figura No. 124. Diagrama gráfica del vuelo y de los puntos en que se verifica el estado de vuelo del pico satélite.

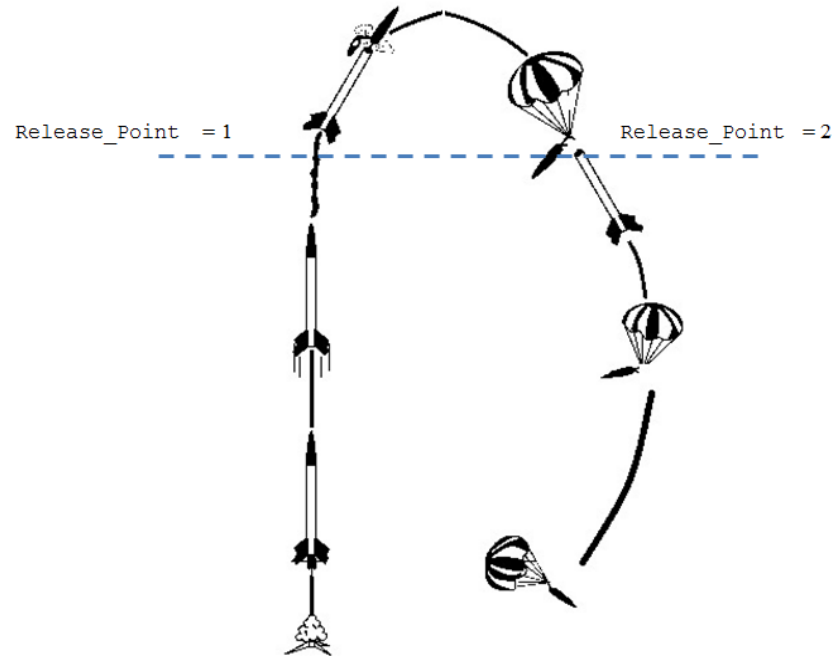
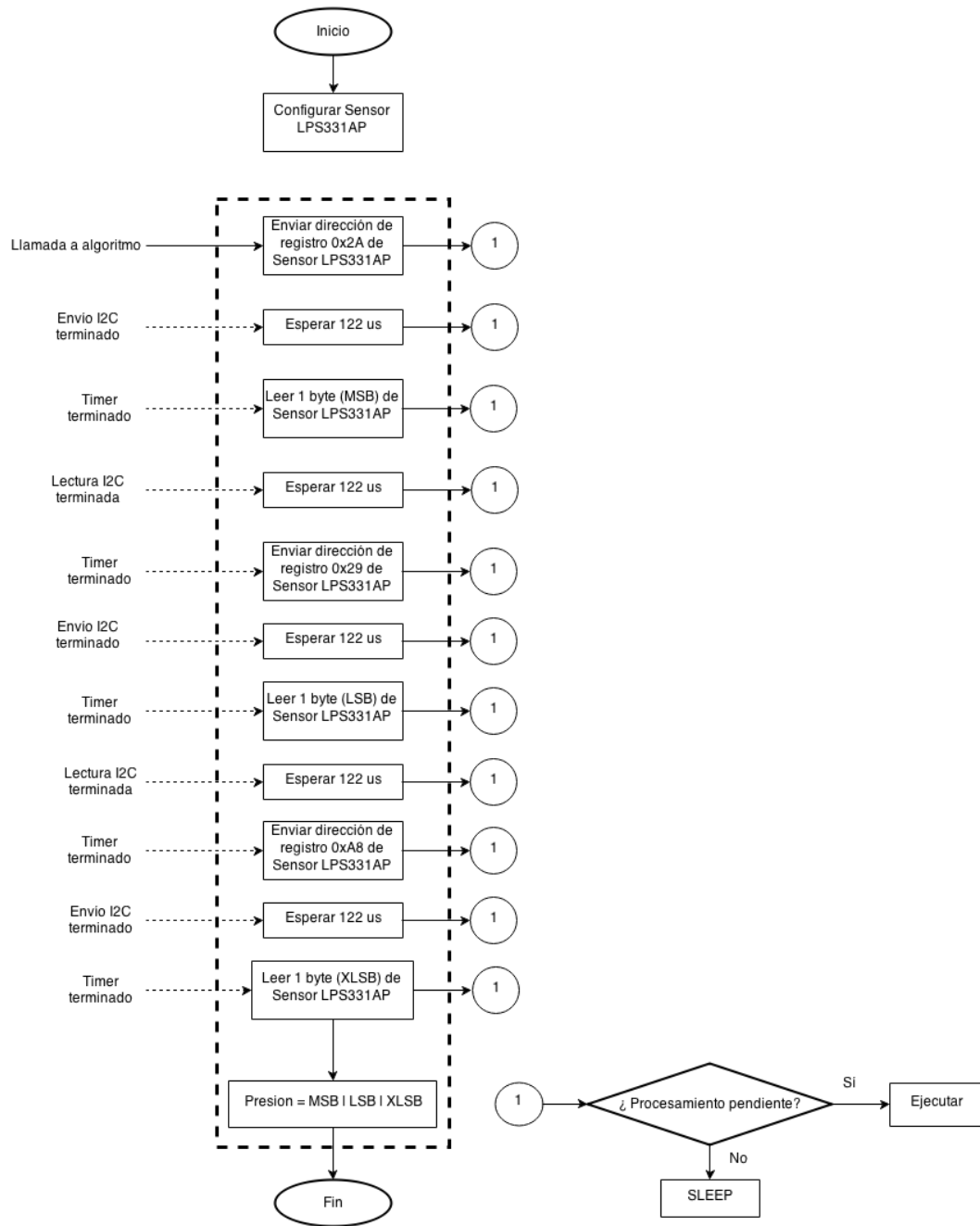
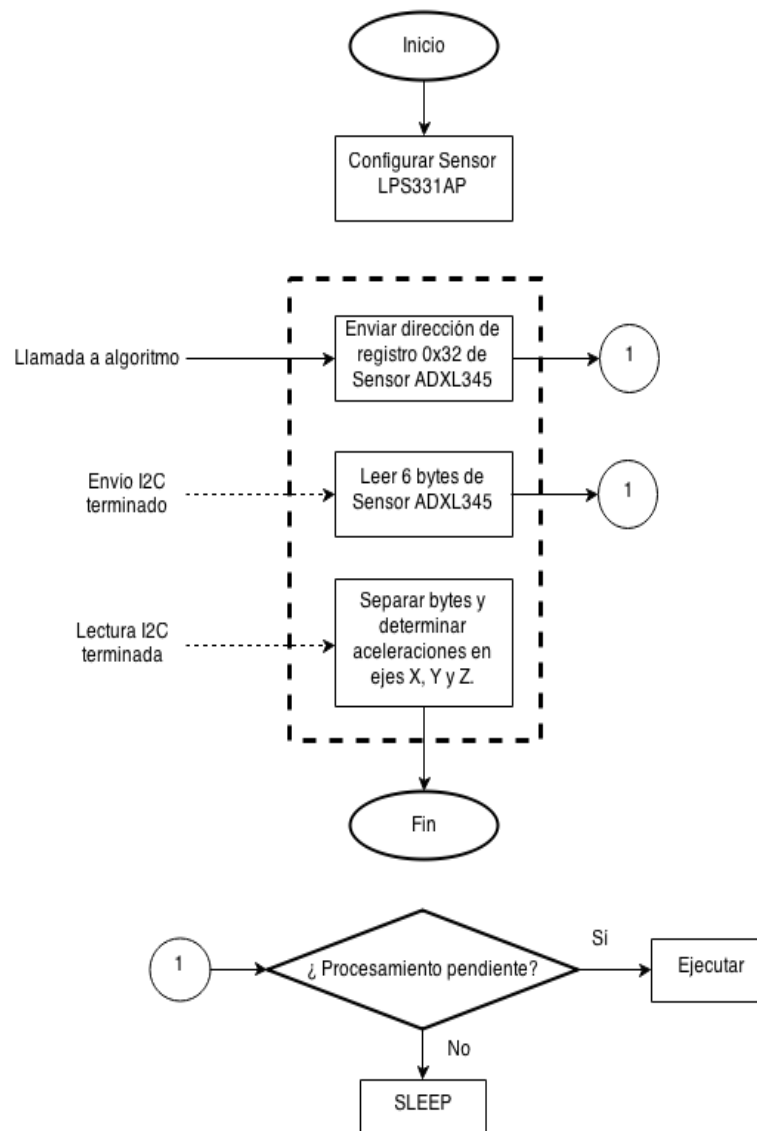


Figura No. 125. Diagrama de flujo del algoritmo implementado para muestrear el sensor de presión LPS331AP del contenedor.



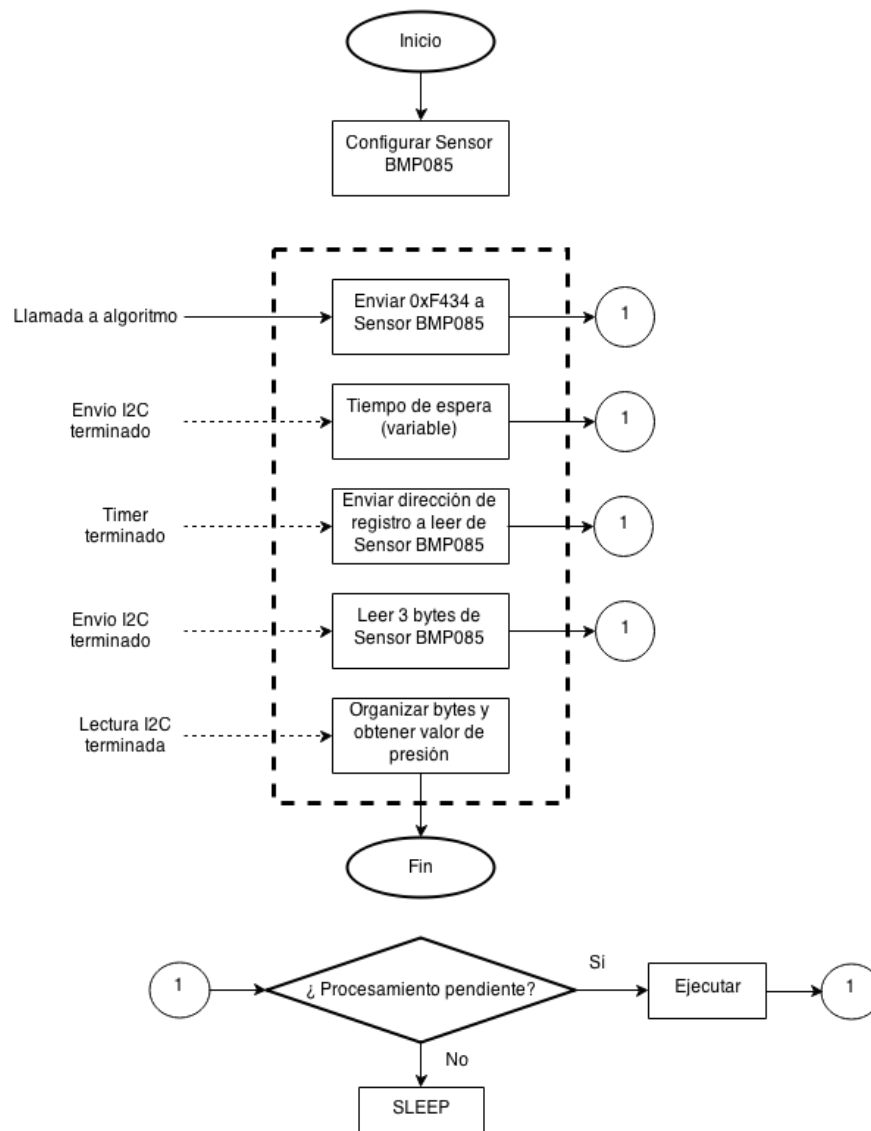
La Figura No. 125 muestra el diagrama de flujo de algoritmo programado para muestrear el sensor de presión. Este algoritmo es especificado en la hoja de datos del sensor. La implementación del mismo es relativamente sencilla y los datos se obtienen sin complicaciones.

Figura No. 126. Diagrama de flujo del algoritmo implementado para muestrear el sensor de aceleración ADXL345 de la carga útil.



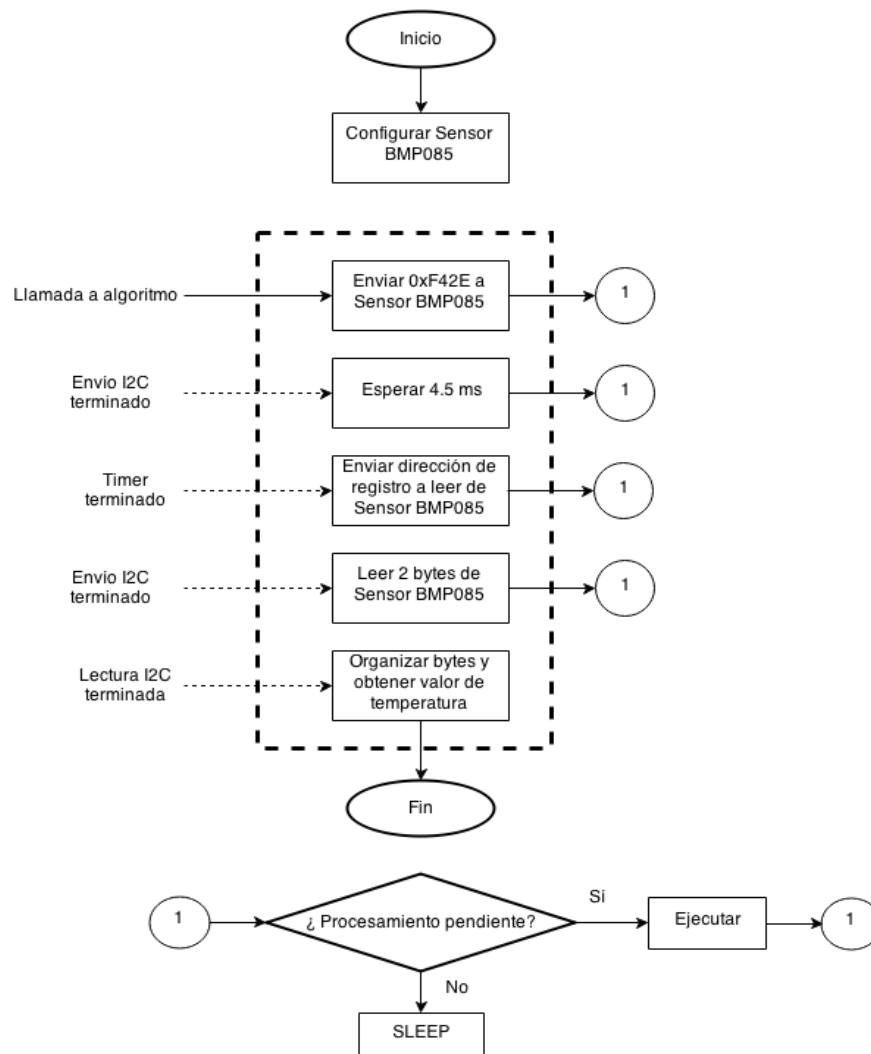
El algoritmo implementado para el muestreo del sensor de aceleración se muestra en o. 126. El último paso de separación de bytes y determinación de las aceleraciones individuales X, Y y Z se hace a través de corrimiento de bytes y el uso de máscaras para eliminar bits. Los pasos anteriores son definidos en la hoja de datos del sensor y solo es necesario implementarlos en el software.

Figura No. 127. Diagrama de flujo del algoritmo implementado para muestrear el sensor de presión BMP085 de la carga útil.



La Figura No. 127 muestra el diagrama de flujo del algoritmo implementado para el muestreo del sensor de presión. Al igual que para el muestreo del sensor de aceleración mostrado en la Figura No. 126, en este algoritmo la obtención del valor final de presión se realiza utilizando corrimiento de bytes y máscaras. Todos los demás pasos son especificados en la hoja de datos del sensor.

Figura No. 128. Diagrama de flujo del algoritmo implementado para muestrear el sensor de temperatura BMP085 de la carga útil.



En la Figura No. 127 y Figura No. 128 se presentan los algoritmos para muestrear el sensor de presión y temperatura de la carga útil. Como se observa en el diagrama esquemático de la carga útil en la sección XI. Anexos, este es un solo sensor que provee ambos datos: el sensor BMP085.

c. Implementación de la arquitectura de hardware. Se desarrollaron varios prototipos del hardware diseñado. Estos prototipos incluyen circuitos impresos de los sensores que se probaron, el dispositivo de comunicación inalámbrica, los circuitos de alimentación y del sistema electrónico integrado. A continuación se presentan el desarrollo e implementación del hardware del sistema electrónico integrado y detalles específicos de los circuitos de alimentación, el microcontrolador y la memoria externa. Detalles de otros circuitos se presentan en los trabajos desarrollados respecto a dichos módulos.

La Figura No. 129 muestra al microcontrolador y los elementos pasivos que permiten su funcionamiento. Muchos de estos elementos no se utilizaron en el diseño final, pero se consideraron como parte del circuito para ofrecer flexibilidad al mismo y evitar la necesidad de un rediseño del circuito impreso en caso hubiera necesidad de colocar un componente que no se consideró antes. Un ejemplo son los cristales externos que sirven como fuentes de reloj para el microcontrolador. Ninguno de ellos se utilizó, sin embargo existía la posibilidad de necesitar una fuente de reloj mayor a la que el microcontrolador podría generar. Por tanto, se diseñó bajo esta consideración.

Los LEDs mostrados (LED0, LED1, LED2) tienen como propósito ser indicadores de que el Sistema se encuentra encendido y servir como forma de depurar el programa visualmente. Asimismo, se consideró colocar conectores externos hacia los pines de programación y alimentación del microcontrolador, para permitir la reprogramación del mismo, una tarea básica que se realizaba constantemente durante el desarrollo del software.

El contenedor tiene un diagrama muy similar: las únicas diferencias son los pines a los cuales están conectados los LEDs y otras salidas. Este diagrama no se presentará, pero se encuentra en la sección XI. Anexos.

El circuito presentado en la Figura No. 30 corresponde a la conexión para monitoreo/prueba que también puede alimentar a todo el sistema electrónico de carga útil o contenedor. Cada uno de dichos vehículos posee un sistema idéntico. Este circuito es capaz de conmutar entre la conexión por el conector USB o una batería externa para alimentar a todo el circuito. Además permite recargar la batería externa mientras esté conectada una fuente de alimentación por el conector USB.

Este circuito le dio mucha versatilidad al desarrollo y facilitó las pruebas de todo el hardware del sistema electrónico. En una buena parte de las pruebas realizadas en los sistemas electrónicos, se deseaba validar el funcionamiento de sistemas distintos a la fuente de energía real, por lo que la flexibilidad de este circuito fue un factor fundamental.

Figura No. 131. Diagrama esquemático del circuito recolector de energía de paneles solares y regulador de voltaje

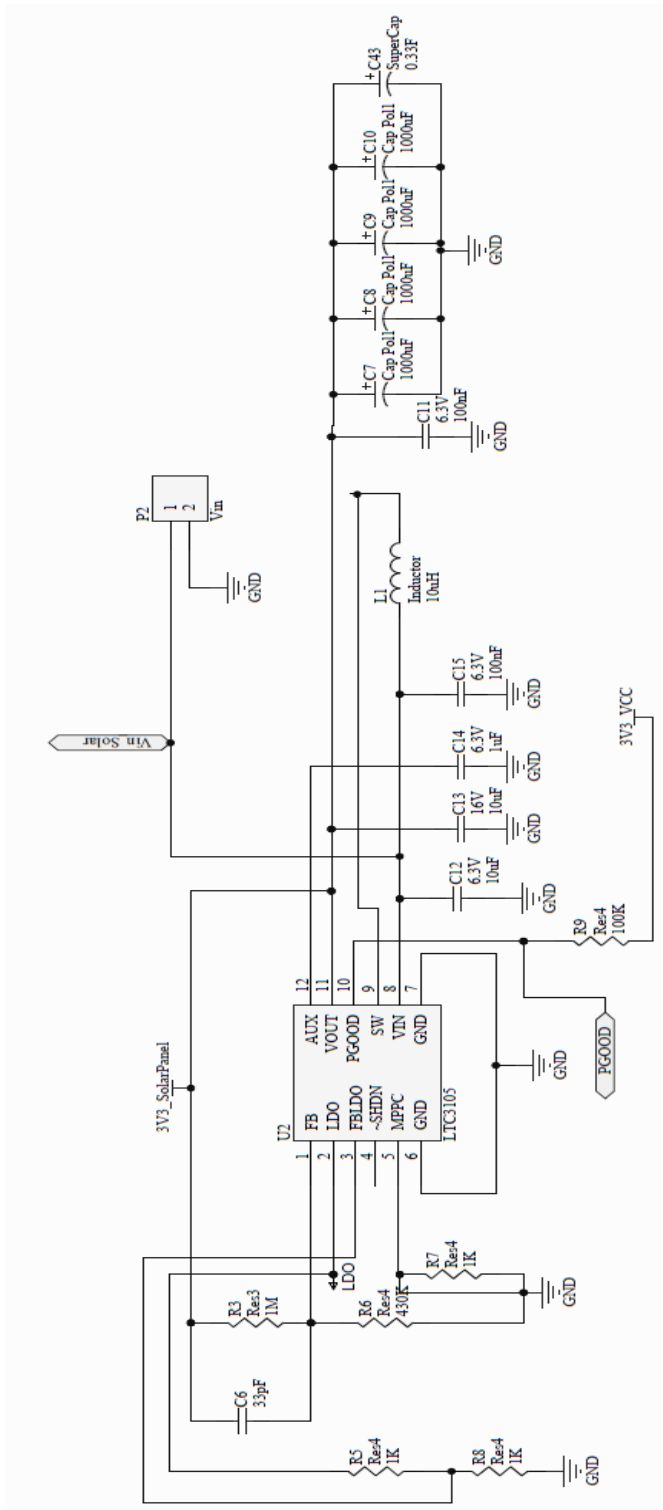
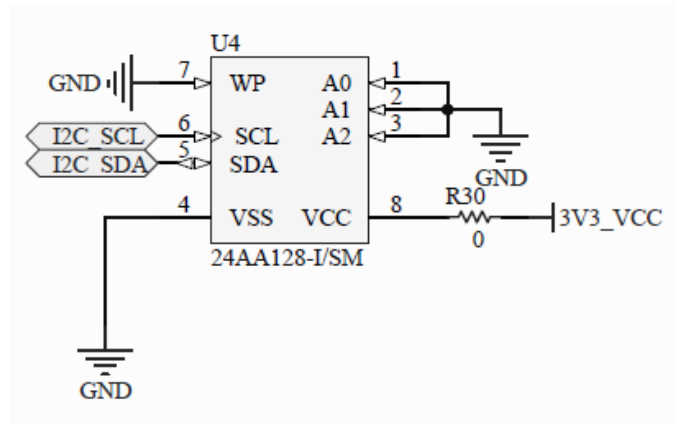


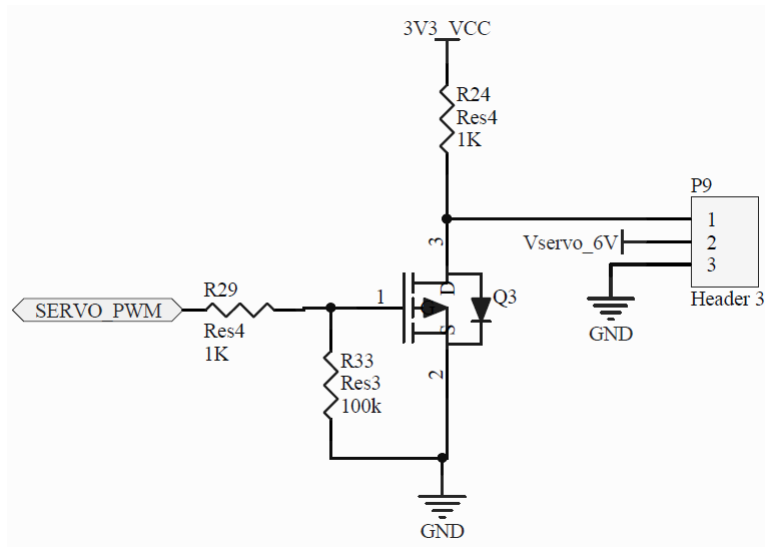
Figura No. 132. Diagrama esquemático del circuito de conexión de memoria externa 24AA128.



La Figura No. 131 muestra el circuito diseñado e implementado para la obtención de la energía de los paneles solares y su regulación a un voltaje de 3.3V. El diseño de este circuito se basó en el circuito integrado LTC3105 de Linear Technologies. Este circuito integrado es un regulador de voltaje DC-DC con una corriente de salida de hasta 400mA y voltajes de entrada de 250mV. Las características de este componente que fueron criterio de su selección fueron el voltaje de arranque de regulación tan bajo como 450mV, fácil ajuste del voltaje de salida a 3.3V, corriente de salida mayor de hasta 400mA (según las condiciones del voltaje de entrada) y principalmente control del punto de máxima entrega de potencia. El circuito integrado fue diseñado para uso específico con paneles solares, y la última característica mencionada permite obtener la mayor energía posible de los mismos. En pocas palabras, el circuito integrado ajusta su impedancia de entrada para coincidir con la impedancia de salida de los paneles, obteniendo así la máxima entrega de potencia.

La Figura No. 132 muestra el circuito implementado para operar y comunicarse con la memoria externa. Esta memoria es tipo EEPROM con 16KB de almacenamiento (128Kbit = 16K x 8bit). La interfaz de comunicación con el microcontrolador es sencilla y no requiere componentes externos adicionales. Esta memoria y circuitos se utilizaron tanto para contenedor como carga útil.

Figura No.133. Diagrama esquemático del driver del servomotor utilizado para la liberación de la carga útil del contenedor.



La Figura No. 133 presenta el circuito driver del servomotor de contenedor para la liberación de la carga útil. Este circuito no es más que una interfaz para proteger al microcontrolador de cualquier pico de voltaje proveniente del servomotor. La señal de control utilizada es una señal PWM que cumple con las restricciones de uso con el servomotor utilizado.

Figura No. 134. Diagrama esquemático del circuito de alimentación de servomotor.

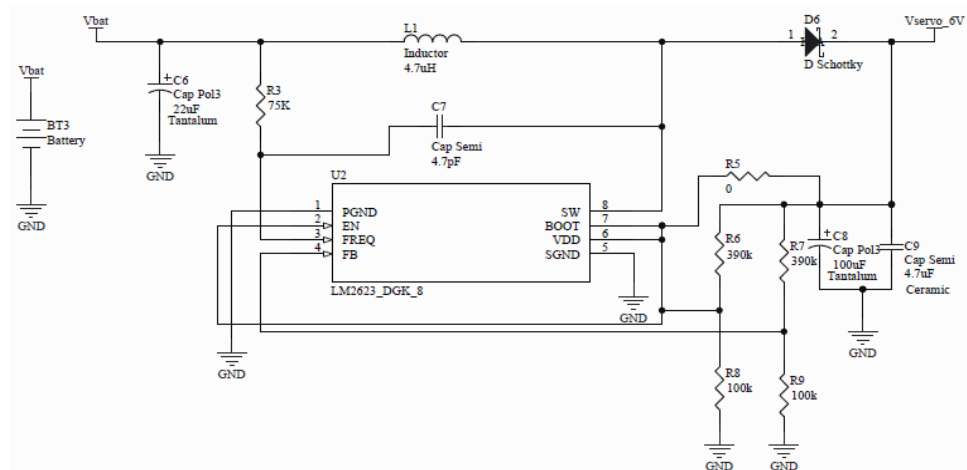
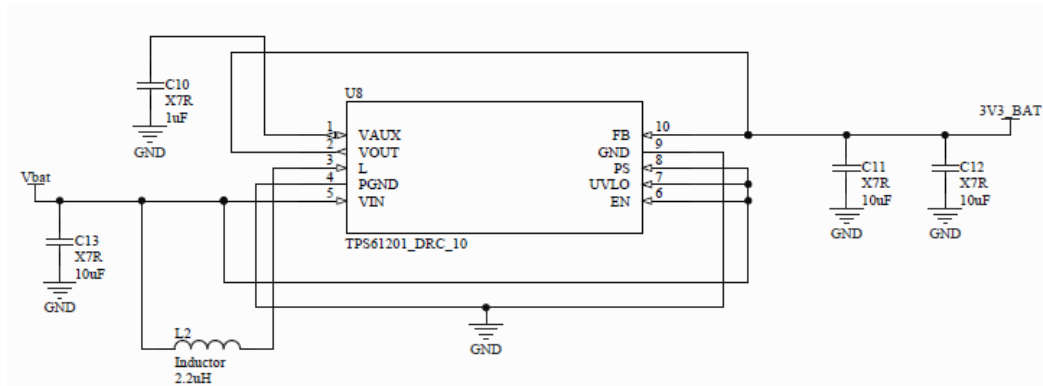


Figura No. 135. Diagrama esquemático del circuito de alimentación del sistema electrónico a bordo del contenedor.



La Figura No. 134 muestra el circuito de alimentación diseñado para generar el nivel de voltaje y corriente necesarios para el funcionamiento del servomotor. Este circuito está basado en el regulador de voltaje DC-DC de subida (step-up, boost) LM2623 de Texas Instruments. Solo requiere ciertos elementos pasivos cuya selección es sencilla pero debe ser cuidadosa. Este circuito era crítico en su diseño, ya que junto con el servomotor, el software y sensor de presión, permite la liberación de la carga útil. Si este circuito no era capaz de soportar la carga eléctrica que representa el motor, este posiblemente no sería capaz de moverse para liberar la carga útil. Se sobredimensionó sus requerimientos para asegurar que el sistema fuera robusto. Finalmente el circuito funcionó sin ningún problema satisfaciendo todos los requerimientos y restricciones que su operación implicaba.

La Figura No. 135 muestra el circuito diseñado para regular el nivel de voltaje a 3.3V y alimentar a la mayoría de componentes electrónicos a bordo del contenedor en el sistema electrónico. Este circuito está basado en el circuito integrado TPS61201 de Texas Instruments, un regulador de voltaje DC-DC de subida (step-up, boost) con voltaje de salida único de 3.3V.

Figura No. 136. Primer prototipo del circuito impreso del Sistema Electrónico integrado de la carga útil.
Izquierda: Vista trasera. Derecha: Vista frontal y antena de XBEE.



Figura No. 137. Diseño y presentación preliminar 3D del circuito impreso del sistema electrónico integrado de la carga útil. Izquierda: Vista trasera. Derecha: Vista frontal y antena de XBEE.

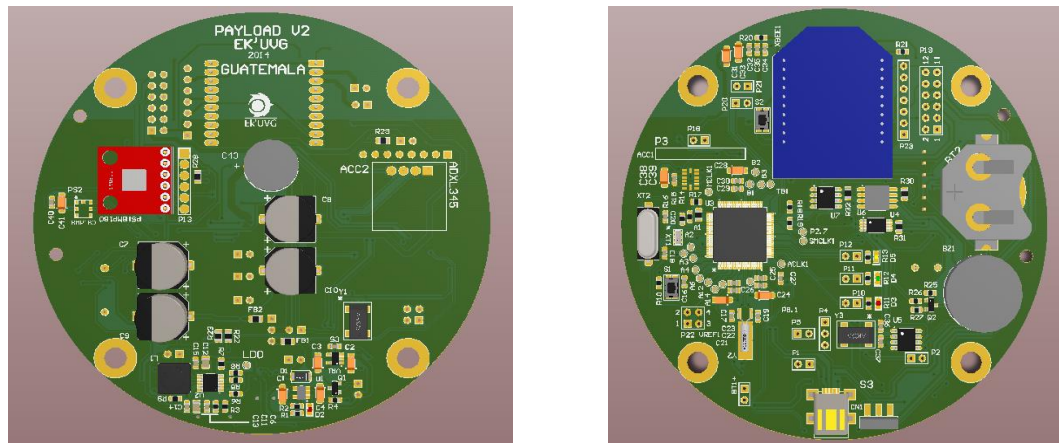
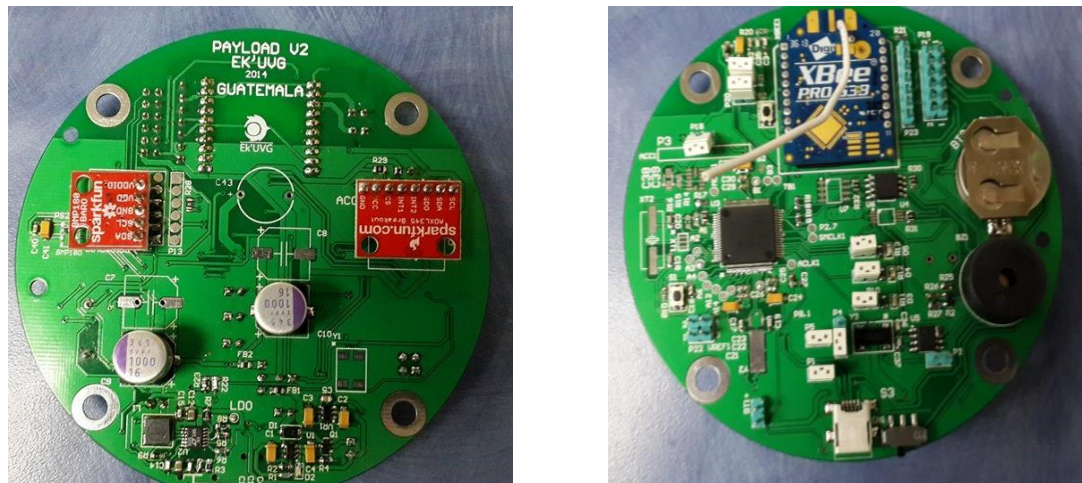


Figura No. 138. Versión final del circuito impreso del Sistema Electrónico Integrado de la carga útil. Izquierda: Vista trasera. Derecha: Vista frontal y antena de XBEE.



En la Figura No. 136, Figura No. 137 y Figura No. 138 se muestran los prototipos y diseño y versión final del sistema electrónico Integrado de la carga útil. El primer prototipo (Figura No. 136) se utilizó extensamente para probar distintas combinaciones de hardware bajo la misma arquitectura y validar el funcionamiento básico de la plataforma diseñada. Esto sirvió como marco para continuar y hacer las mejoras y modificaciones necesarias al sistema electrónico integrado tomando los resultados de las pruebas de la interacción de los dispositivos electrónicos y de las pruebas de funcionamiento integrado de todo el picosatélite.

El diseño de los circuitos en un diagrama esquemático y el diseño del circuito impreso final se realizaron utilizando el software de captura de circuitos Altium Designer 13.1. De esta forma se generaron las vistas 3D de la posible vista final del sistema electrónico presentadas en la Figura No. 137. Las vistas tridimensionales jugaron un papel importante en el diseño, ya que permitieron validar que no hubiese interferencias entre componentes y que se mantuviera el espacio ocupado dentro de las dimensiones máximas disponibles. De la misma forma, permite tener una idea clara del aspecto físico final del sistema electrónico y la posición de cada componente, para poder observar otras restricciones de posición de algunos componentes y la compatibilidad del diseño con toda la estructura que lo soporta, contiene y protege.

La Figura No. 138 muestra el sistema electrónico final para la carga útil. Se puede comparar con la Figura. Para la realización de los circuitos impresos se exportó archivos Gerber y Drill del diseño de los mismos, y se contrató los servicios de la empresa china Smart-Prototyping para hacer 10 placas, con un valor total de \$11.90 (sin envío). Se siguió este procedimiento tanto la carga útil como para el contenedor. Para el contenedor el costo de 10 placas fue de \$60.40 debido a que sus dimensiones eran mayores. Ambos juegos de placas se hicieron bajo las siguientes indicaciones:

- Dos capas de cobre
- Grosor de placa: 1mm
- Espesor de Cobre: 1oz
- Acabado superficial: HASL (Hot Air Solder Leveling)
- Color de película de soldadura: Verde
- Electrical Test: 100%
- Plantilla para pasta para soldar: No
-

El diagrama esquemático completo del sistema electrónico de contenedor y carga útil se puede encontrar en la sección XI. Anexos.

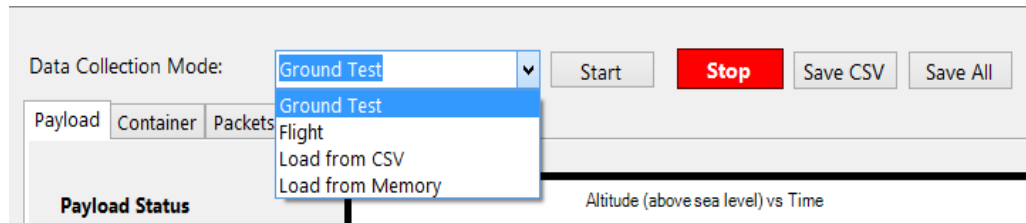
7. Módulo de software de tierra

a. Diseño de interfaz. La información calculada es mostrada por medio de graficas en tiempo real. El diseño de la interfaz debía ser adecuada de manera que el usuario pueda observar las gráficas de manera cómoda y al mismo tiempo llevar a cabo funciones de emergencia como enviar una señal al CanSat para iniciar el envío de información si es que este no lo hacía de manera automática.

El menú principal permite elegir el modo en el cual se estará utilizando el software, iniciar la recolección de datos, guardar los datos recibidos en un archivo CSV y almacenar las gráficas generadas con

los datos obtenidos. Este menú se encuentra en la parte superior de la interfaz y está disponible en todo momento durante cualquier etapa de la ejecución.

Figura No. 139. Menú principal.



El resto de la interfaz está dividida en información de la carga útil, información del contenedor, paquetes recibidos y pruebas. Cada una de estas secciones muestra la información relevante de la parte del CanSat a la cual pertenecen, las secciones son mostradas en las siguientes imágenes.

Figura No. 140. Información de la carga útil.

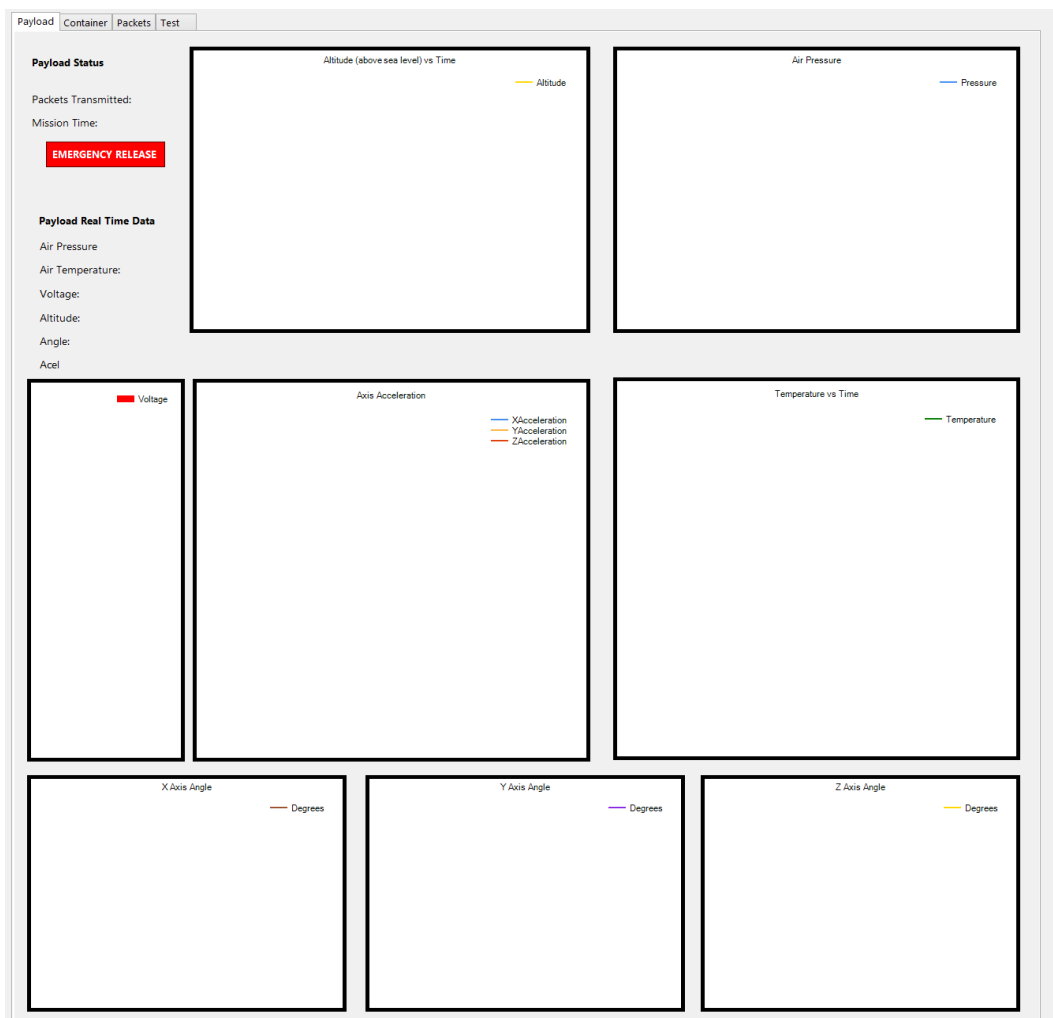


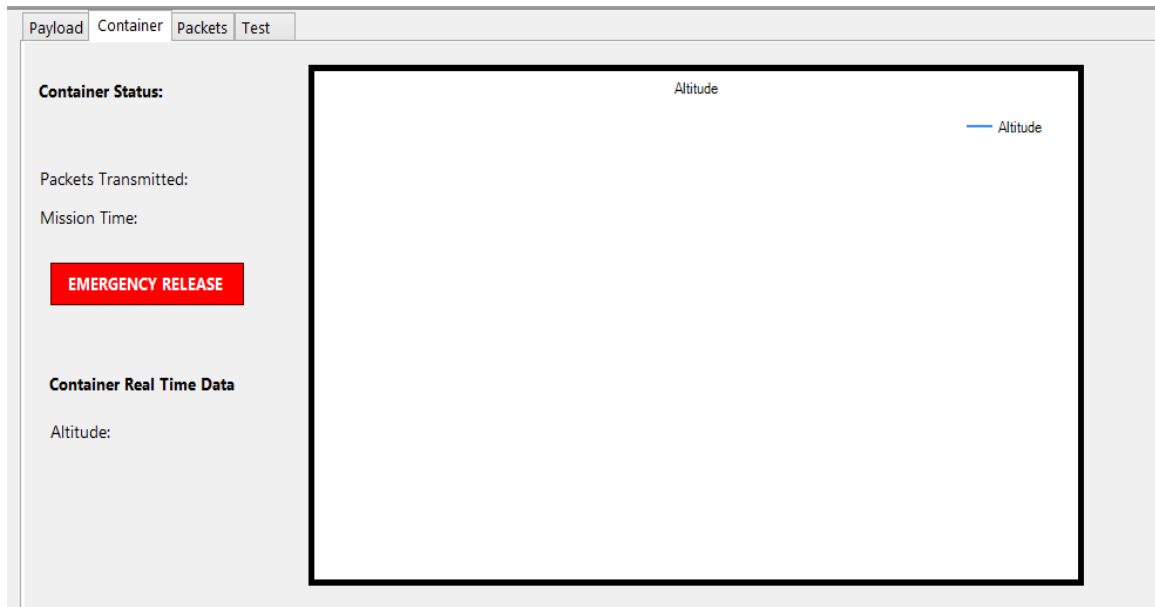
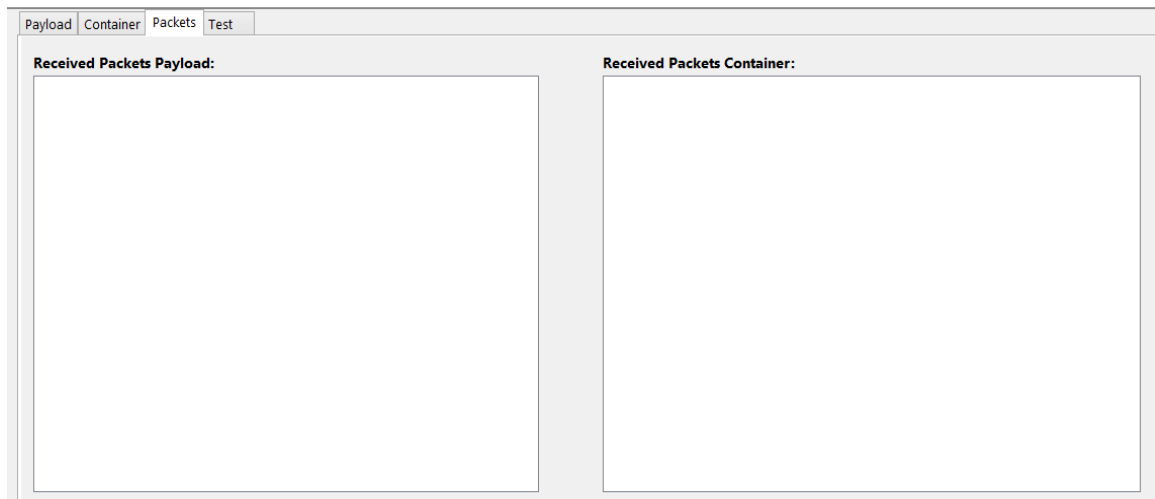
Figura No. 141. Información del contenedor.**Figura No. 142.** Paquetes recibidos del contenedor y carga útil.

Figura No. 143. Pruebas de sensores y software de vuelo.

The screenshot shows a web-based interface for testing flight software, divided into three main sections under a 'Test' tab. The 'Payload Test' section includes tests for Pressure, Voltage, Axis Info (X, Y, Z acceleration and angle), and Temperature, each with a status indicator and a 'Last' value field. The 'Container Test' section includes tests for Pressure, Mission Time, Packet Count, and a Servo control interface with two rotation arrows. The 'Memory and Packets' section provides options for getting and saving packets, reading from memory, and erasing memory, along with a 'Received Packets' list and a 'Clean' button. Each section has a 'Get Info' button at the bottom.

b. Protocolos de comunicación. Para lograr esto se fue necesario especificar, junto a los encargados de desarrollar el software de vuelo y de los sensores, el protocolo a utilizar para enviar los datos del CanSat y recibir señales de parte del software en tierra, esto quiere decir que se indicó lo que representaría cada byte enviado.

1) Carga útil

a) Recepción de paquetes en modo de misión. La carga útil transmitía los datos de ID del equipo, número de paquete, tiempo de misión, sensor de presión, sensor de temperatura, voltaje, ángulo de la carga útil y estado. En la siguiente tabla se describe cada byte del paquete enviado por la carga útil.

Cuadro No. 71. Descripción por Byte del paquete enviado por la carga útil durante el vuelo.

Posición del Byte	Descripción
1	Último byte de la dirección del Xbee
2 - 5	ID del equipo
6	ASCII de la coma
7 - 10	Número de paquete
11	ASCII de la coma
12 - 15	Tiempo de misión
16	ASCII de la coma
17 - 21	Sensor de presión
22	ASCII de la coma
23 - 27	Sensor de temperatura
28	ASCII de la coma
29 - 32	Sensor de voltaje
33	ASCII de la coma
34 - 37	Sensor de aceleración en el eje X
38 - 41	Sensor de aceleración en el eje Y
42 - 45	Sensor de aceleración en el eje Z
46	ASCII de la coma
47 - 48	Estado de la carga útil
49	ASCII de retorno de línea

b) Envío de señales en modo de misión. El software en tierra es capaz de enviar señales a la carga útil durante la misión, estas señales están especificadas en la tabla presentada a continuación.

Cuadro No. 72. Descripción de señales enviadas a la carga útil durante el vuelo.

Comando	Descripción	Señal	Retorno
Finalizar transmisión	Indica a la carga útil que detenga el envío de paquetes	ASCII de E	Texto ASCII "ADIOS"

c) Envío de señales modo de monitoreo. Con el fin de indicar el sensor de la carga útil que se desea evaluar, el software en tierra deberá enviar una señal que representará un comando diferente. En la siguiente tabla se especifican cada una de estas señales.

Cuadro No. 73. Descripción de señales enviadas a la carga útil durante el modo de monitoreo.

Comando	Descripción	Señal	Retorno
Modo monitoreo	Entrar a modo de monitoreo.	M	Texto ASCII "MONITOREO"
Salir	Salir de modo de monitoreo.	E	Texto ASCII "ADIOS"
Obtener datos de acelerómetro	Muestrea el acelerómetro ejes X, Y, Z.	A	Datos de aceleración en formato ASCII: - XXX+YYY+ZZZ (ej.: +0010+0300-0022)
Obtener datos de temperatura	Toma una muestra del sensor de temperatura y devuelve el resultado del sensor de temperatura.	T	Temperatura como 5 dígitos en formato ASCII (ej. "25132")
Obtener datos de presión	Toma una muestra del sensor de presión y devuelve el resultado del sensor de presión.	P	Presión como 5 dígitos en formato ASCII (ej.: "32451")
Obtener tiempo de misión	Devuelve la cantidad de segundos que han transcurrido desde que se inicializó la memoria de la carga útil.	C	Segundos transcurridos en formato ASCII en el rango de 0 a 9999 segundos
Obtener número de paquete	Devuelve el número de paquetes enviados utilizando el dispositivo Xbee en modo de vuelo de misión.	S	Número de paquetes enviados, en formato ASCII, en el rango de 0 a 9999 paquetes
Enviar paquete de datos a través del serial	Recolecta todos los datos necesarios para armar el paquete y lo envía por serial.	J	Un paquete completo de la carga útil

Continuación Cuadro No. 73. Descripción de señales enviadas a la carga útil durante el modo de monitoreo.

Enviar paquete de datos a través de serial almacenar en memoria externa	Recolecta todos los datos necesarios para armar el paquete, lo envía por serial y lo almacena en memoria externa.	K	Un paquete completo de la carga útil
Enviar paquete a través de Xbee y almacenar en memoria externa	Recolecta todos los datos necesarios para armar el paquete, lo envía por medio del Xbee y lo almacena en memoria externa.	H	Un paquete completo de la carga útil
Obtener todos los datos almacenados en memoria externa	Recupera todos los datos almacenados en memoria externa.	O	Una serie de paquetes completos de la carga útil y datos del software de vuelo ubicados al inicio
Borrar memoria externa	Elimina todos los datos almacenados en memoria externa.	D	-
Inicializar memoria externa	Inicializa la memoria externa con los datos de configuración de vuelo apropiados	I	Texto ASCII "SUCCESS"

2) Contenedor

a) Recepción de paquetes en modo de misión. El contenedor transmitía los datos de ID del equipo, número de paquete, tiempo de misión, sensor de presión y estado. En la siguiente tabla se describe cada byte del paquete enviado por la carga útil.

Cuadro No. 74. Descripción por Byte del paquete enviado por el contenedor durante el vuelo.

Posición del Byte	Descripción
1	Último byte de la dirección del Xbee
2 - 5	ID del equipo
6	ASCII de la coma
7 - 10	Número de paquete
11	ASCII de la coma
12 - 15	Tiempo de misión
16	ASCII de la coma
17 - 20	Sensor de presión
21	ASCII de la coma
22 - 23	Estado de la carga útil
24	ASCII de retorno de línea

b) Envío de señales en modo de misión. Al igual que con la carga útil, el software en tierra es capaz de enviar señales al contenedor durante la misión, estas señales están especificadas en la tabla presentada a continuación.

Cuadro No. 75. Descripción de señales enviadas al contenedor durante el vuelo

Comando	Descripción	Señal	Retorno
Iniciar transmisión	Indica al contenedor que empiece a enviar paquetes. La señal incluye el número de segundos que el contenedor deberá esperar para realizar la separación de la carga útil en caso este proceso no se haga de forma automática	ASCII de W seguido del ASCII del número de segundos a esperar	Número de segundos indicados en la señal
Separación de emergencia	Mueve el servo de manera manual para la separación de la carga útil y el contenedor	ASCII de X	-
Finalizar transmisión	Indica a la carga útil que detenga el envío de paquetes	ASCII de E	Texto ASCII "ADIOS"

c) Envío de señales en modo de monitoreo. Al igual que la carga útil, el contenedor requiere que el software en tierra indique el sensor que se desea evaluar. En la siguiente tabla se especifican cada una de estas señales.

Cuadro No. 76. Descripción de señales enviadas al contenedor en modo de monitoreo.

Comando	Descripción	Señal	Retorno
Modo monitoreo	Entrar a modo de monitoreo.	M	Texto ASCII "MONITOREO"
Salir	Salir de modo de monitoreo.	E	Texto ASCII "ADIOS"
Obtener presión	Toma una muestra del sensor de presión y devuelve el resultado del sensor de presión.	P	Presión como 5 dígitos en formato ASCII (ej.: "32451")
Obtener tiempo de misión	Devuelve la cantidad de segundos que han transcurrido desde que se inicializó la memoria de la carga útil.	C	Segundos transcurridos en formato ASCII en el rango de 0 a 9999 segundos
Obtener número de paquete	Devuelve el número de paquetes enviados utilizando el dispositivo Xbee en modo de vuelo de misión.	S	Número de paquetes enviados, en formato ASCII, en el rango de 0 a 9999 paquetes
Enviar paquete de datos a través del serial	Recolecta todos los datos necesarios para armar el paquete y lo envía por serial.	J	Un paquete completo de la carga útil
Enviar paquete de datos a través de serial almacenar en memoria externa	Recolecta todos los datos necesarios para armar el paquete, lo envía por serial y lo almacena en memoria externa.	K	Un paquete completo de la carga útil
Enviar paquete a través de Xbee y almacenar en memoria externa	Recolecta todos los datos necesarios para armar el paquete, lo envía por medio del Xbee y lo almacena en memoria externa.	H	Un paquete completo del contenedor

Continuación Cuadro No. 76. Descripción de señales enviadas al contenedor en modo de monitoreo.

Comando	Descripción	Señal	Retorno
Obtener todos los datos almacenados en memoria externa	Recupera todos los datos almacenados en memoria externa.	O	Una serie de paquetes completos del contenedor y datos del software de vuelo ubicados al inicio
Borrar memoria externa	Borra todos los datos almacenados en memoria externa.	D	-
Inicializar memoria externa	Inicializa la memoria externa con los datos de configuración de vuelo apropiados	I	Texto ASCII "SUCCESS"

c. Desarrollo de módulos. El software se dividió en tres módulos, cada uno encargado de llevar a cabo una parte vital para cumplir con los objetivos de la misión.

1) Desarrollo de módulo para la conexión al módulo de comunicación, recepción y envío de datos. Este módulo se ejecuta como un thread del proceso principal, se encarga solamente de escuchar el puerto serial y transmitir los datos recibidos al módulo encargado de procesarlos, también es capaz de recibir interrupciones con el fin de enviar una señal a través del mismo puerto serial. El módulo fue implementado utilizando la clase Serial Port que incluye Visual Studio.

Al iniciar el thread que ejecuta el proceso del módulo, este se encuentra escuchando el puerto serial que se le indique ya que este dependerá de la computadora y el puerto USB en el cual se encuentre conectado el Arduino. Al recibir un mensaje, el proceso debe revisar el modo en el cual se está ejecutando el software (modo de pruebas, modo de vuelo, modo de obtención de datos desde memoria o modo de obtención de datos desde archivo CSV) debido a que el formato en el cual se están recibiendo los datos varía según el modo, luego se crea un thread con el proceso encargado de interpretar los datos de acuerdo al modo.

El módulo también es capaz de enviar señales por medio del puerto serial, para esto el proceso encargado de determinar cuándo es necesario enviar una señal se comunica con este thread por medio de una interrupción la cual es llamada utilizando el método Write.

2) Desarrollo del módulo de interpretación de datos. Es el encargado de obtener la información del CanSat utilizando los datos que son obtenidos por medio del puerto serial o al leer un archivo CSV. Cuando los datos son obtenidos a partir del puerto serial, este módulo es ejecutado por el módulo de recepción de datos como un thread nuevo, de lo contrario es solamente un proceso del programa principal.

Antes de llevar a cabo los cálculos necesarios el módulo debe obtener los caracteres ASCII que representan los valores hexadecimales enviados por el software de vuelo, este paso solo aplica cuando los datos son obtenidos a partir del puerto serial. Al tener los datos numéricos se aplican las formulas respectivas a cada dato y la información obtenida es mostrada al usuario por medio de las gráficas que se encuentran en la interfaz. Las formulas implementadas en este módulo fueron obtenidas de las hojas de datos correspondientes a cada uno de los sensores utilizados en el CanSat.

d. Desarrollo de modos del software. El modo del software representa la forma en que se estarán obteniendo los datos del CanSat, estos modos fueron implementados con el fin de cumplir con los requerimientos establecidos por la competencia y se desarrollaron cuatro.

1) Modo de vuelo. Aquí todos los datos son obtenidos por medio del puerto serial al cual se encuentra conectado el Arduino con el Xbee, este es el modulo utilizado cuando se está llevando a cabo la misión. En este módulo el software recibe los datos, muestra la información por medio de las gráficas y al final tiene la capacidad de almacenar la información obtenida en archivos CSV que luego podrán ser interpretados. Las gráficas generadas en este modo pueden ser almacenadas como archivos PNG.

2) Modo de monitoreo. Al igual que en el modo de vuelo en este modo los datos son recibidos por medio del puerto serial con la diferencia que en este caso no se utiliza el Xbee para realizar la transmisión de datos. La diferencia de de este modo con el modo de vuelo es que en este modo el software debe solicitar al software en vuelo los datos del sensor que desee de esta manera se puede comprobar que los datos que los sensores están enviando concuerden con los datos reales del ambiente.

Además de obtener datos específicos de los sensores de la carga útil y del contenedor, este modo puede solicitar al software de vuelo que lleve a cabo ciertas funciones dependiendo si se trata de la carga útil o del contenedor, estas funciones están especificadas en las siguientes tablas.

Cuadro No.77. Funciones modo de monitoreo para carga útil.

Función	Descripción
Presión	Obtiene los datos del sensor de presión
Voltaje	Obtiene los datos del sensor de voltaje
Información del eje	Obtiene los datos del acelerómetro
Temperatura	Obtiene los datos del sensor de temperatura
Tiempo de misión	Obtiene el tiempo que ha transcurrido desde que se inicializó la memoria
Cuenta de paquetes	Obtiene la cantidad de paquetes que se han enviado a través del Xbee
Auto comprobación de ejes	El software en vuelo lleva a cabo a través del cual le permite saber si los datos obtenidos del acelerómetro con correctos, al finalizar indica si la prueba fue aprobada o reprobada por cada uno de los ejes
Inicializar memoria	Inicializa la memoria externa con los datos de configuración de vuelo apropiados
Obtener paquete	Obtiene un paquete con todos los datos de los sensores
Obtener paquete y guardar	Obtiene un paquete con todos los datos de los sensores
Obtener paquete utilizando Xbee y guardar	Obtiene un paquete con todos los datos de los sensores a través del Xbee
Leer memoria	Lee todos los datos que han sido almacenados en la memoria externa
Borrar memoria	Elimina todos los datos de la memoria y recibe un mensaje de confirmación

Cuadro No. 78. Funciones modo de monitoreo para contenedor.

Función	Descripción
Presión	Obtiene los datos del sensor de presión
Tiempo de misión	Obtiene el tiempo que ha transcurrido desde que se inicializó la memoria
Cuenta de paquetes	Obtiene la cantidad de paquetes que se han enviado a través del Xbee
Girar servo a la derecha	El software de vuelo hace girar el servo hacia la derecha y envía una confirmación
Girar servo a la izquierda	El software de vuelo hace girar el servo hacia la izquierda y envía una confirmación
Inicializar memoria	Inicializa la memoria externa con los datos de configuración de vuelo apropiados
Obtener paquete	Obtiene un paquete con todos los datos de los sensores
Obtener paquete y guardar	Obtiene un paquete con todos los datos de los sensores
Obtener paquete utilizando Xbee y guardar	Obtiene un paquete con todos los datos de los sensores a través del Xbee
Leer memoria	Lee todos los datos que han sido almacenados en la memoria externa
Borrar memoria	Elimina todos los datos de la memoria y recibe un mensaje de confirmación

3) Modo de obtención de datos desde memoria. Los datos obtenidos por los sensores de la carga útil y del contenedor son almacenados en una memoria dentro del CanSat, esta memoria puede ser leída por el software a través del puerto serial y sin necesidad de utilizar el Xbee. Los datos obtenidos de la memoria son interpretados y la información es mostrada por medio de las gráficas que se encuentran en

la interfaz. Al igual que en el modo de vuelo, la información obtenida puede ser almacenada en un archivo CSV y las gráficas como archivos PNG.

4) Modo de obtención de datos desde archivo CSV. En los modos de vuelo y de obtención de datos desde memoria, el software tiene la capacidad de almacenar un archivo CSV, uno para los datos del contenedor y otro para los datos de la carga útil. En este modo el software es capaz de leer cada uno de estos archivos y mostrar la información en las gráficas de la interfaz. Debido a que la información almacenada en estos archivos ya ha sido procesada previamente por el software, no es necesario que estos pasen por el módulo de interpretación de datos. La información leída de estos archivos puede ser almacenada en nuevos archivos CSV y las gráficas generadas como archivos PNG.

F. Pruebas por módulo

1. Módulo de estructura. Para poder validar el funcionamiento y supervivencia de los componentes estructurales del picosatélite, así como del mecanismo de separación se realizaron varias pruebas de impacto y funcionamiento del mecanismo de separación de los componentes. El objetivo de las pruebas realizadas fue validar el correcto funcionamiento de los elementos estructurales en condiciones similares o peores a las de la competencia. Las pruebas realizadas se dividieron en dos categorías. Pruebas de ambiente controlado y pruebas integradas en condiciones ambientales no controladas. La principal diferencia entre ambos tipos de pruebas era que en el primer tipo se buscaba validar el desempeño de un componente o módulo específico del picosatélite, mientras que en las pruebas integradas se buscaba la validación del desempeño de varios módulos y subsistemas en la misma prueba.

a. Pruebas de separación. Para validar el funcionamiento adecuado del mecanismo de separación se realizaron distintas pruebas en condiciones diferentes. El propósito de estas pruebas era comprobar que la carga útil pudiera separarse del contenedor al rotar el brazo del servomotor. Además, se buscaba probar que el torque proporcionado por el servomotor fuera suficiente para liberar la carga útil, como se estableció en los cálculos del torque necesario.

Estas pruebas fueron realizadas cuando todos los elementos del picosatélite ya estaban integrados, con el fin de probar en un ambiente lo más cercano posible, al que estaría sometido este mecanismo durante el vuelo. Además, esto daba la ventaja que el servomotor soportaría la masa exacta de la carga útil, y se podría probar si este tendría el suficiente torque como para vencer la fricción generada entre el brazo y la placa superior de la carga útil.

Debido a que existen 3 mm desde la base inferior del contenedor hasta la parte más baja de la carga útil cuando están ensamblados, las primeras pruebas realizadas para el mecanismo de separación

fueron con el picosatélite en estado estacionario sobre una mesa, ya que esa separación de 3 mm era suficiente para probar que el servomotor lograra liberar la carga útil. Se conectó una computadora al software del contenedor y a través de ésta se enviaba una señal de liberación al contenedor. El objetivo de estas pruebas era observar la liberación de la carga útil, por parte del servomotor, sobre la mesa. El sonido del impacto de la carga útil con la mesa daría una confirmación de que el sistema funcionó correctamente. Esta prueba fue realizada 10 veces.

Seguido a estas pruebas, se realizaron otras pruebas que buscaban validar, que después que el servomotor liberara la carga útil, esta pudiera caer sin quedar atrapada en la parte inferior del contenedor. En estas pruebas todo el picosatélite estaba armado, con excepción del sistema de protección para el huevo, sin embargo se utilizó plastilina para simular su masa. Estas pruebas servirían para corroborar, la liberación como el correcto funcionamiento del software de vuelo del contenedor. Para estas pruebas se utilizó el edificio de parqueos de la Universidad del Valle de Guatemala, que posee 12 metros de altura.

Las primeras pruebas daban inicio cuando desde una computadora se enviaba una señal al software del contenedor, para que el brazo del servomotor se accionara y liberara la carga útil, para que ésta cayera en caída libre. El picosatélite era sostenido sobre el borde del muro lateral del tercer nivel del edificio de parqueos de la Universidad del Valle, mientras que en el sótano del mismo, dos miembros del equipo esperaban con una sábana para atrapar la carga útil antes que este impactara con el piso. Esta prueba fue realizada 10 veces.

Las segundas pruebas se realizaron en 10 ocasiones. En éstas, al enviar la señal de liberación al software del contenedor, éste era dejado caer en caída libre. Al igual que en las anteriores, 2 miembros del equipo con una sábana se encargaban de atrapar tanto el contenedor como la carga útil antes que éstos impactaran con el suelo. El objetivo de estas pruebas era validar la separación de la carga útil cuando el contenedor fuera cayendo. En varias de estas pruebas se hizo girar el contenedor cuando caía, para comprobar que el mecanismo de separación funcionara independientemente, de la forma de caída del contenedor.

b. Pruebas de supervivencia del huevo. Uno de los objetivos principales de la misión para el picosatélite, era proteger a un huevo de gallina del despegue, vuelo y aterrizaje del picosatélite. Para poder validar el funcionamiento del sistema seleccionado, se realizaron pruebas del funcionamiento del mismo. Además se realizaron pruebas para comprobar el funcionamiento de otros dos sistemas, para poder sustituir el sistema de protección original, en caso no se desempeñara adecuadamente.

Estas pruebas tenían como objetivo corroborar, si el sistema de protección para el huevo, funcionaría a la velocidad de descenso teórica de la carga útil, e incluso velocidades mayores. El primer paso tomado para realizar estas pruebas fue obtener una altura terminal, desde la cual en caída libre el

picosatélite colisionaría con el suelo. Esta altura fue obtenida con la ecuación de caída libre de movimiento rectilíneo: (Young F. , 2009)

$$h = \frac{V^2}{2g}$$

Ecuación No. 34. Altura en caída libre

Donde V representa la velocidad, g la gravedad y h la altura mínima a la que se deben realizar las pruebas. Utilizando la velocidad de descenso calculada para la carga útil (10 m/s), se obtuvo una altura mínima de 5.10 m. Ya que se buscaba asegurar que este sistema funcionara en condiciones peores a las de la competencia, se utilizó una altura mínima de 7.50 m que representa una velocidad terminal de 12.13 m/s.

1) Sistema de protección con dos globos rodeados por plástico de burbujas. Para verificar el funcionamiento del sistema de protección del huevo seleccionado, se realizaron 24 pruebas desde una altura de 7.5 metros. Dichas pruebas fueron llevadas a cabo en el edificio J de la Universidad del valle de Guatemala.

Las pruebas fueron llevadas a cabo utilizando recipientes plásticos, en los cuales se hacían cuatro agujeros (dos en cada cara plana), para poder anudar los globos. El procedimiento para ensamblar este sistema de protección era primero insertar el huevo dentro de un globo. Después, al segundo globo se le cortaba un agujero de aproximadamente 10 milímetros de diámetro en la punta. A través de la boquilla del segundo globo se insertaba el primer globo, que ya contenía al huevo y se sacaba la boquilla de éste por el agujero cortado en el segundo globo. Al terminar dicha operación, ambos globos se anudaban en los agujeros creados para dicho fin en las caras planas del recipiente utilizado. Los nudos debían ser realizados con mucha precaución, ya que si se manipulaba el sistema de forma descuidada se podía romper el huevo fácilmente. También era necesario que ambos nudos proporcionaran la suficiente tensión a los globos. Con los globos ensamblados dentro de la estructura utilizada, después se procedía a rodearlos lateralmente con plástico de burbujas. Se utilizaba una capa de plástico de 140 milímetros de altura por 600 milímetros de base, para poder dar 3 vueltas de plástico de burbujas alrededor de los globos.

2) Sistema de protección con plástico de burbujas. Este sistema fue probado un total de 20 veces, desde una altura de 7.50 metros. Todas las pruebas consistieron en cubrir un huevo con 12 capas de plástico de burbujas y luego utilizar cinta adhesiva para evitar la separación del plástico. Las dimensiones de las capas de cinta adhesiva utilizada eran de 25 mm de ancho por 305 mm de largo. Se utilizó 12 capas debido a que se obtenía una esfera de alrededor de 90 mm de diámetro. Con dicho diámetro, la esfera formada podría ser acomodada dentro de la Carga Útil sin presentar problemas de interferencia o tener holgura.

El procedimiento seguido para armar este sistema de protección, empezaba cortando el plástico de burbujas para obtener tiras de 25 por 305 milímetros. Se cortaban 12 tiras, que luego se utilizaban de una en una para forrar el huevo de gallina. Se utilizaba cinta adhesiva para unir las tiras entre ellas, esto aseguraba que el huevo quedara forrado equitativamente. Al terminar de forrar el huevo con las tiras de plástico de burbujas se procedía a pegar una capa de cinta adhesiva sobre toda la superficie expuesta del plástico de burbujas.

3) Sistema de protección con espuma de poliuretano. Para probar este sistema, se seleccionó como punto de partida el techo del tercer nivel de una vivienda particular, el cual contaba con la altura necesaria de 7.50 metros. Se realizaron 35 pruebas desde este edificio.

El proceso de cada prueba consistía en llenar a la mitad con poliuretano el recipiente de acetato. Después se insertaba el huevo dentro del recipiente y se terminaba de llenar con poliuretano. Por último, se colocaba la tapadera del recipiente, para impedir que la espuma de poliuretano se escapara durante el proceso de fraguado. El tiempo de fraguado de la espuma fue variable, por lo que se buscó el tiempo mínimo de fraguado de la espuma, para que esta funcionara adecuadamente. Una vez alcanzado el tiempo de fraguado se procedía a dejar caer el recipiente desde la altura determinada previamente. Después de ocurrir el impacto del recipiente con el suelo, utilizando una tijera se procedía a cortar la pared del contenedor del huevo y extraer el mismo. Durante el proceso de pruebas se determinó que debía agregarse una bolsa de protección para no contaminar al huevo con espuma de poliuretano, posteriormente se extraía el huevo de la bolsa contenedor a.

Una vez terminadas estas pruebas se procedió a integrar el compartimiento del huevo con el resto de la estructura del picosatélite y hacer las pruebas de caída libre desde alturas mayores. En estas pruebas se validó tanto el funcionamiento del sistema de protección para el huevo como la capacidad de supervivencia al impacto por parte de la estructura. Para estos efectos fue necesario utilizar el edificio K de la Universidad del Valle de Guatemala, ya que cuenta con 4 niveles (3 niveles y un sótano) y proporciona una altura de 12 metros. A esta altura el picosatélite impactaría la superficie del suelo a 15.31 m/s. En estas condiciones se realizaron 5 pruebas.

Después de validar el desempeño de los sistemas estructurales integrados, este sistema se integró al resto de componentes del picosatélite y se realizó una prueba desde el techo de un edificio en construcción, que tenía una altura de aproximadamente 52 metros. La velocidad terminal para esta prueba fue de 10 m/s, debido a que el sistema de control de velocidad de descenso estaba integrado a la carga útil.

c. Pruebas de supervivencia de impacto. Para validar la capacidad de supervivencia al impacto de la estructura, se decidió realizar pruebas de caída libre que simularan la velocidad de descenso de la carga útil, esto proporcionaría una fuerza de impacto similar a la que se sometería a la carga útil en el aterrizaje del picosatélite. Al igual que en las pruebas de supervivencia del huevo, la altura mínima para la caída libre de estas pruebas era de 5.10 metros, pero se decidió utilizar una altura mayor, para tener seguridad de que la estructura de la carga útil podría soportar las condiciones del lanzamiento, vuelo y aterrizaje.

Se realizaron 10 pruebas de caída libre desde una altura de 12 m. El propósito de estas pruebas era verificar si las piezas estructurales de la carga útil se deformaban o fracturaban con el impacto del aterrizaje, lo mismo se hizo con los elementos estructurales del contenedor. Después de realizar estas pruebas se utilizó el mismo edificio en construcción para probar este sistema integrado al resto de módulos del picosatélite. En dichas pruebas como se mencionaba en la sección anterior se buscó validar tanto la supervivencia estructural como la del huevo y el efecto de la ubicación del centro de gravedad a la estabilidad del descenso. Se realizó en este edificio un total de 5 pruebas.

d. Pruebas de ubicación del centro de gravedad. Estas pruebas fueron realizadas dejando caer tanto la carga útil con el sistema de control de descenso en configuración cerrada, en configuración abierta y la carga útil unida al contenedor desde un lugar alto. El lugar en el cual se realizaron las pruebas fue el edificio de parqueos de la Universidad del Valle de Guatemala, ya que dispone de una altura de 12 metros.

Se realizaron 10 pruebas para cada configuración. En cada prueba se dejaba caer el sistema en distintas posiciones, el objetivo de esto era ver si la ubicación del centro de gravedad era lo suficientemente baja, para que el sistema que se estaba probando descendiera con la cara inferior orientada hacia abajo. Estas pruebas no se diseñaron para ser destructivas, por lo que en el sótano del edificio estaban dos personas con una sábana para atrapar al sistema en prueba, antes que éste impactara contra el suelo.

2. Módulo de sistemas de descenso

a. Sistema de descenso del contenedor. Para poder determinar el comportamiento del paracaídas cruciforme para el contenedor se realizaron tres pruebas. La primera prueba se realizó en el edificio de la Universidad del Valle de Guatemala; la segunda prueba se realizó con la Asociación de paracaidismo de Guatemala; y la tercera prueba se realizó en un edificio en construcción. Cada una de estas pruebas se realizó con el propósito de observar el funcionamiento a diferentes alturas y así optimizar el diseño del paracaídas cruciforme. Los aspectos a evaluar en estas pruebas fueron: desarrollo completo del paracaídas, comportamiento en base al sentido de giro del contenedor, separación del contenedor de la carga útil y la velocidad de descenso.

1) Pruebas a 9 metros

a) Prueba 1: Sentido de giro. Esta prueba consistió en posicionarse en el piso más alto del edificio de parqueos de la Universidad del Valle de Guatemala, el cual tiene cuatro pisos (una altura estimada de nueve metros). Se llevó a cabo la prueba con el primer prototipo del CanSat que tenía el peso de 675 gramos, el cual podía ser el valor máximo del peso en la competencia. La primera prueba consistió en lanzar seis veces el CanSat de tres diferentes maneras: soltarlo desde el reposo, haciéndolo girar sobre su eje vertical y haciéndolo girar sobre su eje horizontal. El propósito de la prueba era determinar si el paracaídas iba a desplegarse por completo durante este proceso. En la Figura No. 144 se muestra una imagen de la prueba realizada.

Figura No. 144. Prueba de descenso edificio Universidad (9 metros).



b) Prueba 2: Separación del contenedor. Esta prueba se realizó para determinar la interferencia que tenía la carga útil con el contenedor. Se realizaron las mismas pruebas que las mencionadas anteriormente, pero el factor que se pretendía determinar era la liberación de la carga útil. Al principio de las pruebas se observó que la carga útil tenía problemas para salir del contenedor debido a que los paneles solares se quedaban atascados en las ranuras del mismo. Ante esto, se decidió utilizar un pedazo de papel encerado con el fin de facilitar el proceso de separación. Se realizaron todas las pruebas con éxito, logrando siempre la separación.

c) Prueba 3: Velocidad del contenedor. Para realizar esta prueba se utilizaron dos métodos. El primer método era tomar el tiempo y la distancia recorrida utilizando un cronómetro y una cámara de video con el fin de poder observar cada descenso detenidamente y determinar el tiempo de descenso del contenedor. Ya que para esta prueba se conocía la altura del lanzamiento, únicamente se necesitaba el tiempo para determinar la velocidad. Se hicieron diez pruebas para determinar la velocidad de descenso promedio del contenedor.

El segundo método para poder comprobar lo antes mencionado se utilizó el Software Tracker. Dicho software analiza videos con el fin de determinar la posición de los objetos respecto al tiempo y proporciona información tabulada y graficada, con más detalle. Se analizaron dos de las diez pruebas realizadas, en el software mencionado, con el propósito de comprobar la relación que existe entre la distancia que debe de recorrer el contenedor para alcanzar la velocidad terminal.

d) Pruebas 700 metros. La prueba a 700 metros se llevó a cabo en la Base militar que se encuentra en el Puerto San José. Esta prueba se hizo con la ayuda de la Asociación de Paracaidismo. Durante la prueba, uno de los paracaidistas tomó el CanSat y al realizar un salto a una altura de aproximadamente 700 metros, lo soltó. La información de esta prueba se obtenida del video tomado por el paracaidista durante el descenso.

e) Pruebas entre 36 y 40 metros. La última prueba realizada fue en un edificio en construcción que está conformado por 12 pisos, y que cuenta con una altura de entre 36 y 40 metros. En ésta prueba se estudió la separación del contenedor de la carga útil.

b. Sistema de descenso de la carga útil. De la misma forma que para el sistema del contenedor, se realizaron las mismas pruebas para el sistema de membranas aerodinámicas. Para este sistema se evaluaron los siguientes puntos para asegurar la confiabilidad del sistema: despliegue de las membranas aerodinámicas en base al sentido de giro de expulsión de la carga útil, velocidad de descenso, despliegue continuo durante el descenso y resistencia al impacto del sistema de descenso.

1) Pruebas entre 9 metros. Esta prueba se realizó en el edificio de parqueos de la Universidad del Valle de Guatemala. Para poder realizar la mayor cantidad de pruebas se utilizó una sábana para poder atrapar la carga útil. Las primeras pruebas se realizaron con el Prototipo 1 de las membranas aerodinámicas, las cuales estaban colocadas sobre el disco superior de la carga útil. En los videos tomados durante las pruebas se observó que el sistema de descenso se abre completamente para arriba, por lo que ya no realizaba ninguna función para controlar el descenso. Por esta razón se optó por el Prototipo 2, el cual tiene las membranas aerodinámicas por debajo del disco superior de la carga útil, con este nuevo modelo se realizaron las pruebas.

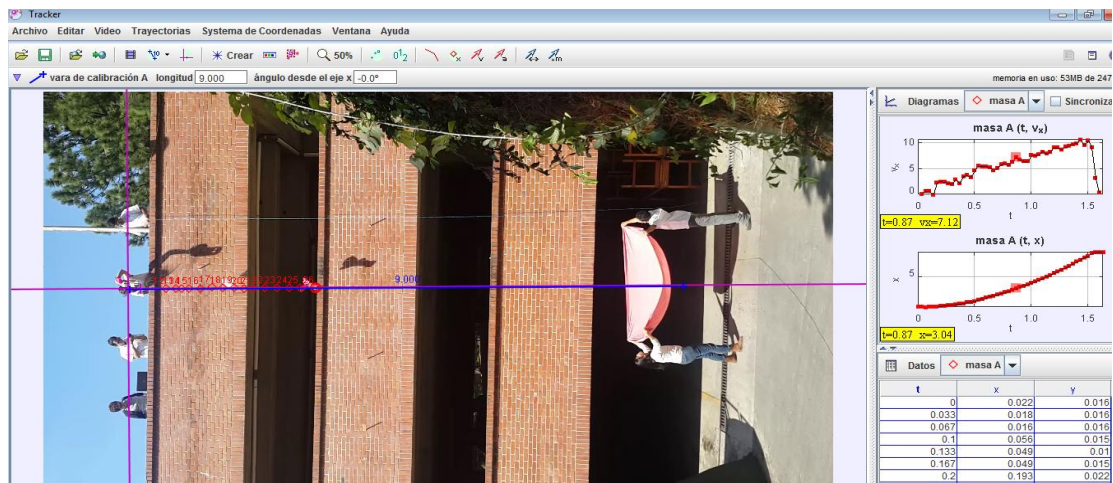
En la Figura No. 45 se muestra el aterrizaje de la carga útil durante una de las pruebas de las membranas aerodinámicas.

Figura No. 145. Descenso a 9 metros de las membranas aerodinámicas.



Para estas pruebas se utilizó el Software *Tracker*, con el fin de analizar de una forma más detallada la posición, y velocidad respecto al tiempo en el momento del descenso de la carga útil.

Figura No. 146. Prueba del contenedor utilizando el Software *Tracker*.



2) Pruebas 500 metros. Al igual que para el sistema de descenso del contenedor, se realizó una prueba en la Base militar que se encuentra en el Puerto San José, con el Prototipo 1 de las membranas aerodinámicas. Esta prueba se realizó cerca de los 500 metros con ayuda de un paracaidista, con el fin de simular el descenso de la carga útil como se realizó en la competencia.

3) Pruebas entre 36 y 40 metros. La última prueba realizada fue en un edificio en construcción conformado por 12 pisos, el cual tiene una altura entre 36 y 40 metros. Debido a que esta prueba fue la última que se realizaría, se determinó poner a prueba la resistencia al impacto del sistema de descenso y de igual forma observar el comportamiento de las membranas aerodinámicas conforme el despliegue.

Por medio de un video se observó el comportamiento y se realizó el análisis de los datos de la velocidad de descenso para los últimos 10 metros de la prueba, con el fin de tener alguna información útil para determinar si se cumplía con los requerimientos de la competencia. Para poder realizar este análisis se utilizó el Software *Tracker*.

3. Módulo del sistema de energía

a. **Procedimiento de pruebas para energía solar.** Luego de contar con las herramientas del banco de pruebas y la hoja de cálculo en Microsoft Office Excel y conociendo las posibles configuraciones de los módulos solares, se realizó el siguiente procedimiento en un día con el cielo despejado y otro día con el cielo nublado, con lo que se mantuvo constante la variable de intensidad solar. En la experimentación se cambiaron las variables de ángulo de incidencia y de la configuración para conectar los módulos.

A continuación se describe una prueba controlada para conocer la configuración de conexión entre paneles solares más eficiente al variar el ángulo de incidencia del Sol:

- Ingresar en la hoja de cálculo la EOT y la declinación solar para el día que se realiza la prueba, así como la longitud de referencia y local, la latitud local y la hora a la que se realice la prueba.
- En un lugar despejado, colocar el banco de pruebas en la dirección del Acimut Solar que muestre la hoja de cálculo, ayudándose con una brújula.
- Colocar cuatro celdas solares en la superficie móvil del banco de pruebas, estos deben estar soldados a cable para protoboard. Adherir los paneles solares al banco de pruebas utilizando cinta para enmascarar.
- Conectar el otro extremo de los cables de los módulos solares a alguna de las configuraciones mostradas, en el protoboard.

- Utilizando un transportador, corregir la inclinación del banco de pruebas al ángulo de incidencia que se desea probar, según la información mostrada por la hoja de cálculo.
- Utilizando un multímetro medir el voltaje en la resistencia de 10 Ohmios.
- Utilizando el multímetro como cable, medir la corriente del sistema.
- Repetir el procedimiento, cambiando el ángulo de inclinación del banco de pruebas.
- Si han pasado más de 15 minutos desde que se calculó el Acimut y la altura Solar, volverlos a calcular.
- Repetir los pasos dos al ocho, cambiando la configuración de conexión entre paneles solares y diodos en el protoboard.

Con el procedimiento anterior se validó el cambio de la capacidad de proporcionar corriente y voltaje de los módulos bajo diferentes condiciones. Sin embargo, se validó la eficiencia de los paneles solares contra un valor controlado bajo el siguiente procedimiento

A continuación se describe una prueba para conocer la eficiencia de los paneles solares:

- Colocar 8 paneles solares en paralelo. Se utilizan 8 paneles solares, por ser la máxima cantidad de paneles que se pueden acoplar al sistema de descenso.
- Dirigir los paneles solares hacia el sol con una carga de 10 Ohmios.
- Medir la corriente y el voltaje haciendo uso de un multímetro.
- Verificar con el INSIVUMEH la irradiación solar que registre su equipo de medición en sus instalaciones de la zona 13 en ese momento.
- Calcular la potencia de los paneles solares como la corriente por el voltaje.
- Multiplicar la irradiación solar teórica, proporcionada por el INSIVUMEH, por el área total de los 8 paneles.
- Dividir la potencia de los paneles solares entre la potencia de la irradiación solar teórica para encontrar la eficiencia de la configuración.

b. Procedimiento de pruebas para energía eólica. A continuación se describen las pruebas para conocer variación de eficiencia de Hymini:

- Debido a que el Hymini cuenta con una batería y un sistema para cargar la batería, es necesario desarmarlo para utilizar únicamente el sistema de recolección de energía eólica. Por lo que el primer paso debe ser retirar la hélice, simplemente jalando desde el centro de la misma con sumo cuidado y luego abrir el Hymini, para esto, utilizar una espátula bastante delgada de esquina redondeada y abrirlo por debajo de línea verde. Tener mucho cuidado de no lastimarse con la cuchilla.

- Ya abierto el Hymini, ubicar el generador y desconectarlo de la tarjeta de electrónicos que se observa. Retirar todos los elementos a excepción del generador.
- Cortar el cable negro y rojo que salen del generador lo más pegados a su conector, a modo de retirarlo. Es necesario una longitud de cable más largo a la salida del generador, por lo que se debe pelar los cables a la salida del generador y entorchar otros, a modo de tener por lo menos 40cm de longitud de cable.
- Volver a armar el Hymini, sin colocar los elementos que se retiraron. Los cables nuevos que se colocaron pueden salir por un agujero lateral del Hymini.

Figura No. 147. Hymini colocado en tubo de aluminio con cables de salida.



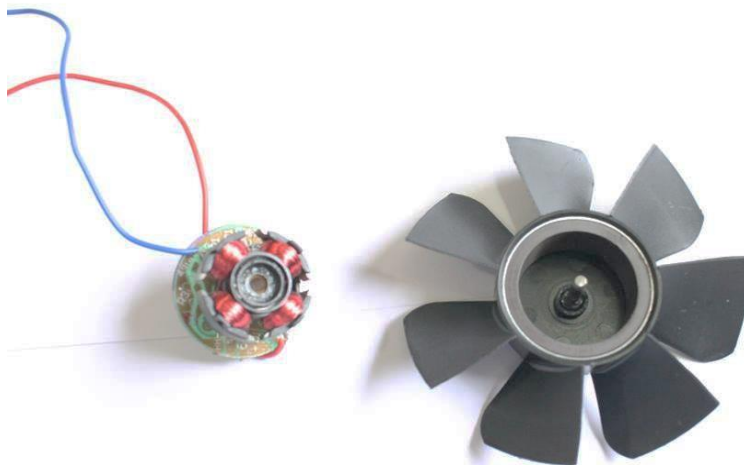
- Abrir el compartimiento del túnel de viento y roscar el tubo de aluminio.
- Colocar el soporte para bicicletas en el tubo de aluminio, a modo de que el soporte quede en la orilla opuesta al agujero roscado y con el soporte del Hymini del lado contrario al agujero, es decir, el agujero hacia abajo y el soporte hacia arriba.
- Insertar el Hymini en su soporte. Asegurarse de primero pasar los cables y luego el Hymini para que estos no se atoren. El Hymini estará correctamente colocado al escucharse un “click”.
- En el área inferior del compartimiento de pruebas del túnel de viento, existe un agujero por donde pasan columnas de aluminio, pasar por ese mismo agujero los dos cables de salida del Hymini.
- Haciendo uso de un protoboard hacer un circuito a modo de que el cable positivo se una al negativo a través de la resistencia de 10ohms.
- Encender la computadora del túnel de viento. Ya en el software del túnel de viento, fijar la velocidad a 10m/s a un ángulo de -20 grados. Verificar que el Hymini esté completamente horizontal, en caso negativo, aflojarlo y rotarlo sobre el eje del tubo para que quede vertical.

- Con lo anterior listo, se puede encender el túnel de viento. Utilizando un multímetro medir la corriente AC y el voltaje AC. Para la corriente, utilizar los cables del multímetro como si fuera un cable entre la resistencia y la salida negativa. Para el voltaje, colocar un cable en cada pata de la resistencia.
- Para el siguiente paso cambiar el ángulo a -15 grados. Y medir nuevamente la corriente AC y el voltaje AC.
- Repetir el procedimiento cada 5 grados hasta llegar a 20 grados. Con cada cambio que se realice, tomar nota de la información del voltaje y la corriente.
- Luego de obtener los datos, repetir el procedimiento para todos los ángulos a 12m/s y 14m/s
- Realizar gráficas para conocer el comportamiento de la turbina eólica con el cambio del ángulo de incidencia del viento.

A continuación se muestra el procedimiento de las pruebas para conocer el modelo con mayor eficiencia:

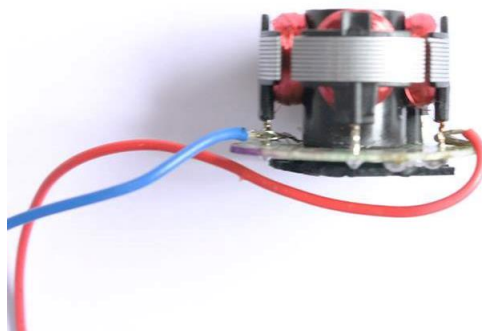
- Colocar Hymini como indica el procedimiento anterior y medir corriente y voltaje con el túnel de viento programado a 10m/s y con el Hymini completamente vertical. Tomar nota de la corriente AC y el voltaje AC.
- Desarmar el ventilador STEREN, empezar por romper las uniones del soporte del ventilador hacia el ventilador. Luego, haciendo uso de un desarmador, quitar la tapadera de caucho pequeña posterior y luego, con el pequeño desarmador, el pequeño disco que está alrededor del eje.

Figura No. 148. Ventilador STEREN desarmado.



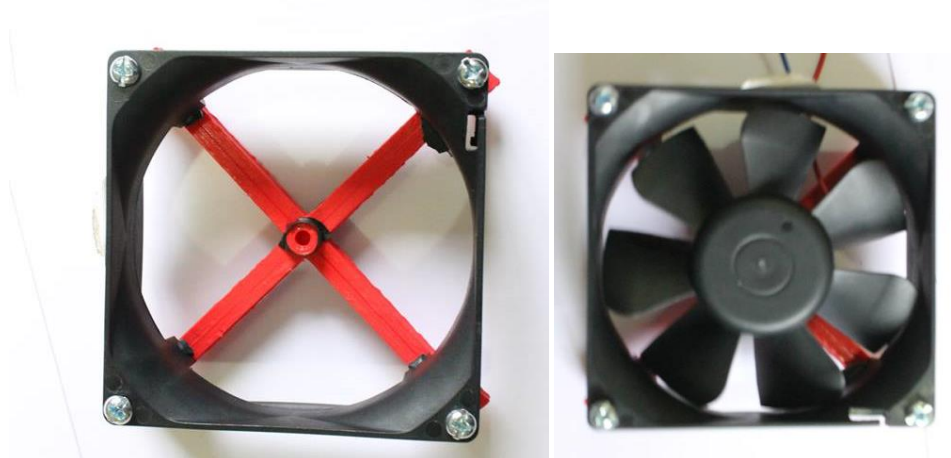
- Jalar las aspas del ventilador, con una pequeña pinza cortar los diodos que se observan. En el embobinado, se observaran 3 patas hacia la placa. Conectar un cable en cada una de las patas que no están inmediatamente a la par.

Figura No. 149. Bobina con cables soldado en patas laterales.



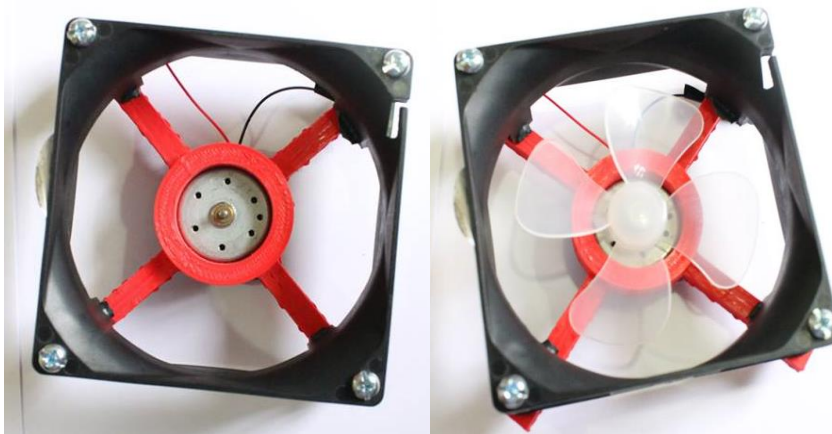
- Volver a colocar las aspas.
- Utilizar el acople para el ventilador STEREN que se muestra en los anexos y con tornillos de 6/32 x 1 ½ y sus tuercas, acoplar el ventilador a su acople y luego al soporte del ventilador. Este soporte de ventilador se debe, luego, con los mismos tornillos, colocar al acople angular.

Figura No. 150. Acople para ventilador STEREN.



- Luego, instalar el acople en el túnel de viento y hacer mediciones a 10m/s
- Acoplar las aspas del Hymini a algún motor MABUCHI. Luego el motor hacia el acople para motores DC que se muestra en los anexos, y este al angular, haciendo uso de los tornillos de 6/32 x 1 ½ y sus tuercas.

Figura No. 151. Acople para motor DC MABUCHI.



- Colocar el motor en el túnel de viento y repetir el procedimiento a 10 m/s
- Por último, realizar el procedimiento haciendo uso del otro motor MABUCHI.
- No olvidar anotar la información obtenida.

4. Módulo de sensores de vuelo. Con la implementación de los sistemas sensoriales del contenedor y la carga útil del CanSat, se pasó al proceso de pruebas y validación de dichos sistemas sensoriales. Para esto se realizaron dos tipos de pruebas principales: pruebas en condiciones controladas, las cuales, consistieron en la validación de los sensores comparándolos con instrumentos de medición dedicados y pruebas en condiciones reales de vuelo, las cuales, consistieron en simulaciones a pequeña y grande escala de las condiciones reales de vuelo.

Para las pruebas de validación de los sensores en condiciones controladas se utilizó la estación meteorológica del Departamento de Física de la Universidad del Valle de Guatemala. Se compararon las mediciones de presión y temperatura de los sensores empleados en los sistemas sensoriales, LPS331AP en el contenedor y BMP085 en la carga útil, con las mismas mediciones de la estación meteorológica mencionada; dichas pruebas se realizaron en los Laboratorios de Electrónica de la Universidad del Valle de Guatemala. Es importante mencionar que los sensores de los sistemas sensoriales fueron muestreados empleando la plataforma de desarrollo de hardware libre Arduino®, así como las configuraciones y los algoritmos de muestreo descritos anteriormente; también es importante mencionar que en esta prueba, los sistemas sensoriales fueron alimentados con una fuente de voltaje dedicada.

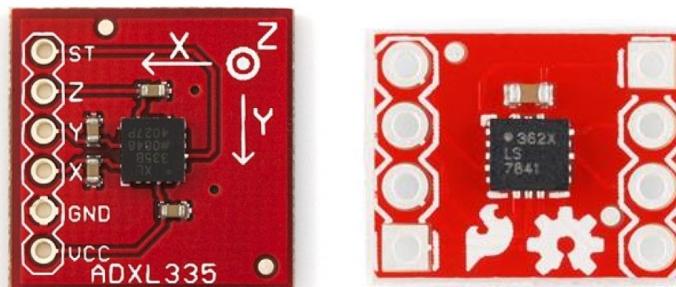
Figura No. 152. Estación meteorológica del Departamento de Física de la Universidad del Valle de Guatemala.



(Fotografía por Peter Hurn)

El acelerómetro del sistema sensorial de la carga útil, ADXL345, fue validado comparando sus mediciones con dos acelerómetros distintos pero de características similares, en este caso ADXL335 y ADXL362 de Analog Devices®.

Figura No.153. Acelerómetros empleados en las pruebas de validación.

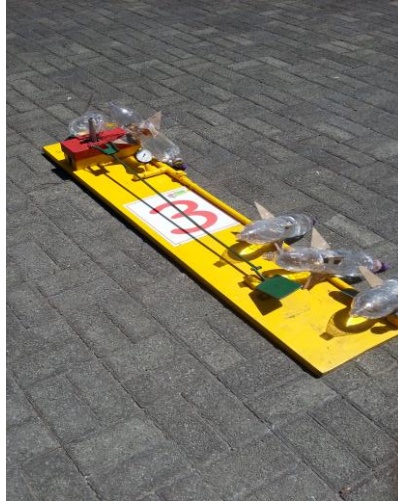


(Fotografías por Sparkfun® Electronics)

Adicionalmente a las pruebas descritas anteriormente, también se analizó, evaluó y optimizó el consumo energético de todos los sensores empleados en los sistemas sensoriales. Esto se hizo midiendo, con un amperímetro, la corriente eléctrica demanda por cada uno de los sensores al ser muestreados a una frecuencia de 1.00Hz como lo requerido por la competencia. Para las pruebas en condiciones reales de vuelo se realizaron dos simulaciones principales. La primera simulación, a pequeña escala, se realizó en las instalaciones del Museo de los Niños de Guatemala, ubicado en la Zona 13 de la Ciudad de Guatemala, empleando cohetes de agua, los cuales, están contruidos con envases plásticos de agua carbonatada de dos litros y son lanzados con aire comprimido. Se colocó dentro de los cohetes mencionados el sensor de

presión absoluta del sistema sensorial del contenedor del CanSat y se midió la altura durante el lanzamiento de los cohetes.

Figura No. 154. Simulaciones de vuelo realizadas en el Museo de los Niños de Guatemala utilizando cohetes de agua.



(Fotografía por José Antonio Bagur Nájera)

La segunda simulación, a gran escala e integrada con todos los sistemas y módulos del CanSat, se realizó en un salto de paracaidismo en las instalaciones de la Brigada de Paracaidistas «General Felipe Cruz», localizada en el municipio del Puerto de San José, departamento de Escuintla, Guatemala. Dicha simulación se realizó en dos ocasiones con la ayuda y el apoyo de paracaidistas de la Asociación de Paracaidismo Deportivo de Guatemala, quienes lanzaron el CanSat a una altura de aproximadamente 700m sobre el suelo. En ambas pruebas se evaluó el desempeño de los sistemas sensoriales bajo condiciones reales de vuelo, principalmente las mediciones de los sensores de presión atmosférica.

Figura No. 155. Simulaciones de vuelo realizadas en la Brigada de Paracaidistas «General Felipe Cruz».



(Fotografía por Asociación de Paracaidismo Deportiva de Guatemala)

5. Módulo de comunicación inalámbrica. Para corroborar que el diseño propuesto fuera funcional, se realizó una serie de pruebas para garantizar que el sistema no fuera a fallar el día de la misión. Algunas de las pruebas realizadas se mencionan a continuación:

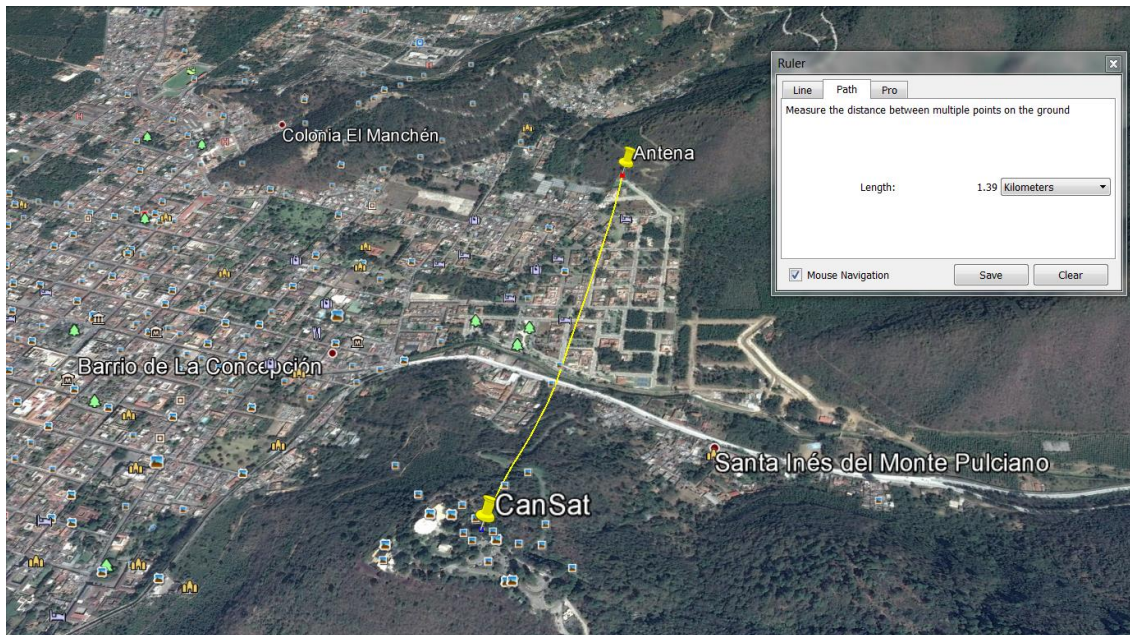
a. Pruebas de largo alcance. Uno de los objetivos principales del módulo de comunicación es garantizar un alcance de transmisión de por lo menos 1000 metros a la redonda. Para ello fue necesario realizar una prueba de alcance donde se utilizaron dos módulos XBee transmisores y un módulo receptor con la antena de recepción. Uno de los mayores retos para llevar a cabo esta prueba, fue encontrar el lugar indicado. Esto fue un reto debido a que la superficie del territorio en Guatemala, es muy irregular, muy montañoso y con muchos precipicios.

Las primeras pruebas se realizaron dentro del campus universitario. En estas primeras pruebas se corroboró como la magnitud de la potencia de la señal variaba dependiendo de la distancia a la que se encontraban los módulos de comunicación inalámbrica. Se pudo observar que la magnitud de la potencia decrecía significativamente cuando existían muros o edificios que obstruían el campo de visión entre los módulos y en algunos casos la interferencia ocasionaba que se perdiera la comunicación.

Se realizó una prueba de largo alcance en una pista de aerodelismo donde se corroboró que los módulos XBee PRO S2C tenían la capacidad de transmitir información a una distancia de 900 m. En esta prueba se intentó alcanzar una mayor distancia, sin embargo el campo de visibilidad entre los módulos después de esta distancia era muy escasa debido a que se alcanzó un terreno montañoso donde se perdía la visibilidad de la estación terrestre donde se encontraba la antena de recepción.

Se realizó una prueba final que definió los modelos XBee a utilizar para la misión y que determinó un rango de comunicación aceptable para lo que requería la misión. Esta prueba fue realizada en Antigua Guatemala entre dos montañas donde existe campo de visión sin obstrucciones entre ellas y existe una distancia de 1400 metros aproximadamente. En la Figura No. 156 se puede observar una imagen extraída de Google Earth que muestra la ubicación donde se realizó la prueba y la distancia a la que se encontraban los módulos de comunicación en donde existía una transmisión de datos continua.

Figura No. 156. Prueba de alcance en Antigua Guatemala.



Un día antes de la competencia y el mismo día de la competencia se probaron los módulos de comunicación inalámbrica XBee para corroborar su funcionamiento antes del lanzamiento. Estos se probaron a una distancia de aproximadamente 500 metros utilizando baterías alcalinas como fuente de alimentación para el contenedor y los paneles solares como fuente de alimentación para la carga útil.

b. Prueba de consumo energético. Otro de los objetivos principales del módulo de comunicación inalámbrica era diseñar un sistema de comunicación de bajo consumo energético de tal manera que durara por lo menos treinta minutos utilizando baterías alcalinas para el contenedor y paneles solares para la carga útil como fuente de alimentación y delegar la información cada segundo.

Los módulos de comunicación inalámbrica XBee pueden ser configurados con un modo de ahorro de energía el cual consiste en deshabilitar una gran parte de las funciones electrónicas del dispositivo de comunicación. Esto permite extender el período de duración de la batería. El modo de ahorro de energía puede ser configurado para que sea de forma síncrona o asíncrona. El modo de ahorro de energía utilizado fue de forma asíncrona activado mediante un pulso en uno de los pines de programación del módulo XBee (Asynchronous Pin Sleep Mode).

Dado que la información debía ser transmitida a una frecuencia de 1Hz, sería conveniente implementar el modo de ahorro de energía. Era importante comprobar esto ya que cada vez que se desactiva el modo de ahorro de energía, los dispositivos electrónicos internos que pasan de estar desactivados a

encendidos, generan un pico de consumo de energía. El objetivo de esta prueba fue averiguar si la demanda de consumo energético en modo ahorro de energía era igual o mayor a utilizarlo sin el modo de ahorro energético.

Esta prueba consistió en colocar un capacitor de un faradio cargado al voltaje nominal de alimentación del módulo XBee. Luego se probó el módulo de comunicación utilizando el modo de ahorro de energía transmitiendo el paquete de datos que transmitiría la cara útil durante quince segundos utilizando el capacitor como fuente de alimentación. Luego de quince segundos del módulo en funcionamiento se procedió a medir el voltaje de descarga del capacitor y se calculó la energía disipada por el módulo XBee. Este experimento se repitió nuevamente pero sin implementar el modo de ahorro de energía.

c. Prueba de paracaidismo. Para efectuar una simulación de la misión se realizó una prueba con ayuda de la asociación de paracaidismo. En esta prueba se identificaron problemas con la configuración del sistema de comunicación que no se habían considerado. Esta prueba fue esencial para corregir los errores y poder identificar que percances podrían surgir durante la misión. Algunos de los problemas identificados fueron problemas con la conexión de la batería la cual detuvo la operación de transmisión de datos y esto se verificó con el almacenamiento de datos en la memoria EEPROM donde se almacenaban los datos recolectados por los sensores. Otro problema que se detectó fue la interferencia entre los mensajes recibidos de los dos módulos transmisores, debido a un parámetro de configuración que no se tomó en cuenta conocido como tiempo de paquetización. Dentro de los parámetros de transmisión serial, se debe de configurar un tiempo de paquetización el cual es el tiempo que le toma al módulo de comunicación en formar un paquete antes de transmitirlo y en ese rango de tiempo el módulo debe de encontrarse con el modo de ahorro de energía desactivado para que opere correctamente.

d. Prueba en museo del niño. En el museo del niño se efectuó una prueba con todos los sistemas electrónicos integrados y el motivo principal de esta prueba era determinar los parámetros de configuración inicial para los sensores de presión, temperatura y el acelerómetro. Se utilizó un cohete hecho de un envase de gaseosa de dos litros el cual fue lanzado a una altura de quince metros con presión de aire junto con la placa de electrónicos amarrados externamente al envase y protegidos dentro de una bolsa plástica. De esta manera se transmitieron datos a la estación en tierra y se corroboraron los datos de los sensores con un sensor previamente calibrado el cual se encontraba al nivel del suelo. En esta prueba también se practicó en grupo el ensamblaje de la estructura de la antena.

e. Prueba en edificio. El objetivo de esta prueba era realizar una prueba integrada de los módulos sobre un edificio que contaba con una altura de 50 m. En esta prueba se corroboró que existiera un enlace de comunicación en vuelo con el sistema del contenedor utilizando baterías alcalinas AAA como fuente de alimentación. También fue en esta prueba que se corroboró que los cables de conexión para las fuentes de alimentación se encontraran debidamente asegurados para el vuelo.

En esta prueba se corrigieron los problemas detectados en la prueba de paracaidismo y se logró una comunicación libre de interrupciones por interferencia y se aseguraron las baterías de mejor manera. Debido a un atraso en el pedido de un regulador de voltaje para las baterías alcalinas, las pruebas efectuadas anteriormente se realizaron con baterías de litio. Fue en la prueba del edificio donde por primera se utilizaron baterías alcalinas que serían las que se utilizarían en la competencia.

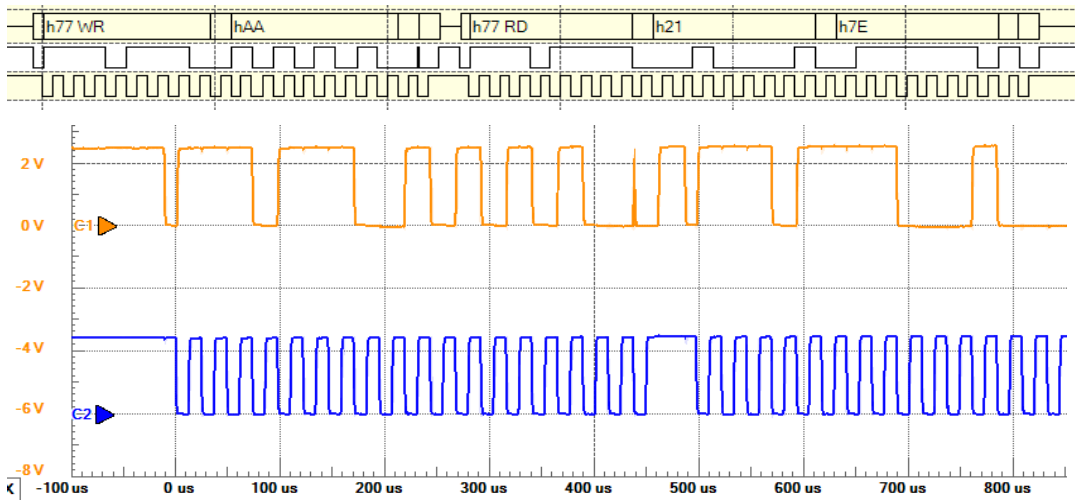
6. Módulo de software de vuelo. Las pruebas realizadas al software se dividieron en los siguientes conjuntos: integración de sensores y software de vuelo, integración del sistema de comunicación inalámbrica XBEE y software de vuelo, Integración de datos entre estación en tierra y software de vuelo, pruebas del sistema electrónico integrado y pruebas del picosatélite en condiciones reales.

a. Integración del sistema de sensores y software de vuelo. Al momento de desarrollar los algoritmos para que el software de vuelo muestreara cada sensor, se probó distintos aspectos como la integridad de las señales en el bus de comunicaciones, consideraciones de tiempo entre cada comando y/o recepción de datos, cumplimiento del protocolo de comunicación (I2C, Serial), manejo de configuraciones de sensores y conversión correcta de los datos obtenidos al formato apropiado para su posterior envío al dispositivo XBEE.

Además se realizaron pruebas para verificar que los datos proporcionados por los sensores fueran coherentes con las variables físicas que medían, pero estas pruebas no son parte de las verificaciones del software sino de los sensores. Por tanto no se tratan aquí.

A continuación se muestra imágenes capturadas utilizando un osciloscopio para la verificación de la integridad de señales y que se cumplieran las reglas que cada protocolo impone, además de las demás verificaciones mencionadas.

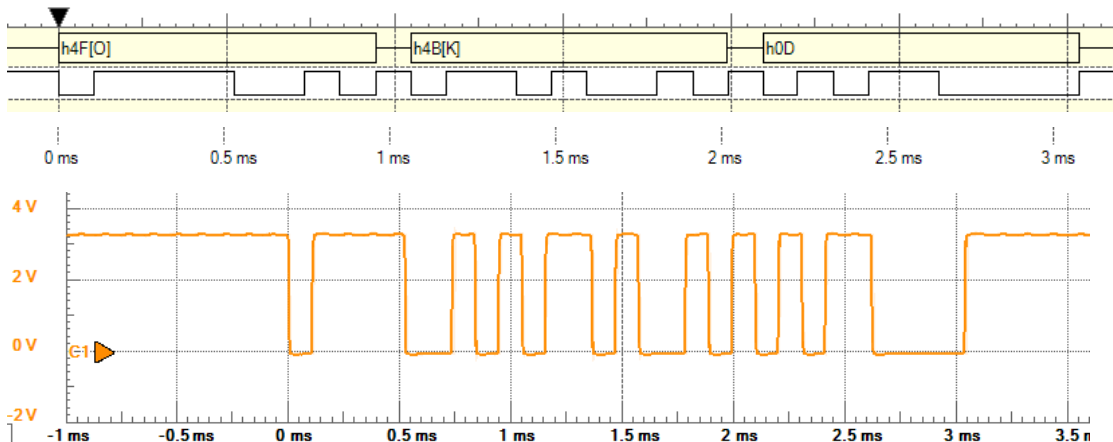
Figura No. 157. Análisis del intercambio de datos a través del bus I2C entre el sensor BMP085 y el microcontrolador. Arriba se presenta el bus utilizando un analizador lógico. Abajo se muestra la señal el bus utilizando un osciloscopio. El bus está compuesto por una línea de datos, y una línea de reloj.



b. Integración del sistema de comunicación inalámbrica XBEE y software de vuelo.

La comunicación con el dispositivo XBEE se realizó a través de comunicación serial (definido en la arquitectura de hardware). Para asegurar que la interacción entre el dispositivo XBEE y el software fuera la correcta, se realizó pruebas en las que se midió la integridad de las señales involucradas, el cumplimiento con las velocidades de transmisión para las cuales estaban configurados tanto el XBEE como el microcontrolador y que los datos transmitidos cumplieran siempre con el formato establecido para la comunicación entre ellos.

Figura No. 158. Análisis de la integridad y datos de la señal serial entre el software de vuelo y el dispositivo XBEE. Arriba se muestra la señal de acknowledge utilizada “OK/n” decodificada utilizando un analizador lógico. Abajo la misma señal analizado utilizando un osciloscopio para verificar su forma y niveles de voltaje.



c. **Integración de datos entre estación en tierra y software de vuelo.** La definición del formato para la transmisión de datos implica un acuerdo entre el dispositivo transmisor y el receptor. Si bien, a nivel físico, el dispositivo transmisor y receptor es el XBEE del picosatélite y de la estación en tierra, respectivamente, a nivel lógico el transmisor era el Software de Vuelo y el receptor la estación en tierra. Estas pruebas eran críticas para asegurar que los datos transmitidos podrían ser interpretados correctamente siempre por la estación en tierra.

En la Figura No. 159 se presenta una captura de la secuencia de las señales físicas que codifican los datos enviados a través del dispositivo XBEE a la estación en tierra. En la Figura No. 160 se observa una gráfica de los datos presentados en la Figura No. 159 realizada por la estación en tierra. Esta prueba permitió confirmar que los paquetes de datos se codificaron, transmitieron y decodificaron de forma satisfactoria.

Figura No. 159. Evolución en el tiempo de la señal enviada al dispositivo XBEE.

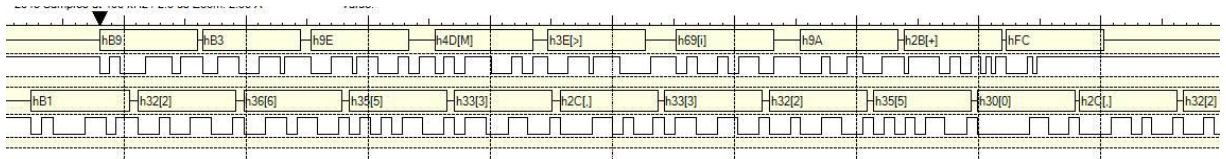
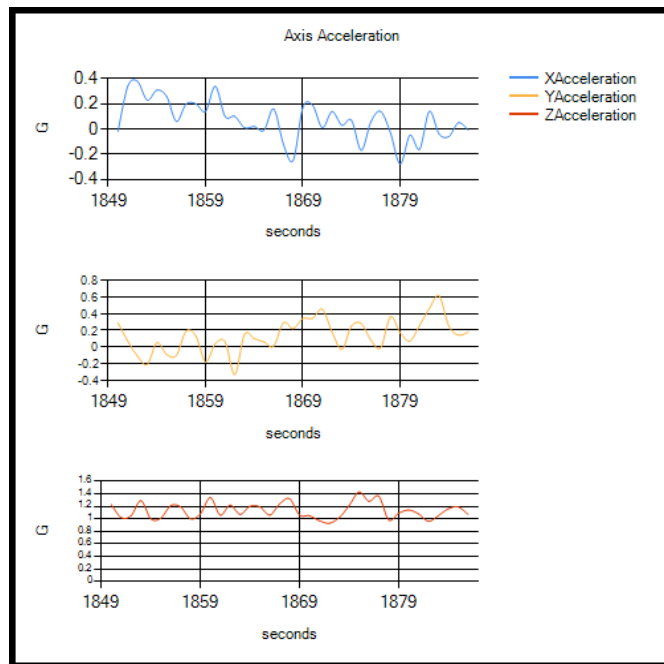


Figura No. 160. Gráficas de aceleración generadas por la estación en tierra. La generación de estas gráficas implica un funcionamiento integrado correcto.



d. Pruebas del sistema electrónico integrado. Estas pruebas implicaron realizar pruebas de sensores y dispositivos de comunicación inalámbrica interactuando simultáneamente con el microcontrolador y el software. Se conectaron los sensores al bus I2C y el módulo XBEE al bus UART para analizar la interacción completa entre software y hardware y el flujo de las operaciones, como un sistema electrónico completo y no como módulos individuales. Estas pruebas se realizaron inicialmente en un banco de pruebas con el sistema electrónico estático y alimentado por fuentes de alimentación de laboratorio. Esto permitió comprobar funcionalidades básicas como la comunicación entre dispositivos, que el software se ejecutará correctamente bajo condiciones controladas (temperatura constante, presión constante, sin movimiento). Se realizaron aproximadamente 40 pruebas completas del sistema integrado en el lapso de 45 días y se realizaban las modificaciones y mejoras correspondientes. Asimismo, se realizaron pruebas bajo las condiciones reales como elementos montados sobre el mismo circuito impreso y por las fuentes de alimentación que se utilizaría en el diseño final del sistema electrónico. Se realizaron dejando caer al sistema electrónico desde alturas de 10m hasta 50m. Se realizaron alrededor de 30 pruebas en el lapso de 45 días. Estas pruebas proveyeron datos sobre cómo las señales físicas y dispositivos interactúan entre sí como parte de un solo sistema, problemas de ruido entre los dispositivos, desempeño de las fuentes de alimentación y una visualización más de todo el sistema integrado.

e. Medición del impacto de la programación orientada por eventos sobre las características de consumo de energía del sistema. Esta prueba se realizó con el objetivo de medir el impacto y evaluar las ventajas de la implementación del software utilizando programación orientada por eventos. Las pruebas no se realizaron sobre el sistema electrónico y software del CanSat en sí, sino que sobre la plataforma de pruebas –Launchpad for MSP430F5529- la cual contiene el mismo microcontrolador y utilizando otra versión del software que realizaba las mismas operaciones bajo las mismas condiciones, pero codificado de tal forma que fuera fácil habilitar o deshabilitar las interrupciones generadas y la entrada del microcontrolador a modo de bajo consumo. Estas dos últimas características – interrupciones y modo de bajo consumo- son las que finalmente permiten al sistema consumir menos energía, o no. A pesar de no utilizar exactamente el mismo software y hardware, sí se puede trasladar los resultados ya que el hardware para la prueba fue muy similar – mismo microcontrolador, sensores, dispositivos de transmisión- y el software también –misma secuencia de operaciones, muestreo, paquetización, almacenamiento, etc.-.

Por tanto, se realizó un experimento para determinar si existe una diferencia significativa en consumo de energía y tiempo de funcionamiento la ejecución de software en un microcontrolador en dos formas de ejecución del software: una orientada por eventos que se caracteriza por que el procesador del microcontrolador se mantiene en modo de bajo consumo de energía durante el máximo tiempo posible en cada ciclo de operación, y otro en el que el procesador no se mantiene en modo de bajo consumo de energía. En cada forma de ejecución, el microcontrolador realiza exactamente las mismas tareas, está

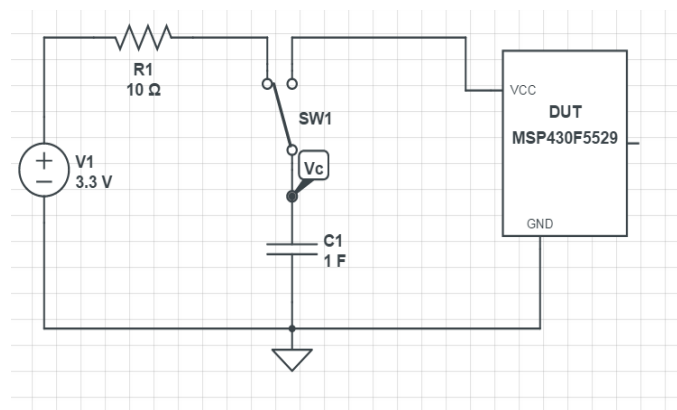
adaptado al mismo hardware y utiliza de la misma forma los dispositivos periféricos y módulos internos. La única diferencia es efectivamente, el uso o no del modo de bajo consumo de energía.

La importancia de la realización de este análisis radica en que el desarrollo de software orientado a eventos requiere una programación más compleja, que requiere una coordinación, sincronización y comunicación compleja entre eventos y acciones para lograr el desarrollo de todas las operaciones de la forma deseada. Esto regularmente implica mayores tiempos de programación y más tiempo de depuración, así como mayor probabilidad de errores en el código, pero su beneficio es que se reduce la potencia requerida para el funcionamiento del microcontrolador y se extiende el tiempo de funcionamiento.

Por el contrario, una programación en la que el flujo de eventos no está dirigido por eventos, sino que está determinada por el propio programada (determinista) es más sencilla. No requiere de coordinación, sincronización ni comunicación compleja entre eventos y acciones y es más fácil de desarrollar ya que el flujo de todo el programa está definido por completo por el diseñador. Sin embargo, puede resultar en un consumo de energía innecesario que puede provocar un tiempo de funcionamiento reducido.

El análisis fue llevado a cabo utilizando un capacitor de 1F como fuente de alimentación del sistema, y analizando el perfil de descarga, potencia requerida, tiempo de funcionamiento y número de paquetes generados por el Dispositivo bajo Prueba –DUT- (por sus siglas en inglés). El diagrama esquemático del circuito de pruebas se presenta la Figura No. 161.

Figura No. 161. Diagrama esquemático para el análisis de consumo de energía.



Se realizaron 2 “sub-experimentos”: Experimentos A y B; en ambos se analizó las características de consumo de energía del sistema utilizando el software orientado por eventos y sin esta programación, es decir, programación lineal sin interrupciones ni estados de bajo consumo. Específicamente, las características de energía analizadas fueron: perfil de descarga, potencia requerida, tiempo de funcionamiento y número de paquetes generados.

El primero experimento, Experimento A, consistió en alimentar al sistema con el supercapacitor hasta que se descargara a un voltaje de 2.6V al energizar al DUT. El segundo experimento, Experimento B, consistió en alimentar al sistema con el mismo capacitor pero hasta que el primero comenzara a transmitir datos con errores, lo cual se determinó de forma visual analizando los datos en la consola de una computadora conectada al sistema.

En los Cuadro No. 79 y No. 80, se muestran los resultados de ambos experimentos. Éstos resultados se pueden comparar para el modo de bajo consumo, el cual efectivamente utilizada programación orientada por eventos, y el modo normal. Se realizaron dos pruebas en cada modo para cada experimento.

Cuadro No. 79. Resultados del experimento A, realizado hasta un voltaje de 2.6V. Se muestra el tiempo de funcionamiento, paquetes enviados y potencia requerida para ambos modos de operación en dos pruebas realizadas en cada modo.

Parámetro	Modo de bajo consumo habilitado		Modo de operación normal	
	Prueba 1	Prueba 2	Prueba 1	Prueba 2
Paquetes	642	544	156	156
Tiempo (s)	316	266	78	78
Vinicial {V}	3.286	3.28	3.28	3.28
Vfinal {V}	2.6	2.6	2.6	2.6
Energía consumida {J}	2.018	1.99	1.99	1.99
Potencia consumida (Promedio) {W}	0.00638	0.00751	0.0256	0.0256

Cuadro No. 80. Resultados del experimento B, realizado hasta que el DUT envía datos erróneos. Se muestra el tiempo de funcionamiento, paquetes enviados y potencia requerida para ambos modos de operación en dos pruebas realizadas en cada modo.

Parámetro	Modo de bajo consumo habilitado		Modo de operación normal	
	Prueba 1	Prueba 2	Prueba 1	Prueba 2
Paquetes	1292	1189	361	355
Tiempo (s)	646	593	183	180
Vinicial {V}	3.286	3.28	3.28	3.28
Vfinal {V}	2.1	2.1	1.95	2
Energía consumida {J}	3.19390	3.17420	3.47795	3.3792
Potencia consumida (Promedio) {W}	0.00494	0.00535	0.01901	0.0187

Tomando los datos del Cuadro No. 79 y Cuadro No. 80 se pueden realizar las siguientes relaciones:

Experimento A:

Razón de tiempo de funcionamiento entre modo de operación de bajo consumo y modo normal para el mejor t_{ONbest} y peor $t_{ONworst}$ de los casos entre pruebas:

$$t_{ONworst} = \frac{266s}{78s} = 3.41$$

$$t_{ONbest} = \frac{316s}{78s} = 4.05$$

Razón de paquetes enviados entre modo de operación de bajo consumo y modo normal para el mejor C_{best} y peor C_{worst} de los casos entre pruebas:

$$C_{best} = \frac{642}{156} = 4.11$$

$$C_{worst} = \frac{642}{156} = 3.48$$

Razón entre potencia consumida entre el modo de operación de bajo consumo y modo de operación normal para el mejor P_{best} y el peor P_{worst} de los casos:

$$P_{best} = \frac{0.00639W}{0.0256W} = 0.249$$

$$P_{worst} = \frac{0.00752W}{0.0256W} = 0.294$$

De los datos anteriores se observa que utilizar el modo de operación de bajo consumo del microcontrolador y la programación orientada a objetos incrementa el tiempo de funcionamiento y el número de paquetes enviados en un factor de entre 3.4 y 4 veces, y reduce entre 3.44 a 4 veces la potencia necesaria para el funcionamiento.

Experimento B:

Razón de tiempo de funcionamiento entre modo de operación de bajo consumo y modo normal para el mejor t_{ONbest} y peor $t_{ONworst}$ de los casos entre pruebas:

$$t_{ONworst} = \frac{593s}{183s} = 3.24$$

$$t_{ONbest} = \frac{646s}{180s} = 3.59$$

Razón de paquetes enviados entre modo de operación de bajo consumo y modo normal para el mejor C_{best} y peor C_{worst} de los casos entre pruebas:

$$C_{best} = \frac{1292}{355} = 3.64$$

$$C_{worst} = \frac{1189}{361} = 3.29$$

Razón entre potencia consumida entre el modo de operación de bajo consumo y modo de operación normal para el mejor P_{best} y el peor P_{worst} de los casos:

$$P_{best} = \frac{0.00494W}{0.01901W} = 0.259$$

$$P_{worst} = \frac{0.00535W}{0.01877W} = 0.285$$

De los datos anteriores se observa que utilizar el modo de operación de bajo consumo del microcontrolador y la programación orientada a objetos incrementa el tiempo de funcionamiento y el número de paquetes enviados en un factor de entre 3.24 y 3.59 veces, y reduce entre 3.86 a 3.51 veces la potencia necesaria para el funcionamiento.

Del análisis anterior se puede concluir lo siguiente:

- El modelo de programación orientada por eventos y el uso del modo de bajo consumo de energía del microcontrolador MSP430F5529 permiten:
 - Aumentar el tiempo de funcionamiento del sistema hasta en un factor de 4.

- Aumentar el número de paquetes enviados por el sistema hasta en un factor de 4.
- Reducir la potencia requerida por el sistema hasta en un factor de 4.
- Se ha demostrado que el modelo de programación orientada por eventos y el uso del modo de bajo consumo de energía del microcontrolador tuvo y tiene un impacto significativo y positivo en funcionamiento del picosatélite tipo CanSat.

7. Módulo de software de tierra. Durante el desarrollo del proyecto se llevaron a cabo varias pruebas en las cuales se buscaba comprobar diferentes aspectos del software los cuales son descritos a continuación.

a. Verificación de comunicación con Xbee. Para realizar esta verificación, se envió una serie de datos al programa utilizando el Xbee y estos fueron mostrados en la pantalla. Los mismos datos fueron luego recibidos por medio del programa HyperTerminal, este programa muestra los datos que han sido recibidos a través de un puerto serial. De esta manera se pudo comprobar que la conexión entre el programa y el Arduino con el Xbee funcionaba correctamente y que los datos eran recibidos sin ninguna complicación.

b. Recepción y envío de datos de manera simultánea. La primera prueba que se realizó con el fin de comprobar esta funcionalidad se llevó a cabo utilizando datos aleatorios. La prueba consistió en enviar datos constantemente hacia el programa utilizando el Xbee, al presionar un botón dentro del programa se enviaba una señal por medio del puerto serial la cual provocaba que se encendiera un led conectado al Arduino. Al presionar el botón durante la prueba la recepción de datos nunca se detuvo, con esto se pudo demostrar que sí era posible la recepción y envío de datos de manera simultánea.

La segunda prueba se llevó a cabo al tener la primera versión del módulo de recepción y envío de datos. Al igual que en la primera prueba, se enviaron datos constantemente por medio del Xbee, con la diferencia que ya no se trataba de datos aleatorios sino de paquetes con datos de los sensores. En el momento de presionar un botón del programa, este enviaba la señal para la separación del contenedor y la carga útil lo cual provocaba que se moviera el servo y que el estado de la carga útil cambiara, por lo tanto el cambio debería ser visible en los paquetes que recibidos por el programa. Los resultados de la prueba demostraron que la recepción y envío de paquetes simultáneamente funcionaba de forma adecuada ya que fue posible observar en tiempo real el cambio de estado de la carga útil al momento de presionar el botón.

c. Corrupción de datos. Se identificaron tres razones principales por las cuales los datos enviados a través del Xbee llegaron a ser corruptos: distancia entre el CanSat y la antena receptora, interferencia debido a otros Xbee's y ruido en los componentes electrónicos. Solamente la primera de las razones mencionadas anteriormente podía ser simulada en una prueba, dicha prueba era de gran importancia

ya que el equipo se debía asegurar que la corrupción de datos debido a la distancia era mínima. A partir de esta prueba también sería posible comprobar que el software era capaz de recuperarse de la recepción de un dato corrupto siempre manteniendo un historial de los paquetes recibidos para su futuro análisis.

La prueba consistió en el lanzamiento del CanSat a una altura aproximada de 700 metros con la ayuda de la Asociación de Paracaidismo de Guatemala. Durante el descenso, tanto el contenedor como la carga útil debían transmitir datos y el software en tierra debía mostrar dichos datos. Esta prueba representaba la posible pérdida del contenedor y/o la carga útil, se llevó a cabo aproximadamente 6 semanas antes de la competencia en Texas y por lo tanto se decidió que solamente se lanzaría la carga útil ya que no se contaba con tiempo suficiente para la fabricación de un nuevo contenedor en caso este se extraviara.

Ninguno de los datos recibidos durante la prueba fue corrupto por lo tanto se pudo concluir que la distancia no representaba un factor que pudiera provocar la recepción de datos corruptos, sin embargo este resultado evitó que se pudiera comprobar la capacidad del software para continuar con sus procesos luego de la recepción de un dato corrupto. Para comprobar esto, fueron enviados datos aleatorios que no necesariamente siguieran el formato de los paquetes que debían enviar la carga útil y el contenedor. El software fue capaz de seguir con su ejecución normal luego de recibir estos datos y los paquetes fueron mostrados en el historial de paquetes recibidos.

d. Coherencia de la información de los sensores. A partir de esta prueba fue posible establecer si los datos obtenidos por los sensores en el CanSat y los algoritmos implementados en el software reflejaban la información atmosférica real. Para esto se utilizaron sensores digitales capaces de medir presión, altitud y temperatura del ambiente.

La prueba consistía en tomar mediciones con cada uno de los sensores que se mencionó anteriormente, anotar el dato obtenido y luego enviar los datos de los sensores del CanSat al software en tierra, ya con estos datos se haría una comparación con el fin de establecer si los datos calculados eran correctos.

Al llevar a cabo la prueba, fue posible determinar que el sensor de temperatura enviaba una temperatura inicial correcta, sin embargo esta iba incrementando con el paso del tiempo. Esto permitió identificar que el sensor de temperatura no podía estar expuesto al sol ya que se sobrecalentaba, al corregir la posición del sensor ya no se tuvo este problema. El resto de sensores sí obtenían una lectura similar a las lecturas obtenidas con los sensores digitales.

G. Pruebas integradas

1. Pruebas integradas a 12 metros de altura. Para realizar pruebas a baja altura que proporcionaran información de manera más inmediata se lanzó el dispositivo desde 12 metros de altura, en el edificio K de la Universidad del Valle de Guatemala. En la prueba, se lanzaba el dispositivo desde el tercer nivel y era recibido por una pareja, haciendo uso de una manta, para que la prueba no fuera destructiva. El CanSat fue lanzado tanta de manera controlada como un lanzamiento con movimiento aleatorio. El lanzamiento controlado permitía saber si los sistemas de descenso se abrían para detener la caída. El lanzamiento con movimiento aleatorio permitía verificar que el centro de masa estuviera abajo del centro de volumen, comprobando si el sistema buscaba mantenerse en posición vertical con los sistemas de descenso hacia arriba. Los lanzamientos aleatorios podían ser con movimiento en el eje vertical y con movimiento en el eje horizontal.

Realizando un procedimiento similar se validó que la carga útil se liberaba del contenedor, lanzando el CanSat hacia arriba y programando una liberación de la carga útil. La prueba sería exitosa si al caer, la carga útil estaba separado del contenedor. En esta misma prueba se hizo uso de una cámara de video con el fin de poder observar cada descenso detenidamente y determinar el tiempo de descenso del contenedor. En vista de que se conoce el tiempo y la altura, la prueba también permite verificar la velocidad de descenso de la carga útil y del contenedor junto a la carga útil. A pesar de que esta prueba no es significativa debido a que el dispositivo no llegaría a velocidad terminal, se podía verificar si los sistemas de descenso podían o no detener la velocidad del descenso.

2. Prueba a 52 metros de altura. Esta prueba fue realizada en un edificio en construcción que permitió validar la correcta separación entre la carga útil y el contenedor. Debido a que era una mayor altura permitió verificar el correcto funcionamiento de los sistemas de descenso y si la estructura mantenía su estado. También se verificó que el sistema de protección con poliuretano para el huevo funcionaba correctamente. Desde el punto de vista electrónico, esta prueba permitió verificar que existía una correcta comunicación entre el CanSat y la estación en tierra y si la información proporcionada por los sensores tenía sentido con los valores que se esperaban en la vida real.

3. Pruebas integradas realizadas con ayuda de la Asociación de Paracaidismo. Con el fin de validar el funcionamiento de la integración de todos los módulos del picosatélite se realizaron 3 pruebas con la ayuda de los miembros de la Asociación de Paracaidismo Deportivo de Guatemala. En estas pruebas se simularía el descenso tanto del picosatélite como de la carga útil en condiciones ambientales no controladas. Dichas pruebas fueron realizadas en la base de la Fuerza

Aérea Guatemalteca en el Puerto de San José, Escuintla. El procedimiento para las 3 pruebas era el mismo: El picosatélite era entregado al paracaidista que saltaría de un avión a una altura de 4500ft sobre el nivel del mar. Después de desplegar su paracaídas, el paracaidista esperaba hasta descender a una altura de 700m sobre la altura del suelo, para soltar el dispositivo, donde este debía de ejecutar todas sus funciones hasta el aterrizaje, el cual debía ser soportado tanto por los elementos estructurales, como por el huevo de gallina.

Para recuperar el picosatélite se disponía de varios binoculares para monitorear el descenso y aterrizaje, así como cámaras de video que grababan el descenso desde el punto de vista del paracaidista, cuya grabación permitía analizar el lugar del aterrizaje del CanSat. A través de estas pruebas se contaba con información visual, que permitía saber cómo se comportaban los sistemas de descenso del CanSat así como que si el CanSat mantendría su estado después de la caída. Por otro lado, esta misma prueba permitió evaluar el desempeño de los sistemas sensoriales bajo condiciones reales de vuelo, principalmente las mediciones de los sensores de presión atmosférica; así como la identificación de problemas con la configuración el sistema de comunicación.

4. Prueba integrada de sistemas electrónicos. Un día antes de la competencia, en Abilene Texas, se instaló la antena de comunicación y se preparó el CanSat para realizar una prueba integrada de electrónicos. En esta prueba se utilizó la carga útil y se mantuvo abierto el sistema de descenso auxiliar a modo de mantener los paneles solares hacia arriba, no necesariamente hacia el sol. Se verificó que existiera comunicación entre la carga útil y la base en tierra mientras la carga útil se alejaba de la base en tierra. A una distancia de 50 metros se taparon los paneles solares hasta que se detuviera la comunicación y luego se destaparon para verificar que los sistemas electrónicos reiniciaran correctamente.

VI. RESULTADOS

A. Módulo de estructura

1. Pruebas de separación. Las primeras 10 pruebas realizadas en las que se buscaba validar que el torque del servomotor era suficiente para lograr vencer la fricción entre el brazo y la placa superior de la carga útil, se realizaron con éxito. En las diez pruebas realizadas el servomotor fue capaz de rotar el brazo, haciendo caer la carga útil. El tiempo consumido para dicha operación fue menor a un segundo, lo que corrobora la información proporcionada por el fabricante en el manual de usuario del servomotor.

Las siguientes 10 pruebas sirvieron para verificar que la carga útil se liberara del contenedor sin problemas. En dichas pruebas la carga útil se separó exitosamente del contenedor, lo que significaba que el mecanismo de separación funcionaba correctamente. En estas pruebas se determinó que el funcionamiento del mecanismo de separación no ocasionaba que la carga útil rotara sobre su propio eje.

Las últimas 10 pruebas de separación efectuadas eran similares a las anteriores, el contenedor se dejaba caer y se accionaba el software del contenedor por medio de una señal. En estas se confirmó que la carga útil se separaba del contenedor, incluso en movimiento. Se validó que independientemente de la forma en que se lanzaba el contenedor, éste y la carga útil siempre caían con la cara inferior orientada hacia abajo, lo que dio validez a la ubicación del centro de masa.

2. Pruebas de supervivencia del huevo.

a. Sistema de protección con dos globos rodeados por plástico de burbujas.

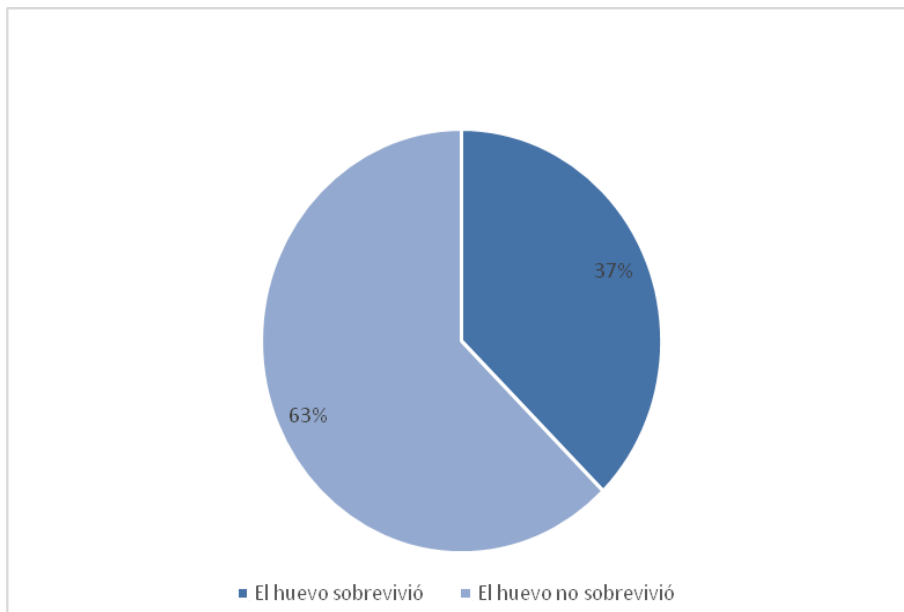
Se realizaron 24 pruebas, desde una altura de 7.50 metros. A continuación se muestran los resultados de las pruebas para este sistema:

Cuadro No. 81. Resultados de las pruebas del sistema de protección con dos globos rodeados por plástico de burbujas.

Prueba	Resultado
1	El huevo sobrevivió.
2	El huevo sobrevivió.
3	El huevo sobrevivió.
4	El huevo sobrevivió.
5	El huevo sobrevivió.
6	El huevo se quebró.
7	El huevo se quebró.
8	El huevo se quebró.
9	El huevo se quebró.
10	El huevo sobrevivió.
11	El huevo se quebró.
12	El huevo sobrevivió.
13	El huevo se quebró.
14	El huevo se quebró.
15	El huevo sobrevivió.
16	El huevo sobrevivió.
17	El huevo se quebró.
18	El huevo se quebró.
19	El huevo se quebró.
20	El huevo sobrevivió.
21	El huevo se quebró.
22	El huevo se quebró.
23	El huevo se quebró.
24	El huevo se quebró.

De las 24 pruebas realizadas el huevo sobrevivió en 9 ocasiones, en las 15 restantes el huevo se fracturó. Los resultados de las pruebas de efectividad de este sistema de protección se muestran a continuación:

Figura No. 162. Eficiencia del sistema de protección con dos globos rodeados por plástico de burbujas.



b. Sistema de protección con plástico de burbujas. Se realizó un total de 20 pruebas de caída libre con éste sistema desde una altura de 7.50 metros. De las 20 pruebas realizadas, el huevo sobrevivió a 6 de estas, quebrándose por completo en las otras 14 pruebas. El procedimiento de todas las pruebas fue el mismo, se utilizó la misma cantidad de plástico de burbujas para todas y la altura de caída libre fue la misma. En la siguiente tabla se muestran los resultados de las pruebas para este sistema:

Cuadro No. 82. Resultados de las pruebas del sistema de protección con plástico de burbujas.

Prueba	Resultado
1	El huevo se quebró.
2	El huevo sobrevivió.
3	El huevo se quebró.
4	El huevo se quebró.
5	El huevo sobrevivió.
6	El huevo se quebró.
7	El huevo se quebró.
8	El huevo se quebró.
9	El huevo se quebró.

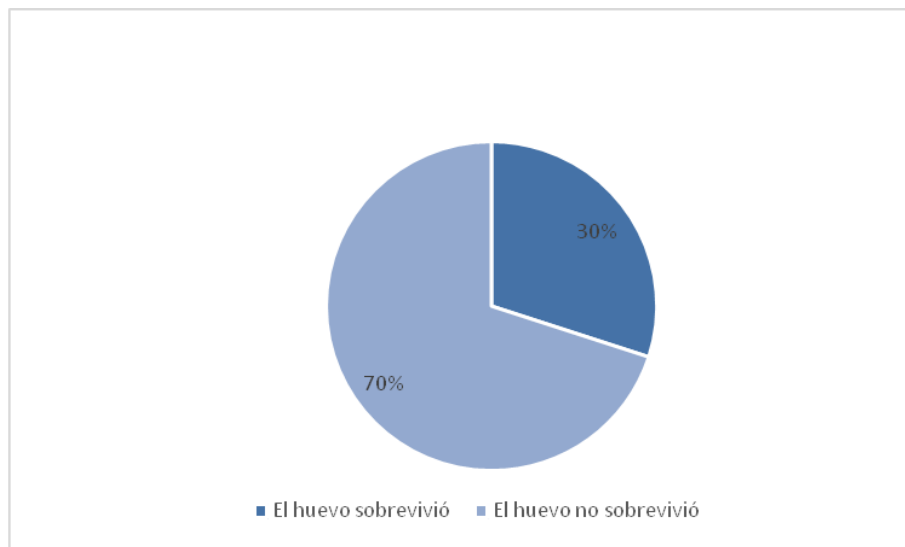
Continuación Cuadro No. 82.

Resultados de las pruebas del sistema de protección con plástico de burbujas.

10	El huevo sobrevivió.
11	El huevo se quebró.
12	El huevo sobrevivió.
13	El huevo se quebró.
14	El huevo se quebró.
15	El huevo se quebró.
16	El huevo sobrevivió.
17	El huevo se quebró.
18	El huevo sobrevivió.
19	El huevo se quebró.
20	El huevo se quebró.

°En la siguiente figura se puede observar el porcentaje de éxito obtenido con base a los resultados de las pruebas con este sistema:

Figura No. 163. Eficiencia del sistema de protección con plástico de burbujas.



c. Pruebas de supervivencia del huevo con espuma de poliuretano. A continuación se muestran los resultados obtenidos en las 35 pruebas de supervivencia de impacto realizadas con caída libre de 7.50 m. Se utilizaron huevos de tamaño grande, con masa promedio de 65 gramos, ya que previamente los organizadores de la competencia indicaron que se proporcionarían huevos de 65 gramos.

Cuadro No. 83. Resultados de las pruebas de supervivencia del huevo con 7.50 metros de altura en caída libre.

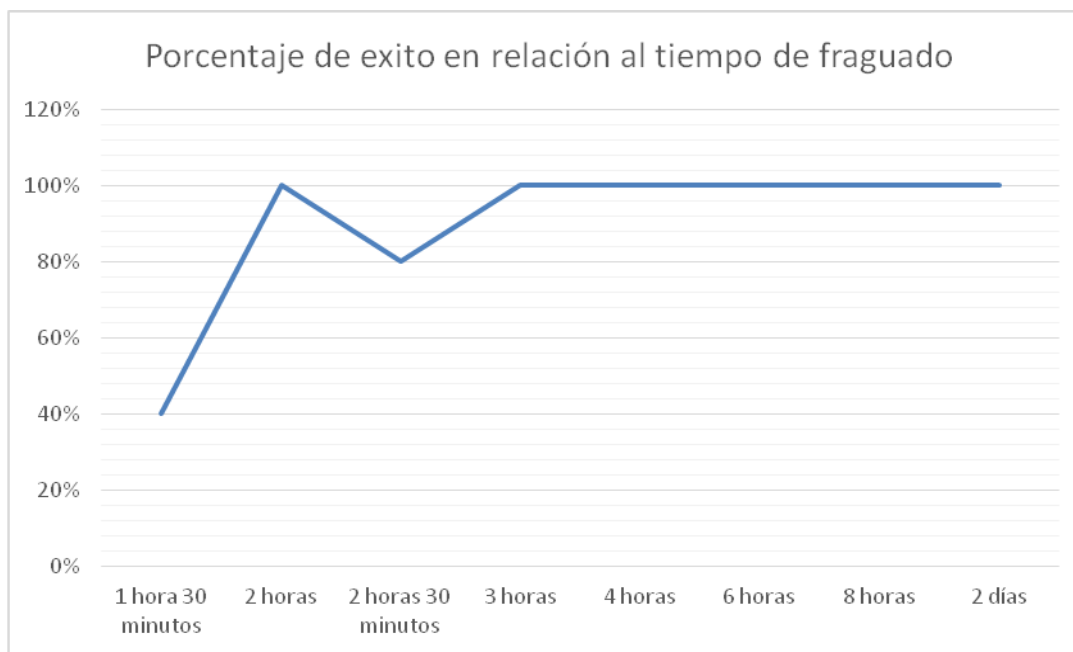
Prueba	Tiempo fraguado	Resultado	Sobrevivencia del huevo
1	2 horas 30 minutos	El huevo sobrevivió.	Éxito
2	2 horas 30 minutos	El huevo sobrevivió el impacto, pero se quebró al intentar quitarle la espuma que se había pegado a la cáscara.	Fracaso
3	2 horas 30 minutos	El huevo sobrevivió.	Éxito
4	2 horas 30 minutos	El huevo sobrevivió.	Éxito
5	2 horas 30 minutos	El huevo sobrevivió el impacto, se quebró al intentar quitar la espuma de poliuretano pegada a la cascara.	Fracaso
6	2 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
7	2 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
8	2 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
9	2 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
10	2 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
11	1 hora 30 minutos	El huevo se quebró.	Fracaso
12	1 hora 30 minutos	El huevo se quebró.	Fracaso
13	1 hora 30 minutos	El huevo sobrevivió.	Éxito
14	1 hora 30 minutos	El huevo se quebró.	Fracaso
15	1 hora 30 minutos	El huevo sobrevivió.	Éxito
16	2 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
17	2 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
18	2 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
19	2 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
20	2 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
21	2 horas 30 minutos	El huevo sobrevivió.	Éxito
22	2 horas 30 minutos	El huevo sobrevivió.	Éxito
23	3 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
24	3 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
25	3 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
26	3 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
27	3 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
28	4 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
29	4 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito

Continuación Cuadro No. 83. Resultados de las pruebas de supervivencia del huevo con 7.50 metros de altura en caída libre.

30	4 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
31	4 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
32	4 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
33	6 horas	El huevo sobrevivió	Éxito
34	8 horas	El huevo sobrevivió.	Éxito
35	2 días	El huevo sobrevivió.	Éxito

La Figura No. 165 muestra el porcentaje de aciertos obtenidos en relación al tiempo de fraguado de la espuma de poliuretano:

Figura No. 164. Porcentaje de éxito en relación al tiempo de fraguado.



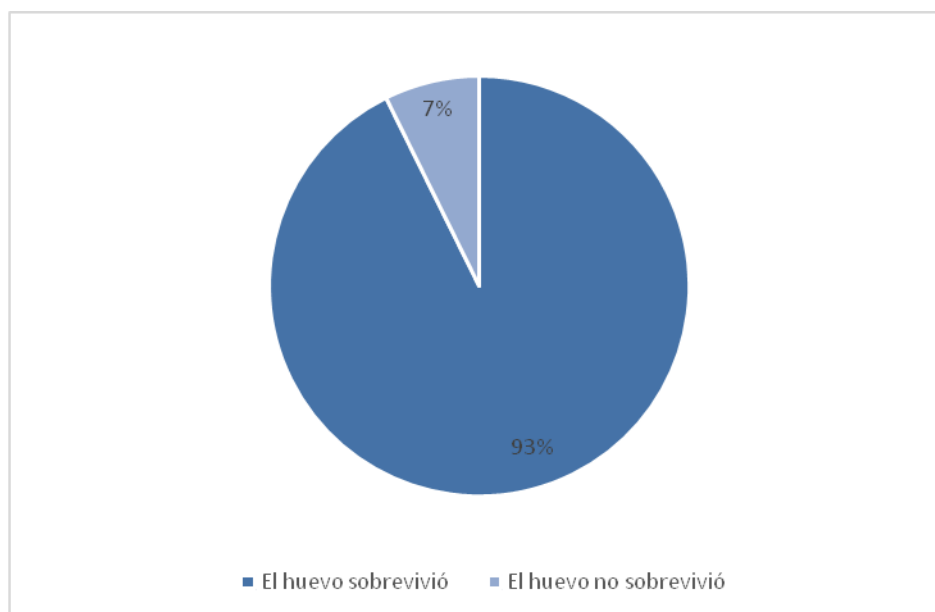
En las siguientes 5 pruebas realizadas se varió la altura a 12 metros, con un tiempo de fraguado de dos horas y media. En estas pruebas el sistema de protección de impacto para el huevo se encontraba integrado al resto de la estructura, ya que esto daba la posibilidad de saber si los elementos estructurales podrían o no ocasionar que el recipiente del huevo, se quebrara o bien quebrar al huevo por algún impacto interno entre elementos. En el Cuadro No. 84 se muestran los resultados de estas pruebas:

Cuadro No. 84. Resultados de las pruebas de supervivencia del huevo con 12 metros de altura en caída libre.

Prueba	Tiempo de fraguado	Sobrevivencia
1	2 horas 30 minutos	Éxito
2	2 horas 30 minutos	Éxito
3	2 horas 30 minutos	Éxito
4	2 horas 30 minutos	Éxito
5	2 horas 30 minutos	Éxito

Para la prueba realizada a una altura de 52 metros desde el techo de un edificio en construcción, se utilizó un huevo de 65 gramos y el poliuretano fue puesto a fraguar por un tiempo de 2 horas. Después del impacto de la carga útil se comprobó que el huevo sobrevivió a éste.

Figura No. 165. Resultados de las pruebas de supervivencia del huevo con tiempo de fraguado mayor a 2 horas.



3. Pruebas de supervivencia de impacto. En las pruebas de supervivencia de impactos se buscó igualar la velocidad a la cual tanto la carga útil como el contenedor impactarían con la superficie. Tanto para el contenedor como para la carga útil se realizaron 10 pruebas de caída libre a una altura de 12 metros para obtener una velocidad de impacto de 15.31 m/s, que era mayor a la calculada para los sistemas de control descenso. El resultado de las 10 pruebas fue satisfactorio, ningún elemento, tanto de la carga útil como del contenedor, sufrió deformaciones de su configuración geométrica.

4. Pruebas de ubicación del centro de gravedad. Estas pruebas fueron realizadas con todos los sistemas integrados, se realizaron 30 pruebas en caída libre, desde una altura de 12 metros, de las cuales en 10 se dejó caer la carga útil unida al contenedor, en 10 la carga útil con las alas cerradas y 10 con las alas abiertas. En las 30 pruebas realizadas se dejó caer ya sea la carga útil o el contenedor de maneras distintas, para poder validar el comportamiento de estos durante la caída. En todas las pruebas se pudo observar que indiferentemente de la posición a la cual se dejaba caer la carga útil, ésta siempre se posicionaba correctamente, para quedar con el lado inferior orientado hacia abajo. El mismo resultado se obtuvo, se probó el contenedor unido a la carga útil. Estas pruebas validaron el correcto posicionamiento del centro de gravedad.

B. Módulo de sistemas de descenso

1. Sistema de descenso del contenedor

a. Resultados de pruebas. A continuación se presentan los resultados de las pruebas en donde los aspectos evaluados fueron: desarrollo completo del paracaídas, comportamiento en base al sentido de giro del contenedor, separación del contenedor de la carga útil y la velocidad de descenso.

1) Pruebas a 9 metros

a) Prueba 1: Sentido de giro. El comportamiento del sentido de giro del CanSat se observa en el cuadro donde se detalla si fue exitoso o no el funcionamiento del paracaídas en las 18 pruebas realizadas.

Cuadro No. 85. Comportamiento del paracaídas cruciforme.

Prueba #	Partiendo del reposo	Girando sobre el eje vertical	Girando sobre el eje horizontal
1	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas
2	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas
3	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas
4	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas
5	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas
6	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas	Desarrollo completo del paracaídas

En el Cuadro No. 85 se observa que a pesar de la forma de rotación del contenedor, el paracaídas siempre se despliega. Esta prueba también se utilizó para determinar si las líneas de suspensión y los conectores soportaban la fuerza al momento de abrirse el paracaídas. Los resultados fueron positivos ya que el sistema de descenso estaba intacto al finalizar las pruebas.

b) Prueba 2: Separación del contenedor. Esta prueba se realizó para determinar la interferencia que tenía la carga útil con el contenedor. Se realizaron las mismas 18 pruebas que las mencionadas anteriormente. En el siguiente cuadro se resume el resultado de cada prueba. Se realizaron todas las pruebas con éxito, logrando siempre la separación.

Cuadro No. 86. Separación de la carga útil del contenedor.

Prueba #	Partiendo del reposo	Girando sobre el eje vertical	Girando sobre el eje horizontal
1	Separación exitosa	Separación exitosa	Separación exitosa
2	Separación exitosa	Separación exitosa	Separación exitosa
3	Separación exitosa	Separación exitosa	Separación exitosa
4	Separación exitosa	Separación exitosa	Separación exitosa
5	Separación exitosa	Separación exitosa	Separación exitosa
6	Separación exitosa	Separación exitosa	Separación exitosa

c) Prueba 3: Velocidad del contenedor. Se realizaron diez pruebas para determinar la velocidad de descenso promedio del contenedor. En el se muestran los datos del tiempo de descenso para cada prueba. Con este valor se calculó un promedio para determinar la velocidad.

Cuadro No. 87. Tiempos de descenso.

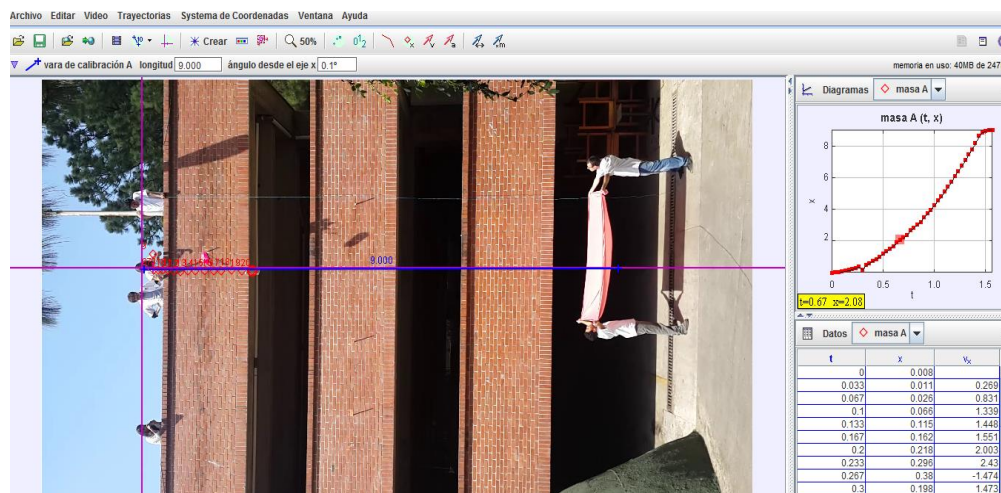
Prueba #	Tiempo (segundos)
1	3.00
2	2.58
3	2.50
4	3.00
5	2.52
6	2.55
7	2.59
8	3.00
9	2.45
10	2.50
Promedio	2.669

Dividiendo la distancia recorrida por el contenedor (9 metros) dentro del tiempo promedio, se obtiene una velocidad de 3.37 m/s. Esta prueba no es realmente significativa debido a que es imposible que en una distancia tan corta el paracaídas logre su velocidad terminal.

Para poder comprobar lo antes mencionado se utilizó el Software Tracker. Dicho software analiza videos con el fin de determinar la posición de los objetos respecto al tiempo y proporciona información tabulada y graficada, con más detalle. Se analizaron dos de las diez pruebas realizadas, en el software mencionado, con el propósito de comprobar la relación que existe entre la distancia que debe de recorrer el contenedor para alcanzar la velocidad terminal.

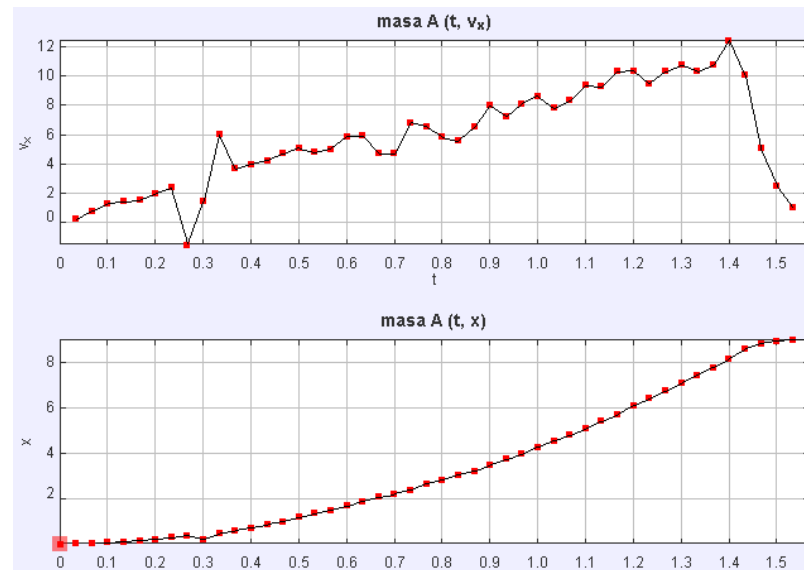
En la Figura No. 166 se observa el primer video de las pruebas para realizar el análisis de las velocidades instantáneas del CanSat.

Figura No. 166. Análisis de prueba 1, con software *Tracker*.



En el Anexo 4 se encuentran los datos de tiempo, posición y velocidad para la primera prueba a 9 metros, el cual tiene como resultado una velocidad promedio de 5.85 m/s. Al observar los valores de la velocidad del Anexo 4 y observar la Figura No. 167, se concluye que en ningún punto durante el descenso la velocidad permanece constante. Esta información comprueba lo propuesto en el análisis que se realizó anteriormente, el cual propone que la altura de esta prueba no es la suficiente para alcanzar la velocidad terminal.

Figura No. 167. Velocidad y posición del CanSat durante la prueba 1.



En la gráfica de velocidad se observa como con el transcurso del tiempo de la prueba la velocidad se encuentra en incremento, lo cual afirma que el CanSat continua acelerando.

d) Pruebas 700 metros. Los resultados de esta prueba fueron únicamente cualitativos. En la **Figura** se observa el descenso, tomado con la cámara del paracaidista.

Figura No. 168. Descenso a 700 metros.



Con esta prueba no se obtuvo ningún dato sobre la velocidad, debido a que no se pudo observar el descenso del paracaídas. Sin embargo, con base en sus observaciones, el paracaidista nos informó que el paracaídas colapsó en el descenso, por lo que seguramente cayó en caída libre. Al contar con esta información se realizó nuevamente el cálculo del área del paracaídas y la longitud de las líneas de suspensión que debía de utilizar el contenedor. Esta prueba demostró cómo la variación en la altura de la prueba influye en el desempeño del paracaídas.

Luego de realizar las modificaciones a las medidas del paracaídas cruciforme y a las líneas de suspensión, se ejecutó nuevamente la prueba. Durante esta prueba se observó completamente el desarrollo del paracaídas cruciforme y se observó un aterrizaje seguro. El único factor adicional que se observó en esta prueba fue que el paracaídas estaba girando.

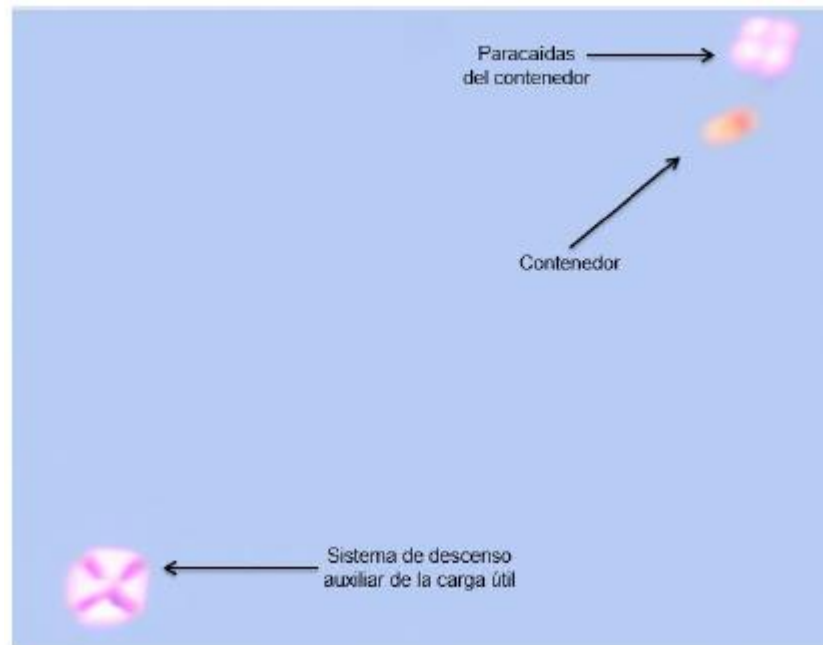
e) Pruebas entre 36 y 40 metros. La última prueba realizada fue en un edificio en construcción que está conformado por 12 pisos, y que cuenta con una altura de entre 36 y 40 metros. En esta prueba se realizó la prueba de separación del contenedor de la carga útil y todo funcionó perfectamente; es importante mencionar que se utilizó el papel encerado para garantizar la separación. En la **Figura**, se observa el desarrollo completo del paracaídas cruciforme.

Figura No. 169. Descenso a 36 metros.



2) Resultados del lanzamiento. Al realizar el lanzamiento, por medio de los datos presentados en la telemetría, se determinó que la altura máxima a la que llegó el cohete que contenía el CanSat fue de 560 metros. En este punto, el CanSat se liberó del cohete y comenzó la primera etapa de descenso. En la **Figura** se observa la liberación del contenedor del cohete y el desarrollo y el despliegue del paracaídas cruciforme del contenedor para realizar la estabilización del sistema. En cuanto el CanSat llegó a la altura de 497 metros, se realizó la liberación de la carga útil.

Figura No. 170. Descenso del contenedor.



En el Cuadro No. 88 se muestran los datos del tiempo transcurrido en segundos de la transmisión de los paquetes a la estación en tierra y la altura que tenía el CanSat con respecto al suelo. La distancia y el tiempo transcurrido entre 560 metros de la liberación del CanSat del cohete y la separación del contenedor de la carga útil, fue 63.39 metros y de 3.53 segundos. La velocidad de descenso antes de la separación de la carga útil del contenedor fue de 35.32m/s.

Cuadro No. 88. Datos del descenso de la competencia.

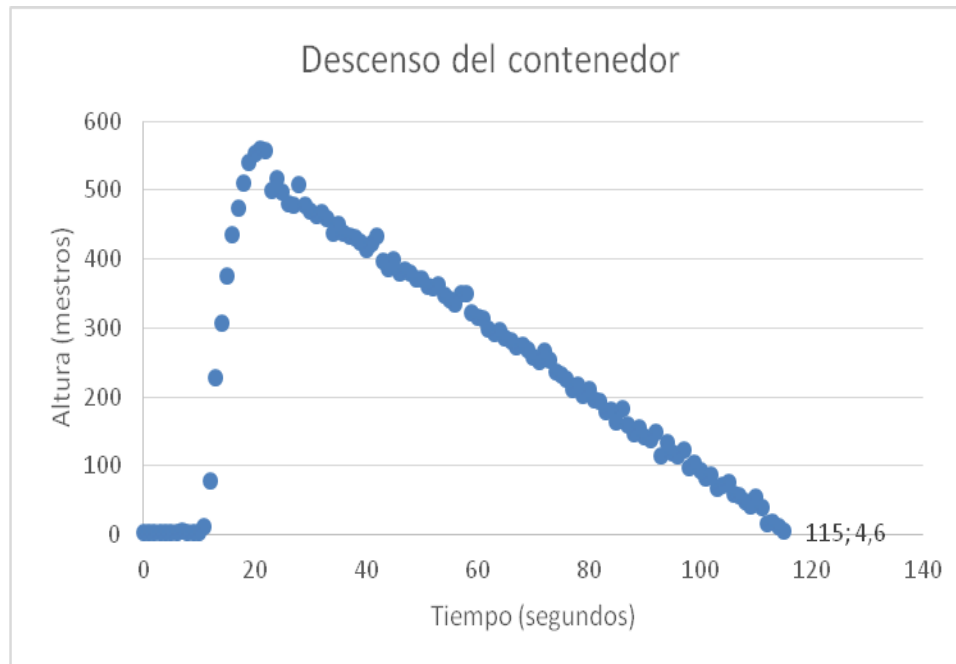
Tiempo (segundos)	Altura respecto al suelo (metros)
21	560.29
22	557.06
23	500.75
24	516.73
25	496.90

Luego del lanzamiento se realizó la búsqueda del contenedor y se encontró en el terreno localizado a la par del campo de lanzamiento. En el momento de recuperar el contenedor se establece que no sufrió ningún daño durante la liberación del cohete, el descenso y el aterrizaje. Todas las líneas de

suspensión, el conector y la argolla, se encontraban debidamente amarradas y ajustadas a sus componentes. El paracaídas cruciforme no sufrió ningún desgarre durante el descenso.

En la Figura No. 171 se observa el descenso de del contenedor. La gráfica muestra la altura del contenedor respecto al suelo contra el tiempo transcurrido durante el descenso.

Figura No. 171. Descenso del contenedor.



b. Sistema de descenso de la carga útil. A continuación se presentan los resultados de las pruebas en donde los aspectos evaluados fueron: desarrollo completo del paracaídas, comportamiento con base al sentido de giro de la carga útil, separación del contenedor de la carga útil y la velocidad de descenso.

1) Resultados de pruebas

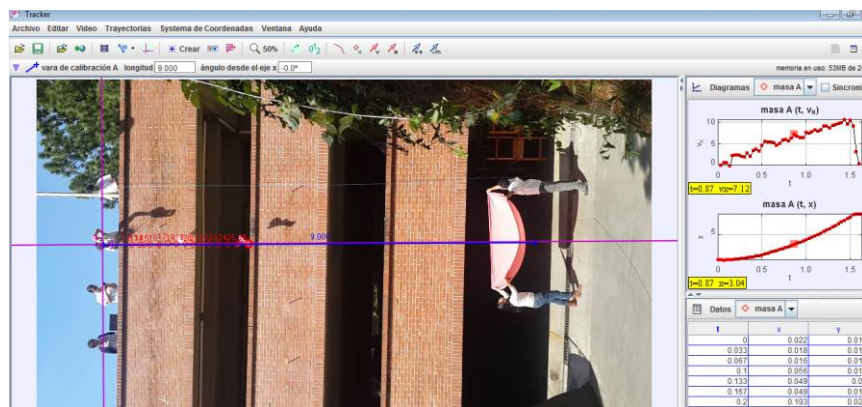
a) Pruebas entre 9 metros. La tabla presentada a continuación muestra la información obtenida utilizando el Prototipo 2 de la carga útil, se realizaron 18 pruebas. Con este nuevo modelo se realizaron las pruebas presentadas en el Cuadro No. 89 para determinar si el sistema de los hules implementado desplegaba siempre el sistema de descenso.

Cuadro No. 89. Despliegue de membranas aerodinámicas.

Prueba #	Partiendo del reposo	Girando sobre el eje vertical	Girando sobre el eje horizontal
1	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.
2	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.
3	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.
4	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.
5	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.
6	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.	Despliegue inmediato de las membranas.

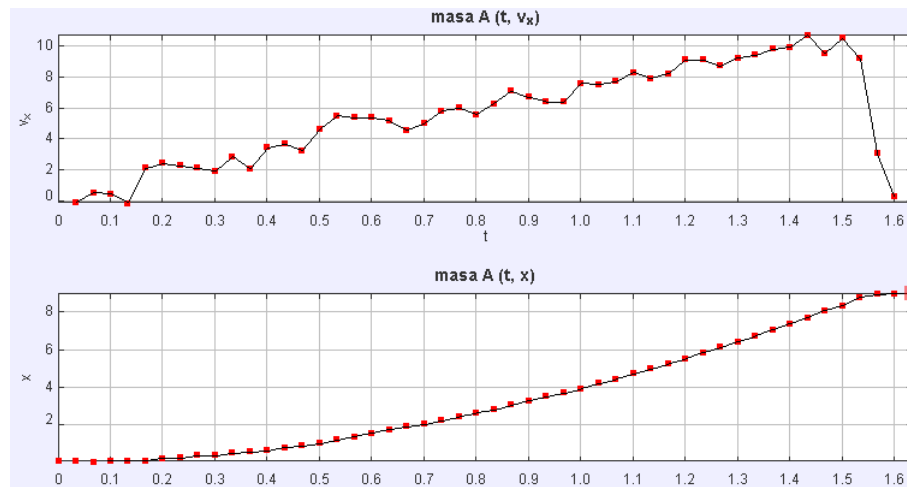
Para estas pruebas se utilizó el Software Tracker, con el fin de analizar la posición, y velocidad respecto al tiempo en el momento del descenso de la carga útil. En la Figura No. 146 se muestra el análisis realizado y se obtiene la información presente en el Anexo.

Figura No. 172. Prueba del contenedor utilizando el Software Tracker.



En el Anexo 5 se observa como la velocidad de la carga útil va incrementando durante el descenso, por lo que esto es un indicador que continua acelerando y no ha llegado a su velocidad terminal. La velocidad promedio de estos datos es de 5.45 m/. En la Figura No. 173 se puede observar mejor el comportamiento de la carga útil respecto a su velocidad de descenso y posición.

Figura No. 173. Velocidad y posición de la carga útil durante la prueba 1.



b) Pruebas 500 metros. No se obtuvieron datos de esta prueba debido a que el prototipo se desvió como consecuencia de los vientos. Como resultado, aterrizó en un terreno en donde había una plantación de caña, lo que hizo imposible su recuperación.

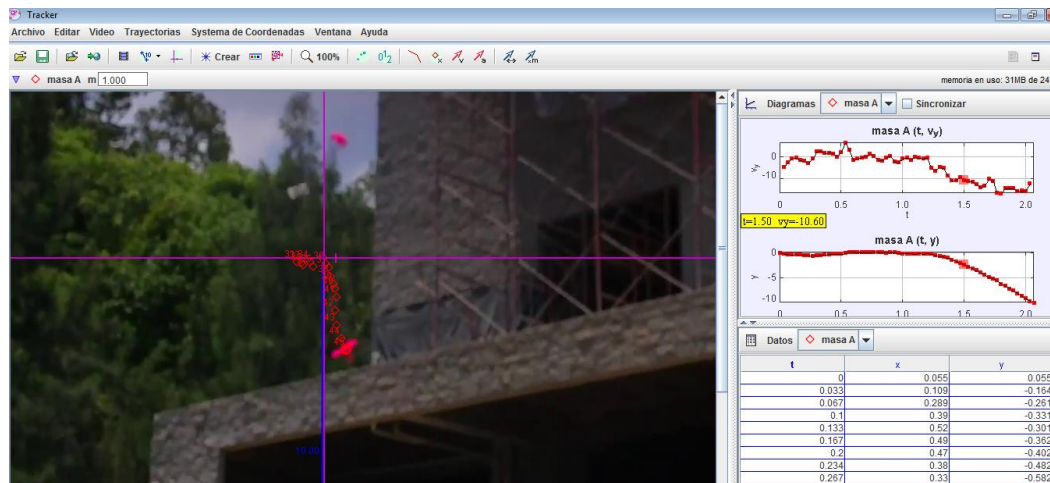
c) Pruebas entre 36 y 40 metros. Al finalizar la prueba todos los componentes del sistema de descenso estaban en óptimas condiciones, por lo que se cumplían los requerimientos de la competencia. Debido a que la carga útil colisionó con el edificio durante las pruebas, no se pudo obtener un dato sobre la velocidad de descenso durante la altura completa. En la Figura No. 174 se observa el descenso de la carga útil.

Se realizó el análisis de los datos de la velocidad de descenso para los últimos 10 metros de la prueba, con el fin de tener alguna información útil para determinar si se cumplía con los requerimientos de la competencia. En la Figura No. 175 se muestra el análisis utilizando el Software *Tracker*, hasta que la carga útil llegó al suelo.

Figura No. 174. Descenso de la carga útil a 36 metros.

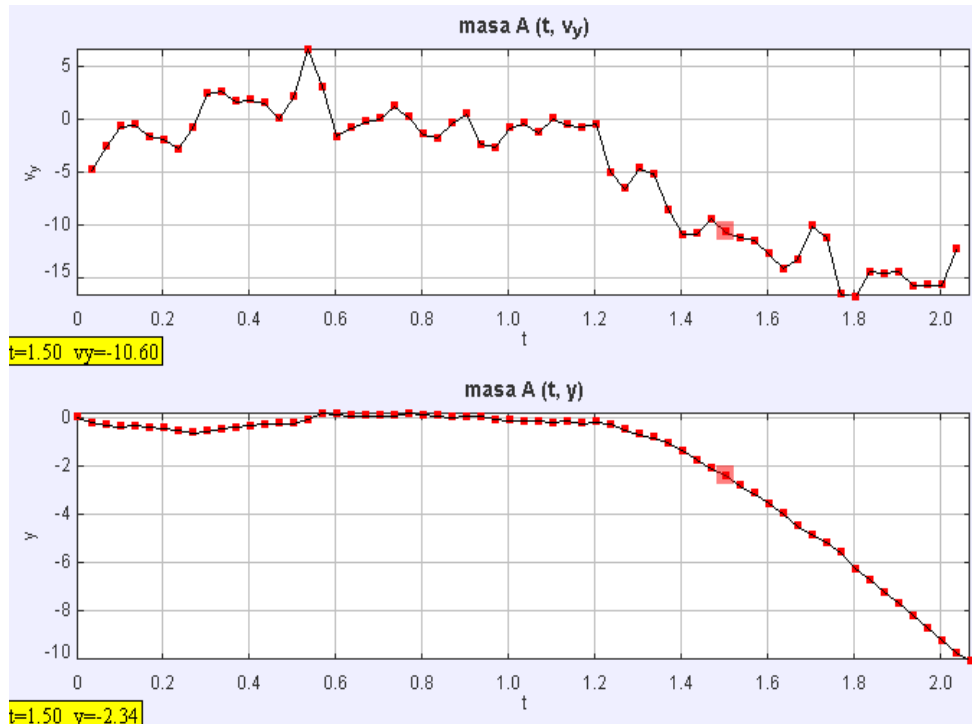


Figura No. 175. Prueba de la carga útil a 10 metros, utilizando el Software *Tracker*.



En el Anexo 5 se observa como la velocidad de la carga útil va incrementando durante el descenso, por lo que esto es un indicador que continua acelerando. En la Figura No. 176 se puede observar el comportamiento de la carga útil respecto a su velocidad de descenso y posición.

Figura No. 176. Posición y velocidad de la carga útil.



La prueba final fue realizada el 14 de Junio de 2014 en Burkett, Texas, en la Annual CanSat Competition. Con el fin de llevar a cabo la misión, se realizó el lanzamiento del CanSat por medio del cohete proporcionado por los organizadores de la competencia. Por medio de los datos de telemetría y fotos del descenso del CanSat, se obtuvo información sobre el funcionamiento de los dos sistemas de descenso.

2) Resultados del lanzamiento. La liberación de la carga útil ocurrió en el rango establecido por la competencia, el cual era a los 500 metros ± 5 . El uso del papel encerado funcionó exitosamente ya que ayudó al deslizamiento de la carga útil y contribuyó a que ningún componente del sistema de descenso quedara atrapado en la estructura del contenedor. En la Figura No. 177 se observa el despliegue adecuado del sistema por medio de los hules instalados en la parte superior de la carga útil. Es importante observar en la Figura No. 177 que la carga útil se encuentra posicionada adecuadamente, ya que el sistema de descenso se encuentra en la parte superior de una forma desplegada.

Figura No. 177. Descenso carga útil.



Luego del aterrizaje de la carga útil se realizó la búsqueda, la cual aterrizó en un campo vecino. En la Figura No. 178 se observa el estado de la carga útil. El sistema de descenso no presentó ningún daño. Las membranas plásticas estaban completamente desplegadas debido a que el sistema de despliegue de los hules funcionó adecuadamente.

Figura No. 178. Estado final luego del lanzamiento.



La velocidad de descenso de la carga útil no se pudo determinar debido a que se tuvo problemas con la transmisión de datos. El sistema de recolección de energía tuvo inconvenientes para recolectar la energía durante el descenso.

C. Módulo del sistema de energía

1. Resultado de pruebas con paneles solares

a. Pruebas de ángulo y configuración

Cuadro No. 90. Resultados de pruebas de paneles solares en un día nublado.

Carga de 10 Ohms Angulo (grados)	Día nublado					
	Serie		Paralelo		Paralelo-Serie-Paralelo	
	Voltaje (V)	Corriente (A)	Voltaje (V)	Corriente (A)	Voltaje (V)	Corriente (A)
0	0.25	0.0193	0.24	0.0190	0.08	0.0070
15	0.16	0.0126	0.15	0.0122	0.07	0.0064
30	0.12	0.0096	0.15	0.0115	0.07	0.0060
45	0.08	0.0080	0.14	0.0114	0.04	0.0048
60	0.10	0.0085	0.13	0.0110	0.04	0.0039

Figura No. 179. Gráfica de voltaje en función al ángulo de incidencia del sol, para un día nublado.

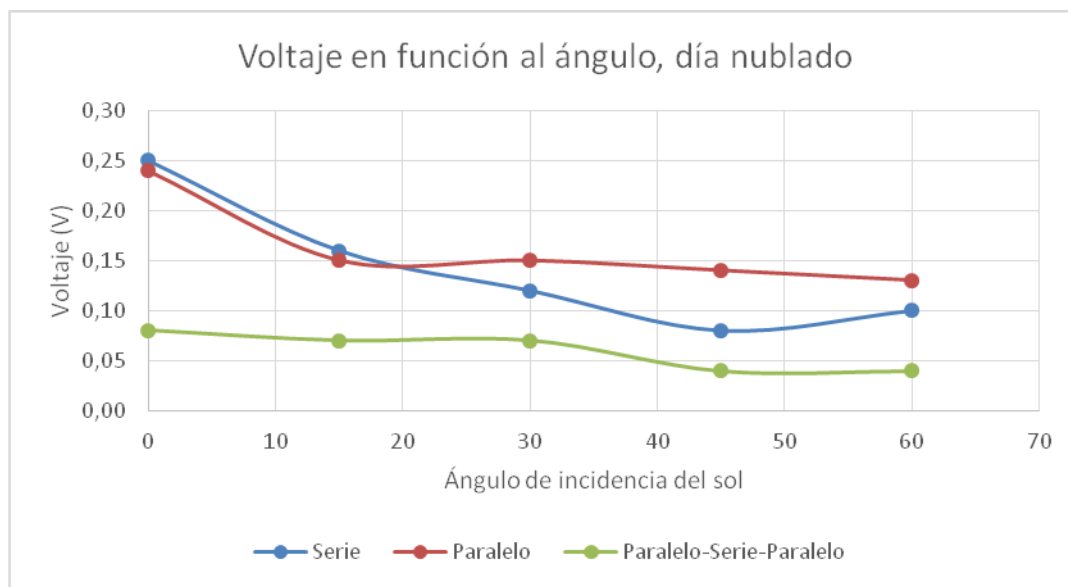
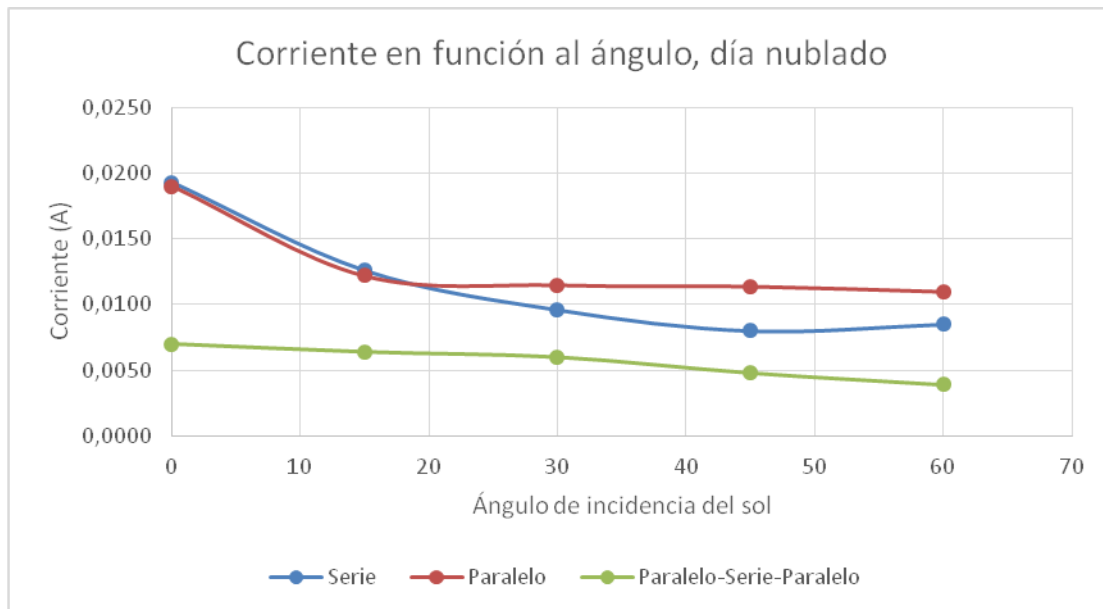


Figura No. 180. Gráfica de corriente en función al ángulo de incidencia del sol, para un día nublado.**Cuadro No. 91.** Resultados de pruebas de paneles solares en un día despejado.

Carga de 10 Ohms	Día Despejado					
	Serie		Paralelo		Paralelo-Serie-Paralelo	
Angulo (grados)	Voltaje (V)	Corriente (A)	Voltaje (V)	Corriente (A)	Voltaje (V)	Corriente (A)
0	0.68	0.070	1.75	0.1820	1.35	0.1400
15	0.60	0.062	1.73	0.1780	1.25	0.1300
30	0.55	0.058	1.67	0.1710	1.12	0.1160
45	0.51	0.053	1.20	0.1290	0.90	0.0940
60	0.47	0.050	1.02	0.1080	0.61	0.0660

Figura No. 181. Gráfica de voltaje en función al ángulo de incidencia del sol, para un día despejado.

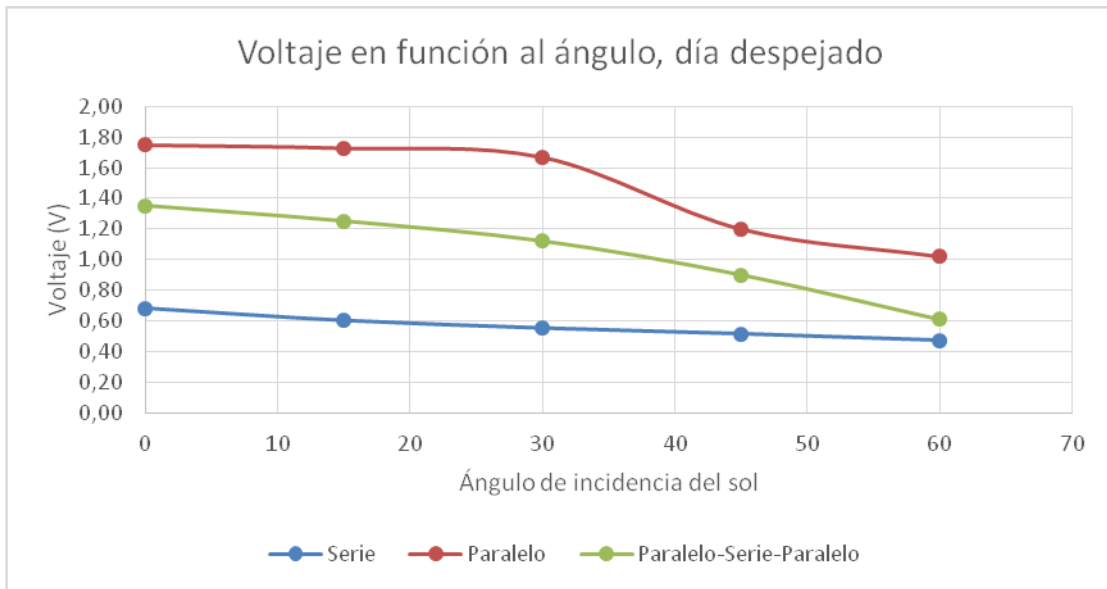
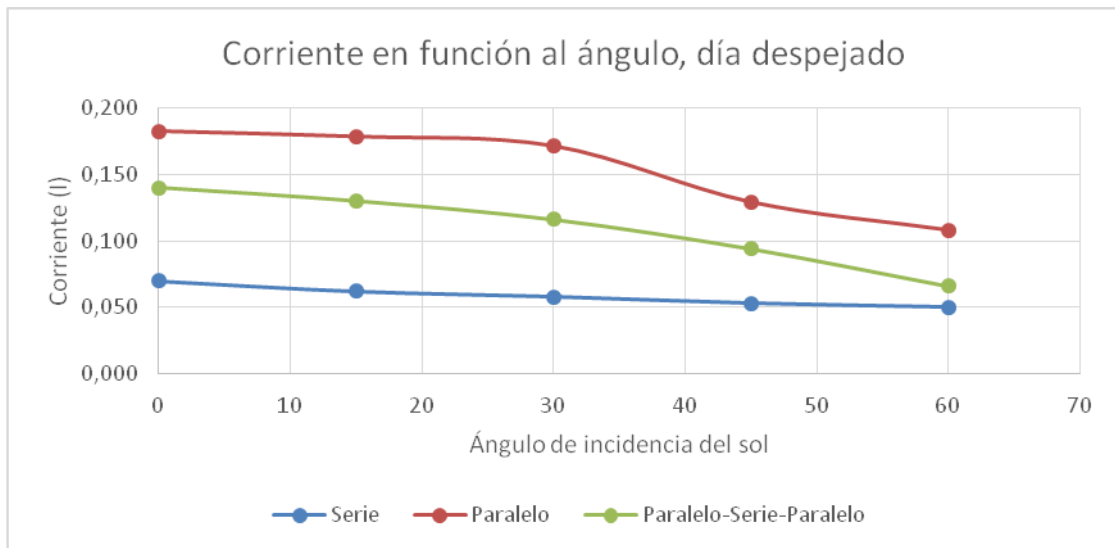


Figura No. 182. Gráfica de corriente en función al ángulo de incidencia del sol, para un día despejado.



b. Resultados de pruebas de eficiencia y predicciones de comportamiento en competencia.

Cuadro No. 92. Eficiencia de configuración de celdas solares.

Irradiación Solar INSIVUMEH (13/2/2014 a las 15:40)	600 W/m ²
Área total (8 celdas solares)	0.00296 m ²
Potencia teórica	1.78 W
Corriente	0.140 A
Voltaje	1.4 V
Potencia experimental	0.20W
Eficiencia	11%

Cuadro No. 93. Proyección de recolección de energía en Abilene Texas.

Irradiación solar estadística Abilene, TX (para junio) (Atmospheric Science Data Center)	6.76 kWh/ m ² /día
Irradiación asumiendo 12 horas de sol por día	563 W/ m ²
Área total (8 celdas solares)	0.00296 m ²
Potencia proyectada	1.67W
Voltaje	1.4V
Energía para enviar 300 paquetes por segundo	10.89mAh
Potencia producida por celdas solares	0.184 W

Cuadro No. 94. Proyección de comportamiento de paneles con el ángulo con eficiencia de 11.

Angulo de incidencia del sol (grados)	Inclinación de paneles con la horizontal (grados)	Potencia proyectada x cos(ángulo de incidencia) (Watts)	Potencia generada por paneles solares (Watts)	Potencia requerida (Watts)	¿Es suficiente potencia?	Energía		¿Es suficiente energía?
						Energía generada en 300 segundos (mAh)	Energía requerida (mAh)	
-60	92.39	0.835	0.092	0.045	si	5.467	0.906	si
-50	82.39	1.073	0.118	0.045	si	7.029	0.906	si
-40	72.39	1.279	0.141	0.045	si	8.376	0.906	si
-30	62.39	1.446	0.159	0.045	si	9.470	0.906	si
-20	52.39	1.569	0.173	0.045	si	10.275	0.906	si
-10	42.39	1.645	0.181	0.045	si	10.768	0.906	si
0	32.39	1.670	0.184	0.045	si	10.935	0.906	si
10	22.39	1.645	0.181	0.045	si	10.768	0.906	si
20	12.39	1.569	0.173	0.045	si	10.275	0.906	si
30	2.39	1.446	0.159	0.045	si	9.470	0.906	si
40	-7.61	1.279	0.141	0.045	si	8.376	0.906	si
50	-17.61	1.073	0.118	0.045	si	7.029	0.906	si
60	-27.61	0.835	0.092	0.045	si	5.467	0.906	si
70	-37.61	0.571	0.063	0.045	si	3.740	0.906	si
80	-47.61	0.290	0.032	0.045	no	1.899	0.906	si
90	-57.61	0.000	0.000	0.045	no	0.000	0.906	no
100	-67.61	0.000	0.000	0.045	no	0.000	0.906	no
110	-77.61	0.000	0.000	0.045	no	0.000	0.906	no
120	-87.61	0.000	0.000	0.045	no	0.000	0.906	no

2. Resultados de pruebas de turbinas eólicas

a. Comportamiento de turbina con respecto al ángulo y velocidad

Cuadro No. 95. Resultados de pruebas de turbina eólica en función a ángulo y velocidad.

Velocidad	10m/s		12m/s		14m/s		
	Ángulo (grados)	I AC (A)	V AC (Vrms)	I AC (A)	V AC (Vrms)	I AC (A)	V AC (Vrms)
0		0.043	0.43	0.06	0.56	0.082	0.80
5		0.045	0.45	0.061	0.64	0.084	0.82
10		0.049	0.48	0.064	0.61	0.087	0.85
15		0.048	0.46	0.064	0.59	0.087	0.86
20		0.045	0.42	0.056	0.57	0.085	0.82
25		0.041	0.39	0.053	0.51	0.08	0.90
30		0.038	0.43	0.05	0.49	0.075	0.75
35		0.036	0.37	0.048	0.48	0.072	0.71
40		0.037	0.36	0.048	0.48	0.071	0.70

Figura No. 183. Gráfica de corriente en función a ángulo de incidencia del viento.

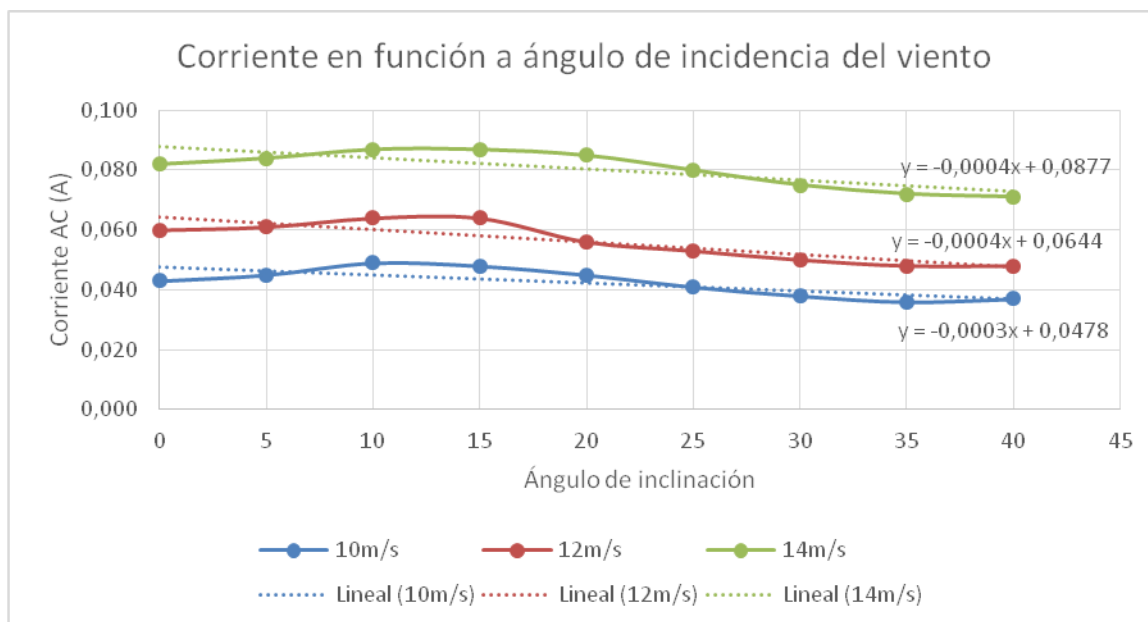
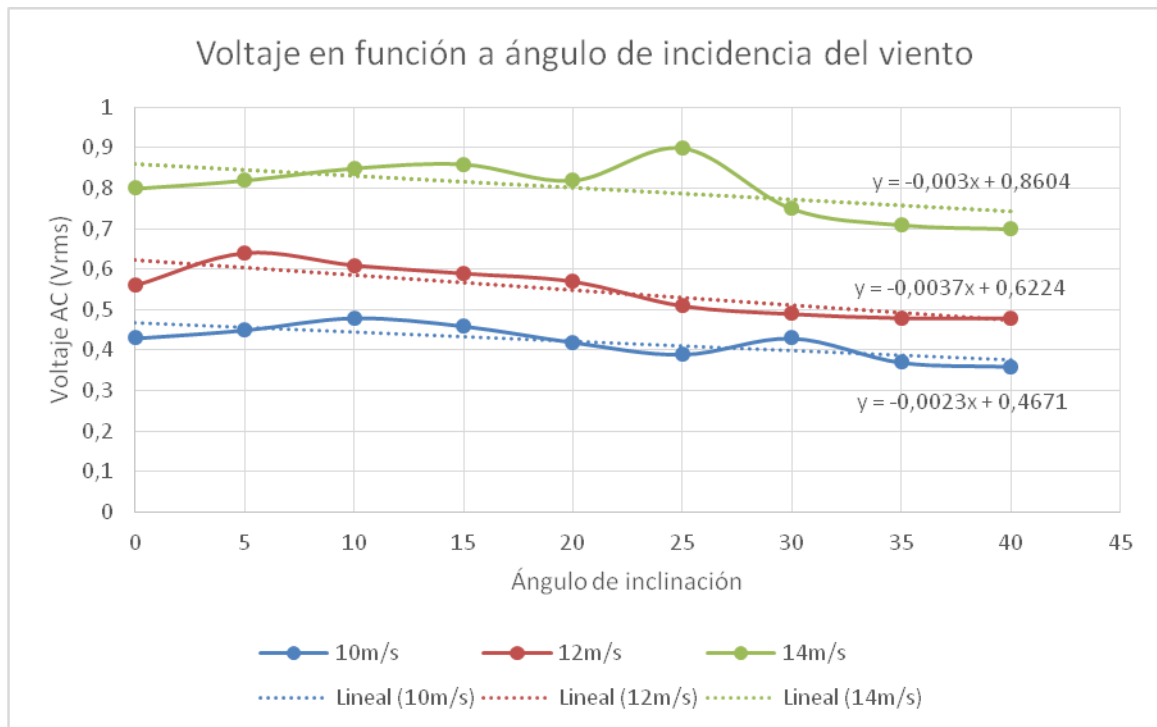


Figura No. 184. Gráfica de voltaje en función a ángulo de incidencia del viento.



b. Resultado para selección de mejor turbina eólica.

Cuadro No. 96. Resultados de pruebas con diferentes turbinas eólica.

Turbina (10m/s)	Hymini	Ventilador STEREN	Motor Mabuchi DC 3V	Motor Mabuchi DC 6V
Voltaje AC (Vrms)	0.25	0.76	0.1	0.1
Corriente AC (A)	0.0193	0.067	0.008	0.008

D. Módulo de sensores de vuelo

1. Pruebas realizadas. A continuación, se presentarán los resultados obtenidos de las pruebas realizadas a los sistemas sensoriales desarrollados. Es importante mencionar que, a pesar de que se realizaron las pruebas, no se obtuvieron datos de los sistemas sensoriales del CanSat en las dos simulaciones de vuelo realizadas en la Brigada de Paracaidistas «General Felipe Cruz».

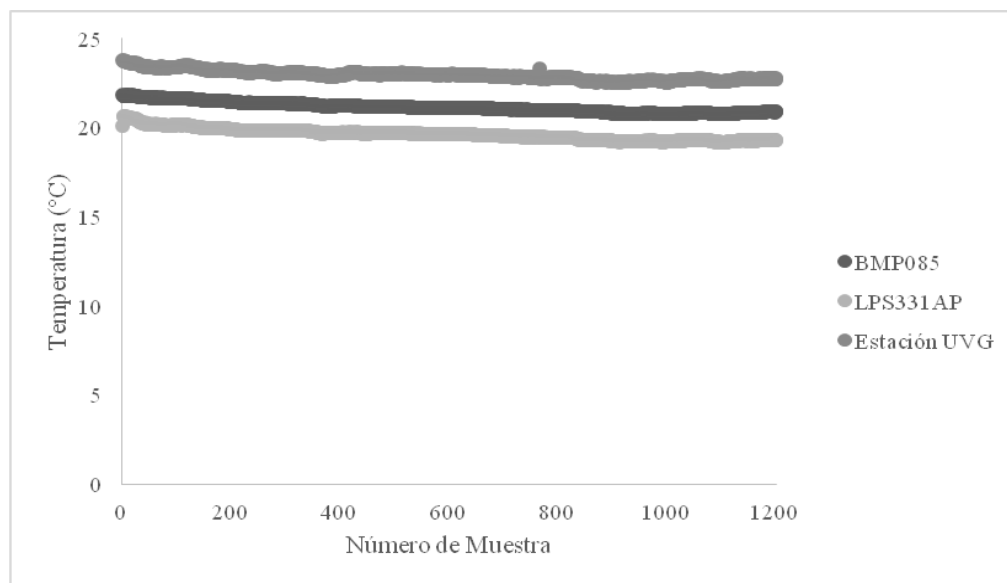
a. Consumo energético de los sensores.

Cuadro No. 97. Consumo energético de los sensores utilizados en los sistemas sensoriales.

Componente	Sistema	Corriente demandada (μA)	Consumo de corriente total (μA)
BMP085	Carga útil	5.00	67.00
ADXL345	Carga útil	40.00	
LPS331AP	Contenedor	22.00	

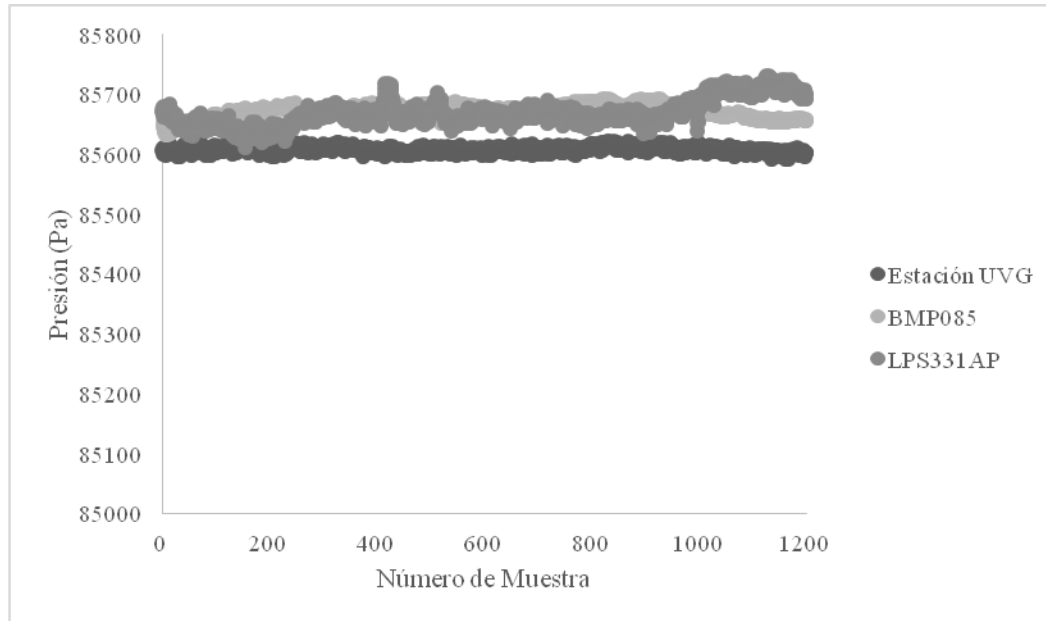
b. Comparación de las mediciones de los sensores de temperatura.

Figura No. 185. Comparación de las mediciones de los sensores de temperatura del CanSat.



c. Comparación de las mediciones de los sensores de presión.

Figura No. 186. Comparación de las mediciones de los sensores de presión del CanSat.



d. Comparación de las mediciones de los acelerómetros.

Figura No. 187. Comparación de las mediciones en el eje x de los acelerómetros considerados para el CanSat.

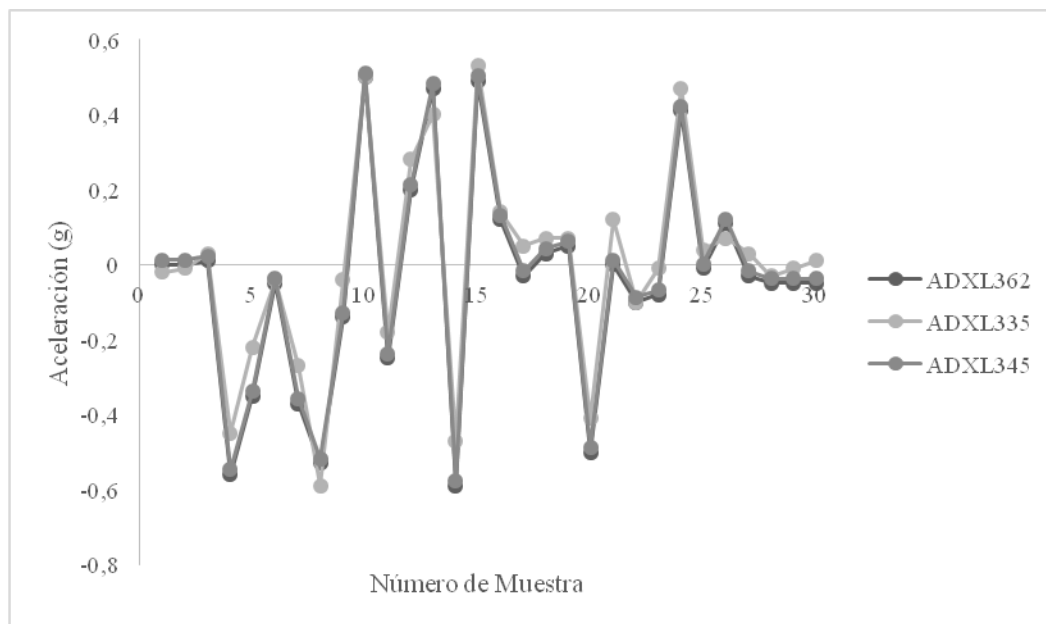


Figura No. 188. Comparación de las mediciones en el eje Y de los acelerómetros considerados para el CanSat.

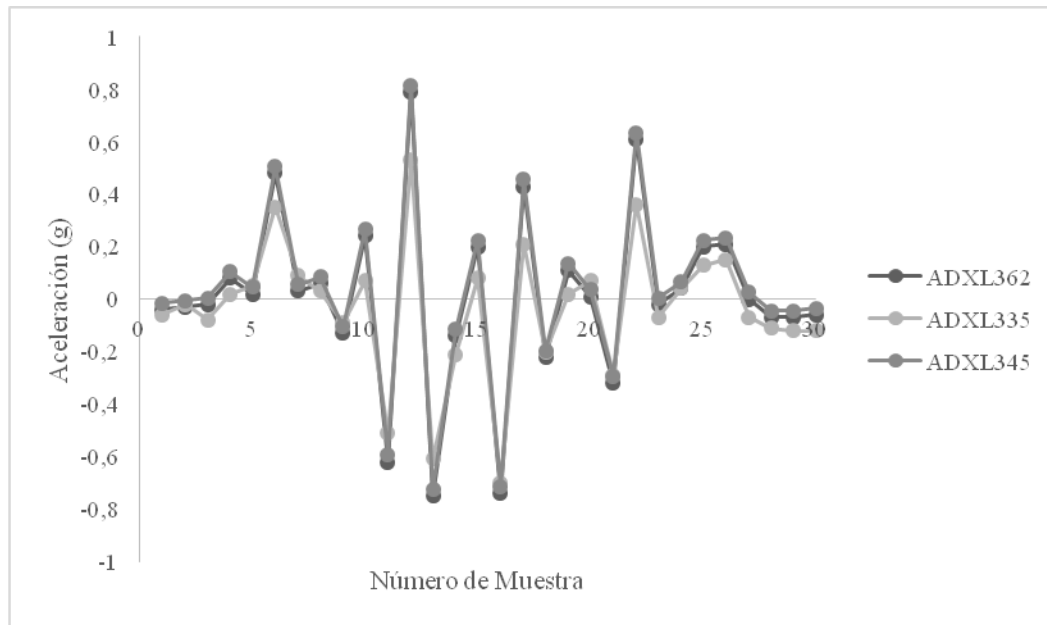
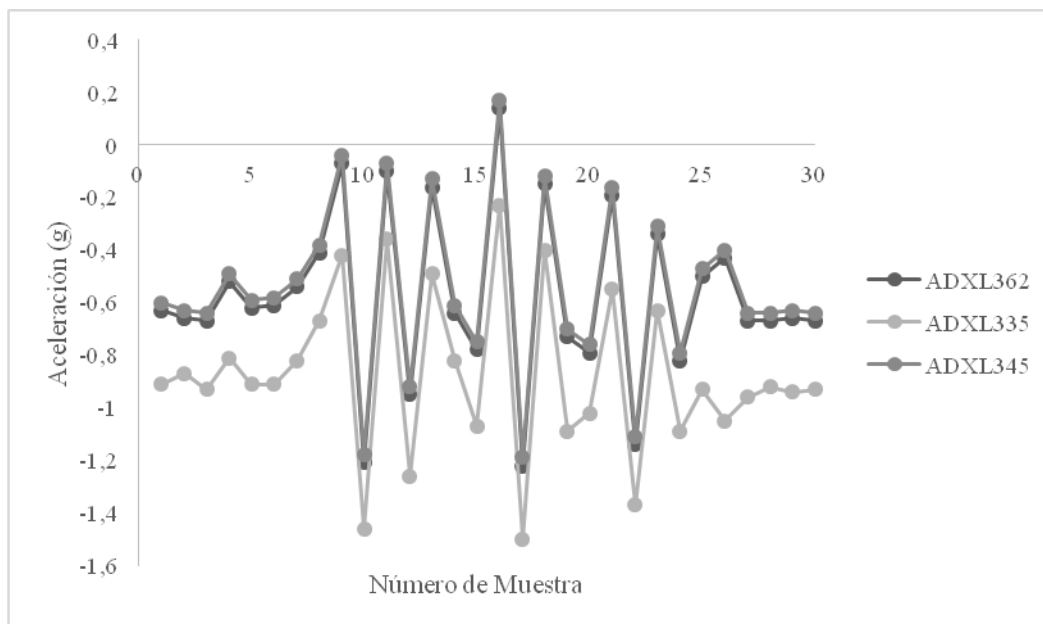
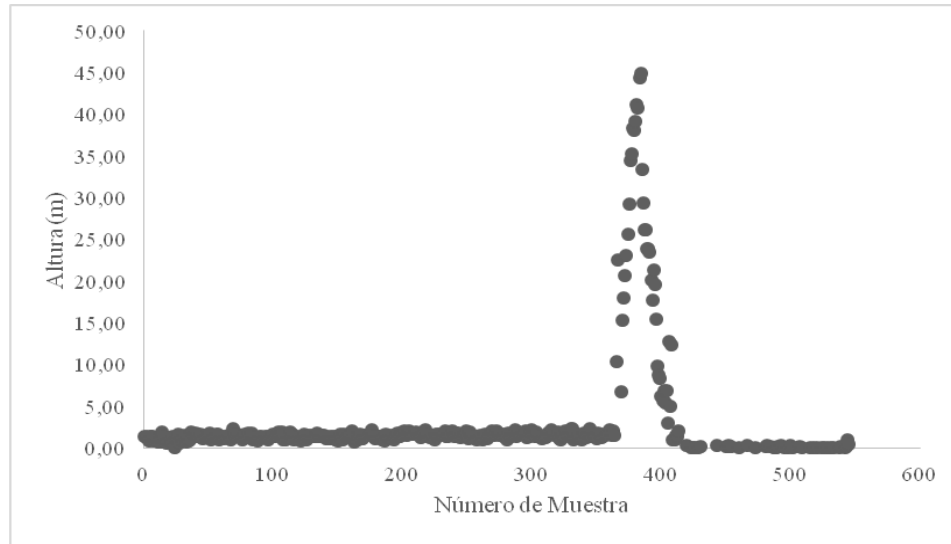


Figura No. 189. Comparación de las mediciones en el eje Z de los acelerómetros considerados para el CanSat.



e. **Simulación de vuelo en el Museo de los Niños de Guatemala.**

Figura No. 190. Datos obtenidos de la altura del cohete de agua durante su lanzamiento.



2. Competencia. A continuación, se presentarán los resultados obtenidos de los sistemas sensoriales en la competencia. Es importante mencionar que debido a problemas con el módulo de recolección de energía, no se obtuvieron datos del sistema sensorial de la carga útil durante su ascenso y descenso. Las figuras mostradas, fueron las obtenidas en la Estación de Control en Tierra y en la memoria de los sistemas electrónicos integrados durante la competencia.

a. **Datos obtenidos del contenedor.**

Figura No. 191. Datos de altitud (en metros) obtenidos en la Estación de Control en Tierra del contenedor.

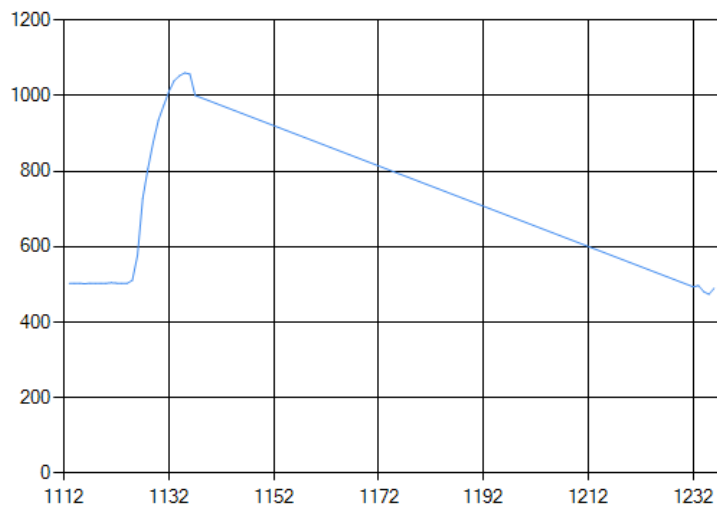
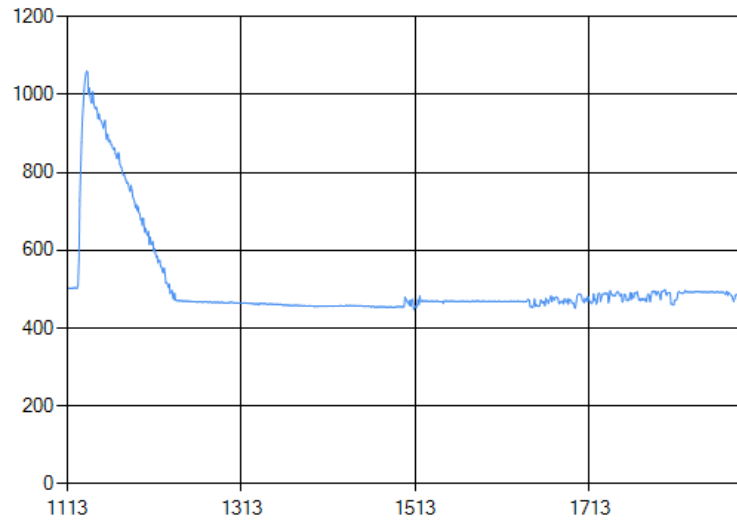


Figura No. 192. Datos de altitud (en metros) obtenidos de la memoria del sistema electrónico integrado del contenedor.



b. Datos obtenidos de la carga útil.

Figura No. 193. Datos de aceleración (en g) obtenidos de la memoria del sistema integrado de la carga útil.

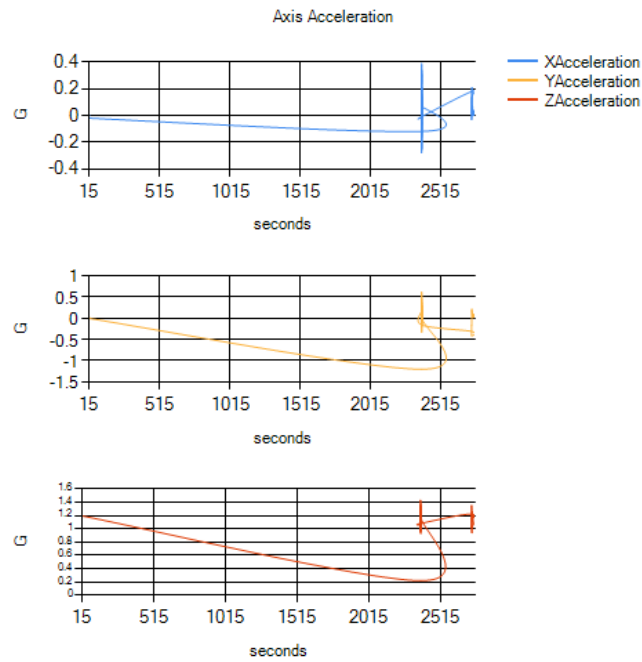


Figura No. 194. Datos de presión (en Pascales) obtenidos de la memoria del sistema integrado de la carga útil.

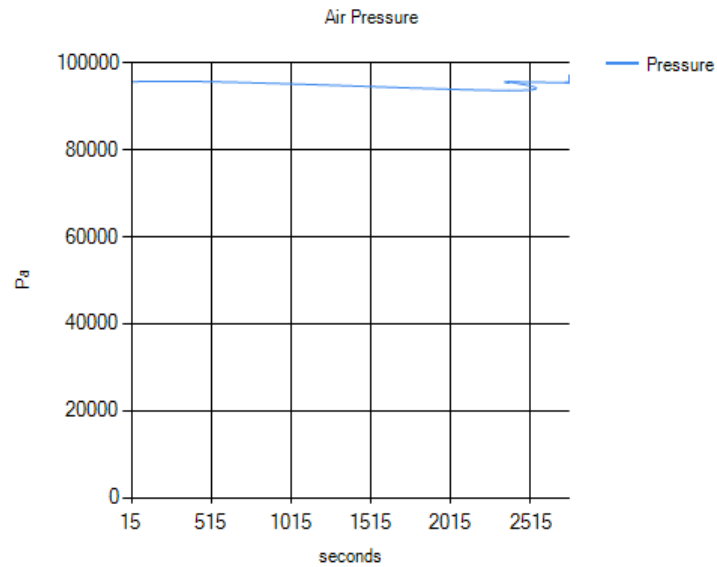
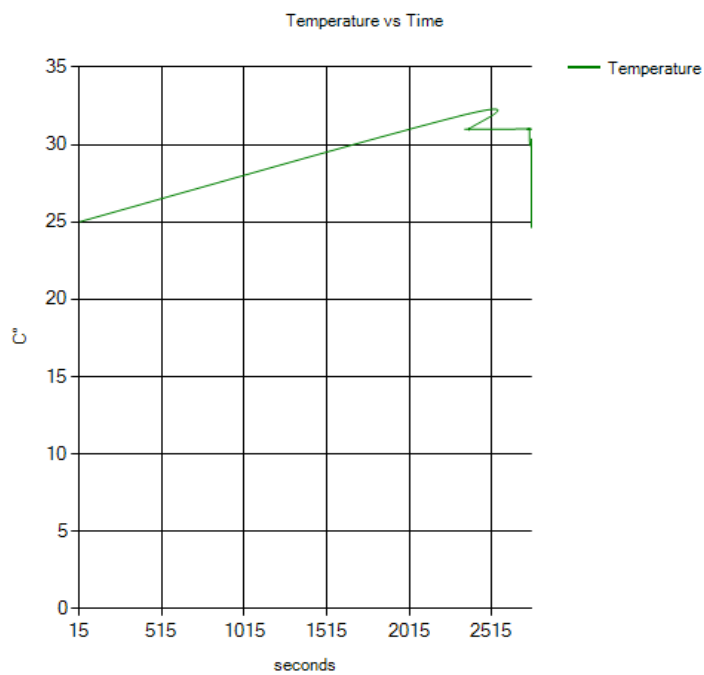


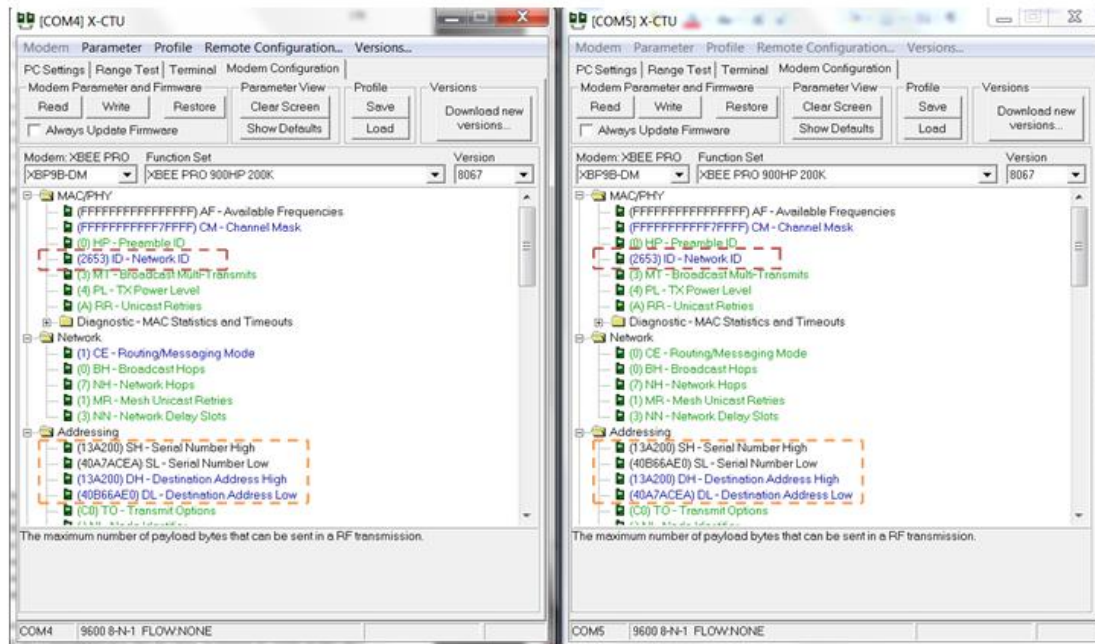
Figura No. 195. Datos de temperatura (en °C) obtenidos de la memoria del sistema integrado de la carga útil.



E. Módulo de comunicación inalámbrica

1. Configuración final módulos XBEE.

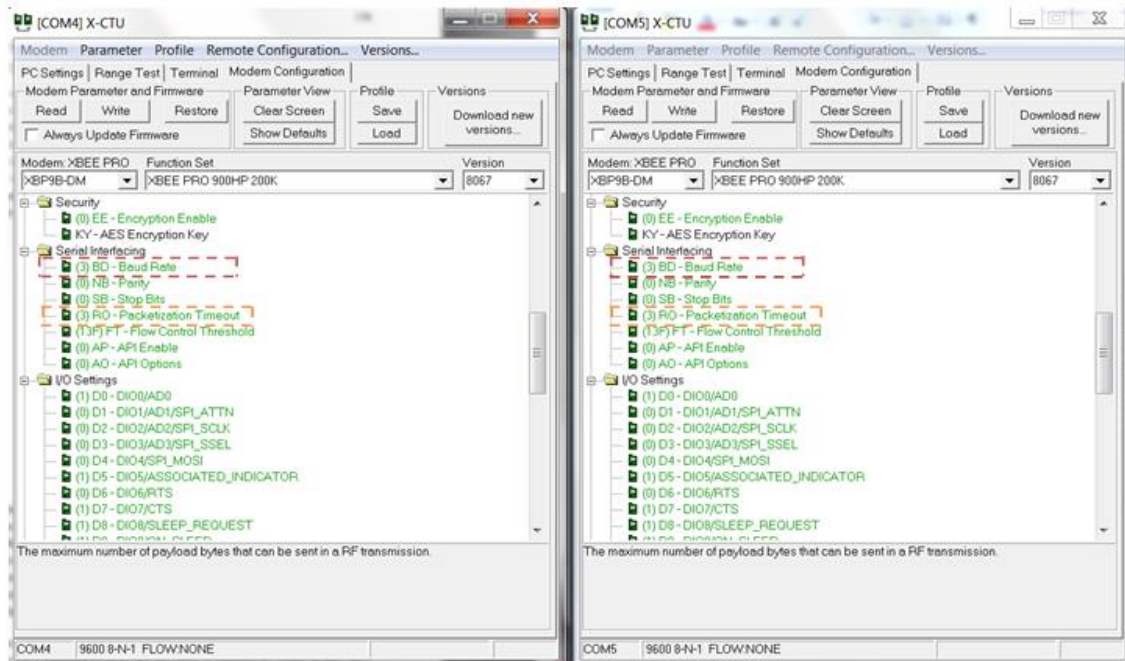
Figura No. 196. Configuración de direcciones módulos XBee1.



¹ A la izquierda se encuentra la configuración de direccionamiento para los módulos transmisores y a la derecha se encuentra la configuración de direccionamiento para el módulo de estación en tierra.

Encerrado en el recuadro rojo se encuentra la configuración del identificador de red y en el recuadro naranja se encuentra la configuración de direccionamiento.

Figura No. 197. Configuración de interfaz serial con módulos XBee2.



² A la izquierda se encuentra la configuración de interfaz serial para los módulos transmisores y a la derecha se encuentra la configuración de interfaz serial para el módulo de estación en tierra.

En el recuadro rojo se encuentra la configuración de la velocidad de trama de datos (9600 bps) y en el recuadro naranja se encuentra la configuración del tiempo de paquetización.

Figura No. 198. Configuración estado de ahorro de energía.

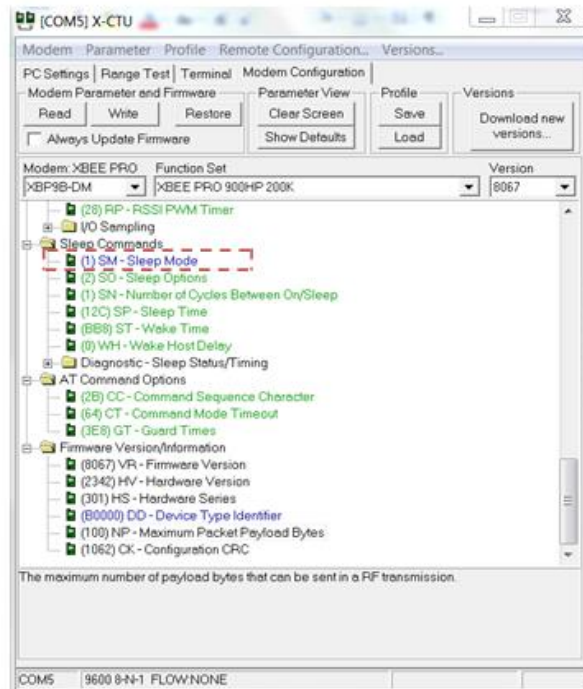
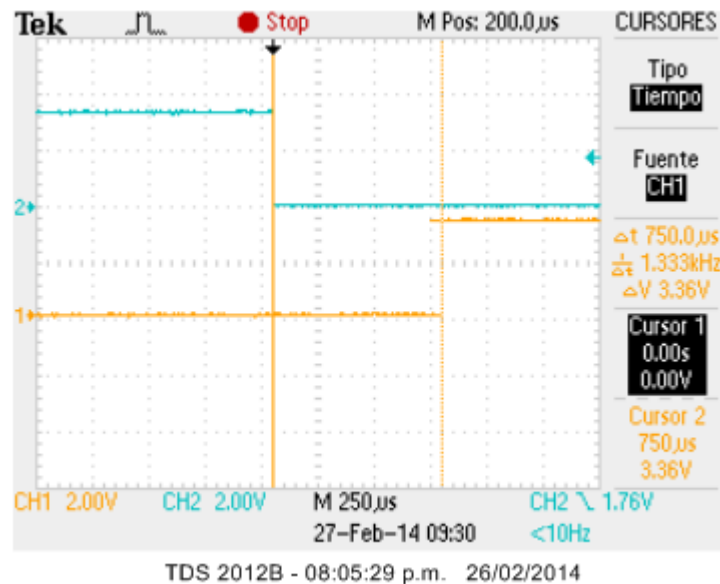


Figura No. 199. Sleep_RQ pin y SLEEP pin3.



³ La señal superior es la entrada al pin Sleep_RQ. La señal inferior es la representación del estado en modo de ahorro de energía del módulo XBee.

2. Pruebas de transmisión

Figura No. 200. Prueba de alcance en parqueo de Universidad del Valle de Guatemala.

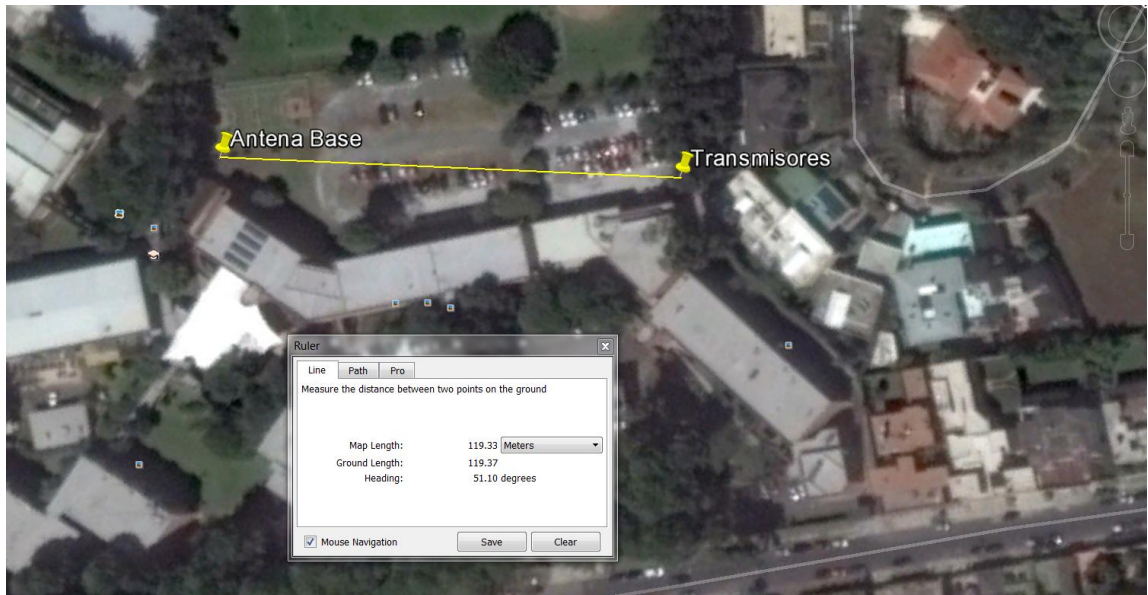


Figura No. 201. Prueba de magnitud de potencia de señal en Universidad del Valle de Guatemala.

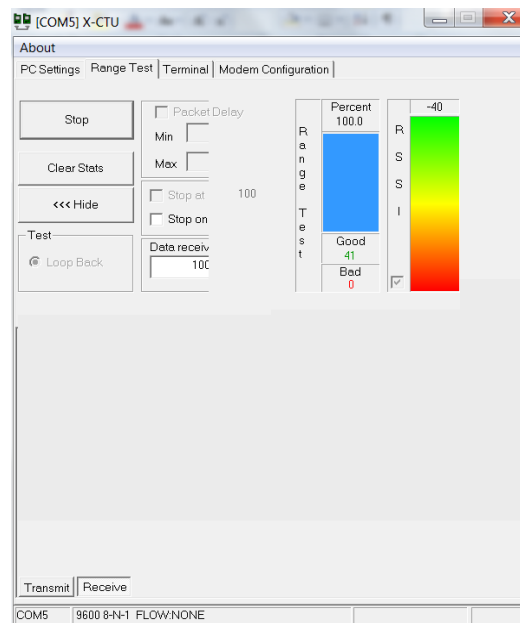
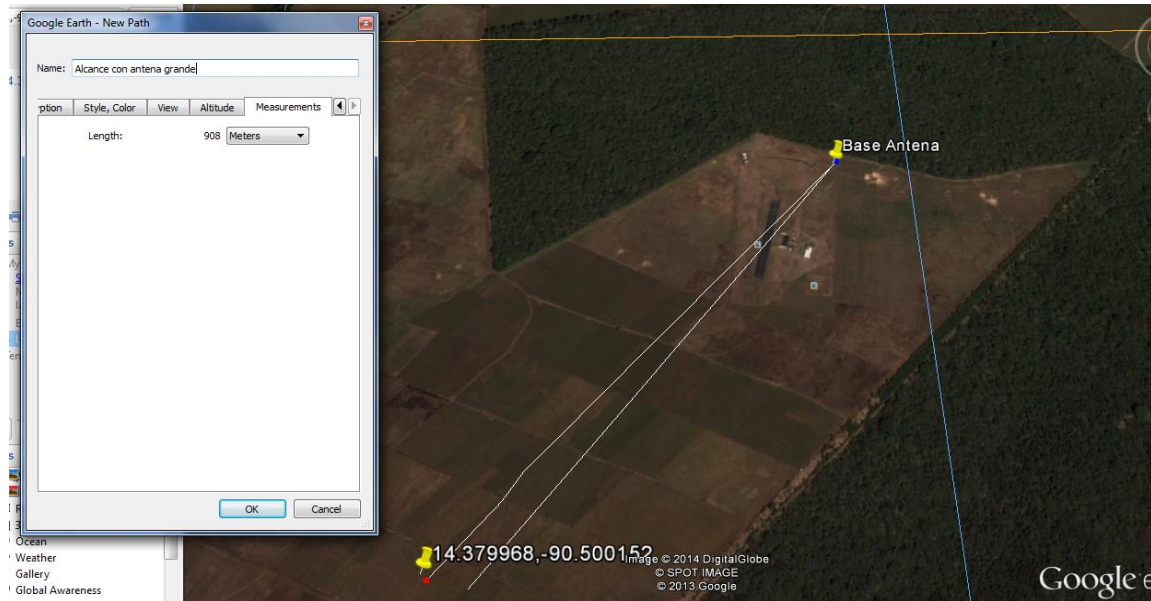


Figura No. 202. Prueba en autopista de aeromodelismo

3. Mediciones sobre consumo energético de módulos XBee.

Cuadro No. 98. Caída de potencial en capacitor como fuente de alimentación para módulo XBee.

Datos	Voltaje inicial (V)	Voltaje final (V)	Diferencia de voltaje (mV)	de Tiempo (s)
Modo ahorro de energía	3.5	3.2	300	15
Modo normal	3.5	3.2	300	15

Cuadro No. 99. Consumo energético de módulos XBee Pro S3B.

Datos	Energía inicial (J)	Energía final (J)	Diferencia de energía (J)	Potencia promedio (mW)	Potencia Promedio (dBm)
Modo ahorro de energía	6.125	5.12	-1.005	67	18.261
Modo normal	6.125	5.12	-1.005	67	18.261

Figura No. 203. Esquemático de circuito de prueba de consumo energético.

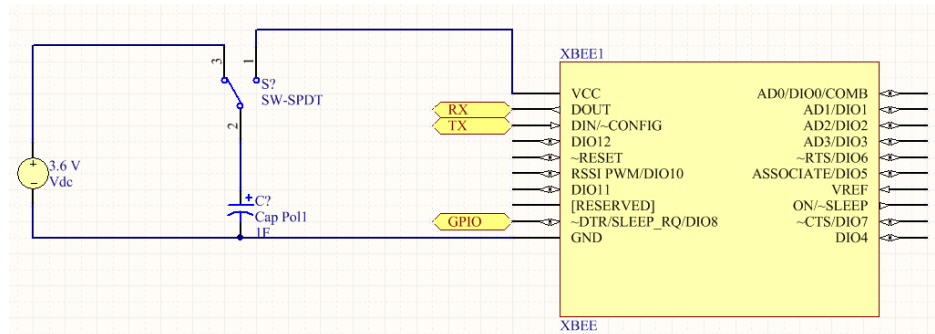
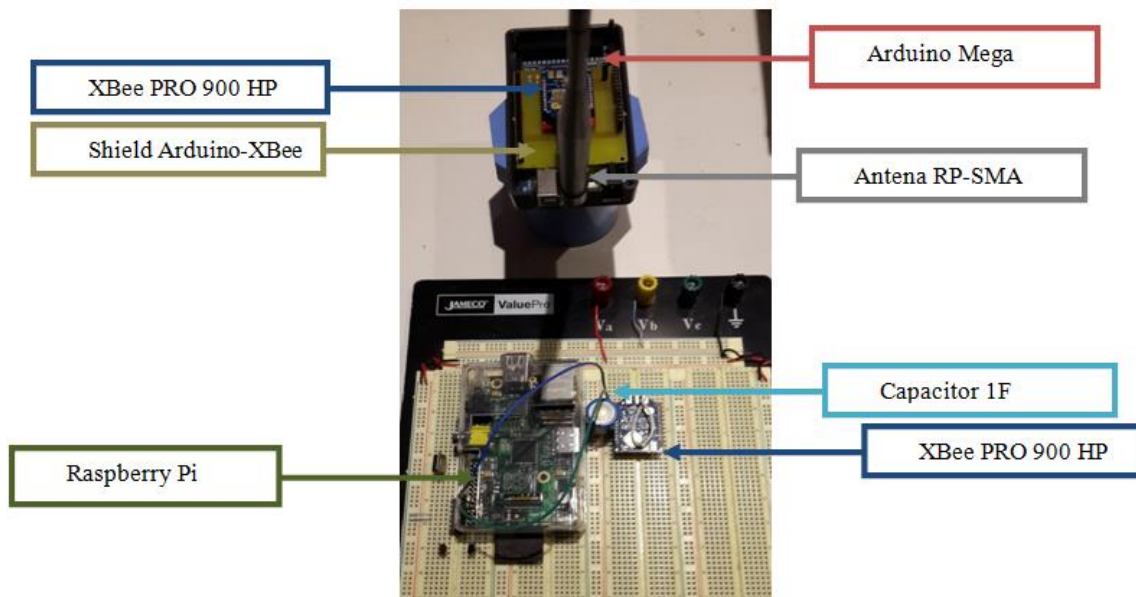


Figura No. 204. Componentes utilizados para prueba de consumo energético.



F. Módulo de software de vuelo

1. Pruebas del picosatélite en condiciones reales. Estas pruebas proveyeron datos sobre el desempeño e interacción de todo el sistema electrónico y el software con las demás partes del picosatélite (estructura, mecanismos, fuentes de energía) desde un enfoque de la misión. Estas pruebas permitieron entender mejor los pasos a ejecutar la misión y el impacto sobre el software, modificaciones necesarias y una perspectiva del software como parte de un conjunto de sistemas con el equipo tendría que interactuar durante el lanzamiento final.

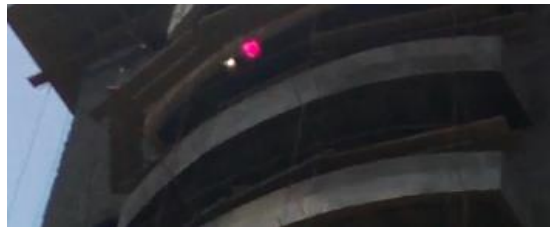
Figura No. 205. Prueba de liberación de contenedor y carga útil bajo condiciones reales.



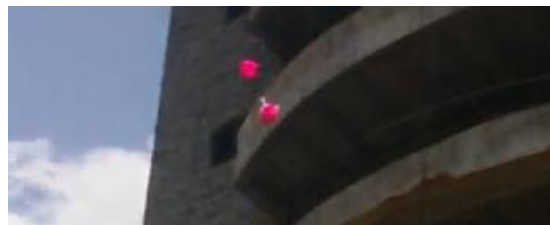
(a)



(b)



(c)



(d)



(e)

Continuación Figura No. 205. Prueba de liberación de contenedor y carga útil bajo condiciones reales.



(f)



(g)

La Figura No. 205 muestra una serie de fotografías en las que se observa el funcionamiento de la liberación del contenedor y la carga útil como una acción producto del trabajo en conjunto de varios sistemas. Esta prueba se realizó bajo las condiciones reales de interacción y restricciones del sistema mecánico, el movimiento del satélite mientras desciende y el despliegue de los sistemas de descenso. Como se observa entre las tomas (c), (d) y (e), la carga útil se liberó completamente del contenedor y desplegó su sistema de descenso.

Figura No. 206. Pruebas de envío de datos e interacción entre sistema electrónico, software y estación en tierra.



Figura No. 207. Prueba de paracaidismo realizada con el picosatélite diseñado en conjunto con la Asociación Guatemalteca de Paracaidismo.



La Figura No. 207 muestra fotos de las pruebas en condiciones de descenso reales para todo el picosatélite. En estas pruebas se verificó el funcionamiento del picosatélite como un sistema que cumple la

misión CanSat 2014. Estas pruebas permitieron verificar básicamente el rango de los dispositivos XBEEs, su tiempo de reconexión luego de haber perdido la conexión con la estación en tierra y el funcionamiento del sistema electrónico en el contenedor y la carga útil. Esta última prueba y sus resultados se podían verificar solamente analizando los datos almacenados en la memoria interna de cada uno de los vehículos.

En esta prueba, la carga útil se perdió en los alrededores de los cañaverales del sector. Por tanto no se logró hacer ninguna evaluación de la prueba del vuelo y aterrizaje de la carga útil; esto incluye los datos almacenados en la memoria y verificar si funcionó el sistema siendo alimentado por los paneles.

Respecto al contenedor, este se logró recuperar y se logró obtener los datos almacenados en la memoria interna del mismo, de los cuales se hizo un análisis posterior. Sin embargo, no se pudo comparar estos datos con los enviados de forma inalámbrica debido a que esta comunicación falló durante todo el vuelo. Esto permitió validar que el software de contenedor y todo el sistema electrónico funcionó realizando todas sus operaciones con excepción de la transmisión de datos en tiempo real.

2. Secuencia de eventos durante la competencia. La Annual CanSat Competition 2014 se realizó en el Rancho Jim Burkett, en la ciudad de Abilene, Texas. La competencia se realizó del 13 al 15 de julio de 2014. Los resultados del software de vuelo diseñado se pueden presentar dividiéndolos en los eventos de pruebas y lanzamiento final realizados desde el 12 de julio (Día 0) al 15 de julio (Día 4). Durante estos días se realizaron revisiones oficiales (requeridas por la competencia) y extraoficiales (realizadas por el equipo para configurar el picosatélite) de hardware y software y funcionamiento integrado del picosatélite.

Para que cada uno de estos eventos se realizará de forma ordenada, correcta y sin perder ningún detalle, se desarrolló un “Manual de Operaciones de la Misión” en el que se detalló cada paso a seguir por los miembros del equipo a partir del Día 0. Este manual permitiría y permitió cumplir la misión de forma sistemática y considerando los tiempos en que cada actividad se debería realizar así como verificar los resultados de cada actividad para tomar acciones anticipadas en caso ocurriera algún inconveniente.

A continuación se exponen los eventos llevados a cabo relacionados con el funcionamiento del software de vuelo (se realizaron otros eventos que no tienen relación con el software de vuelo):

- a. Verificación de arribo de todo el picosatélite y materiales (Día 0).
- b. Pruebas de hardware y software electrónico y verificación de funcionamiento (Día 0).

- Ensamblaje del picosatélite y verificación de funcionamiento integrado. Pruebas de Rango y Liberación de carga útil (Día 1).
- Prueba de seguridad (Día 1).
- Lanzamiento del picosatélite (Día 2).
- Recuperación de datos (Día 2).

a. Verificación de arribo del picosatélite y materiales (Día 0). Debido al viaje realizado, existía la posibilidad de que el picosatélite como tal o algunos materiales y herramientas necesarios no llegarán al destino. Esta verificación se hizo para tomar acciones correctivas tan pronto como fuera posible, aunque no hubo necesidad de tomarlas. A continuación se expone las verificaciones realizadas pertinentes al software de vuelo.

Cuadro No. 100. Verificaciones realizadas durante la competencia para comprobar que todos los elementos relacionados al funcionamiento del software estuvieran completos.

Cantidad	Descripción	Status (Éxito/Fracaso)
1	Sistema Electrónico de carga útil	Éxito
1	Sistema Electrónico de contenedor	Éxito
1	Sistema Electrónico de carga útil de repuesto	Éxito
1	Sistema Electrónico de contenedor de repuesto	Éxito
4	Baterías LiIon 4.2V 1000mAh	Éxito
10	Cables con conectores Macho-Hembra	Éxito
1	Corta-alambres plano	Éxito
1	Pinza plana	Éxito
2	Launchpad for MSP430F5529	Éxito
4	Cables USB - miniUSB para conexión de monitoreo	Éxito
4	Cables USB - microUSB para conexión de Launchpad for MSP430F5529	Éxito
8	Baterías CR2032 de repuesto	Éxito
1	Cargador de Baterías CR2032	Éxito
2	Bases para baterías AAA	Éxito
2	Switch ON/OFF para contenedor	Éxito
2	Laptop con Software de Vuelo de contenedor y carga útil, IAR EW for MSP430 v5.6, Waveforms 2.1, Sublime Text, Altium Designer 2013, X-CTU.	Éxito

b. Pruebas de hardware y software electrónico y verificación de funcionamiento (Día 0). Se realizaron pruebas para corroborar que el Sistema Electrónico de contenedor y carga útil funcionaban correctamente luego del arribo a la ciudad de Abilene, Texas. No se tenía alguna sospecha de que estos fallaran por alguna razón relacionada al viaje, pero se quería descartar cualquier problema. Se probó la comunicación entre sensores, memoria, reloj de tiempo real y XBEE con el microcontrolador, la coherencia y exactitud de los datos y otros procesos relacionados a las operaciones que se debían realizar el día del lanzamiento.

El Cuadro No. 101 y Cuadro No. 102 muestran las pruebas y verificaciones realizadas. Todas ellas demuestran si el software está funcionando correctamente, ya que es éste el que al final permite que los resultados ahí comprobados sean correctos.

Cuadro No. 101. Pruebas iniciales realizadas al software y sistema electrónico de contenedor para verificar su funcionamiento correcto.

Prueba	Status (Éxito/Fracaso)
Se puede establecer comunicación con microcontrolador a través del programador.	Éxito
El software responde a través de conexión serial.	Éxito
El sensor de presión es muestreado correctamente y se envían los datos por conexión serial.	Éxito
Se arman paquetes de datos sin errores y en el formato requerido.	Éxito
Recuperar datos de memoria interna.	Éxito
Borrar memoria interna.	Éxito
Enviar un paquete de datos a través de XBEE.	Éxito
Inicializar software de contenedor.	Éxito
Leer cuenta de número de paquetes de contenedor.	Éxito
Leer tiempo de misión.	Éxito
Verificar que el tiempo de misión se actualice cada segundo.	Éxito
Verificar activación de mecanismo de separación a través de comando externo.	Éxito
Sí, todos los pasos arriba fueron exitosos, el sistema electrónico de contenedor funciona correctamente.	

Cuadro No. 102. Pruebas iniciales realizadas al software y sistema electrónico de carga útil para verificar su funcionamiento correcto.

Prueba	Status (Éxito/Fracaso)
Se puede establecer comunicación con microcontrolador a través del programador.	Éxito
El software responde a través de conexión serial.	Éxito
El sensor de presión es muestreado correctamente y se envían los datos por conexión serial	Éxito
El sensor de temperatura es muestreado correctamente y se envían los datos por conexión serial.	Éxito
El sensor de aceleración es muestreado correctamente y se envían los datos por conexión serial.	Éxito
El sensor de voltaje es muestreado correctamente y se envían los datos por conexión serial.	Éxito
Se arman paquetes de datos sin errores y en el formato requerido.	Éxito
Recuperar datos de memoria interna.	Éxito
Borrar memoria interna.	Éxito
Enviar un paquete de datos a través de XBEE.	Éxito
Inicializar software de carga útil.	Éxito
Leer cuenta de número de paquetes de contenedor.	Éxito
Leer tiempo de misión.	Éxito
Verificar que el tiempo de misión se actualice cada segundo.	Éxito
Sí, todos los pasos arriba fueron exitosos, el sistema electrónico de carga útil funciona correctamente.	

c. Ensamblaje del picosatélite y verificación de funcionamiento integrado. Pruebas de rango y liberación de carga útil (Día 1). Comprobado el funcionamiento correcto de los sistemas electrónicos de carga útil y contenedor, se procedió a ensamblar todo el picosatélite y verificar su funcionamiento. Respecto al software, era importante comprobar que este funcionaba correctamente estando instalado en la estructura mecánica del picosatélite. Esto implicaba alimentar el sistema electrónico de carga útil a través de paneles solares y el sistema electrónico de contenedor a través de dos baterías AAA alcalinas de 1.5V. Estas pruebas resultaron importantes para validar el funcionamiento del picosatélite

como sistema en un ambiente distintos y bajo las condiciones solares existentes en dicha localidad. Esto último era una comprobación crítica de todo el sistema.

Además se hicieron dos comprobaciones fundamentales para las operaciones de lanzamiento:

- Que el rango de la comunicación inalámbrica fuera superior a los 100m. Los organizadores de la competencia indicaron la computadora de control en tierra se encontraría a 100m máximo del cohete antes del despegue. La comunicación con el contenedor dentro del cohete antes del despegue era una operación crítica para toda la misión, ya que se le indicaba de forma inalámbrica que comenzara la transmisión de telemetría además del tiempo antes de liberar el contenedor en dado caso fallaran los sensores de altura en correctamente determinar la altura de liberación.
- Que la liberación de la carga útil efectivamente ocurriera. Era necesario verificar nuevamente que no existía ninguna interferencia mecánica o error de software o hardware electrónico que pudiera evitar que ambos vehículos se separaran.

Cuadro No. 103. Pruebas iniciales realizadas al software y sistema electrónico de carga útil para verificar su funcionamiento correcto.

Prueba	Status (Éxito/Fracaso)
El Sistema Electrónico de carga útil no colisiona con la carcasa de protección.	Éxito
El Sistema Electrónico de contenedor Útil no colisiona con la carcasa de protección.	Éxito
Los cables de alimentación de carga útil están firmemente conectados.	Éxito
Al activar el mecanismo de separación, la carga útil efectivamente se separa del contenedor.	Éxito
La telemetría transmitida por la carga útil está en el formato correcto.	Éxito
La telemetría transmitida por el contenedor está en el formato correcto.	Éxito
El contenedor es capaz de transmitir y recibir datos a una distancia mayor a 100m.	Éxito
La carga útil puede conectarse a la estación en tierra y transmitir datos de forma inalámbrica cuando se encuentran separados por más de 100m.	Éxito

Continuación Cuadro No. 103. Pruebas iniciales realizadas al software y sistema electrónico de carga útil para verificar su funcionamiento correcto.

Prueba	Status (Éxito/Fracaso)
La carga útil y el contenedor se separan de forma apropiada y luego de transcurrido un tiempo de espera enviado por la estación en tierra.	Éxito
Sí, las pruebas anteriores son exitosas, el sistema electrónico y software del picosatélite están listos para el lanzamiento.	

d. Revisión de seguridad. La prueba de seguridad formaba parte de las operaciones de revisión previas al lanzamiento y con una puntuación para la calificación final del lanzamiento. Esta consistía en revisar el funcionamiento y estructura del picosatélite para asegurar que era seguro lanzarlo y que podría cumplir con la misión. Además era una verificación de que el satélite cumplía los requerimientos de diseño establecidos por la competencia.

Se pasó con éxito todos los puntos de esta Revisión de Seguridad. Los jueces hicieron dos recomendaciones en cuanto asegurar de mejor manera algunos elementos, pero no se perdió ningún punto. Las recomendaciones fueron, específicamente: 1) Colocar una cincha plástica en la placa de sujeción para el paracaídas del contenedor con el objetivo de añadir seguridad a este sistema y 2) Poner un soporte a los sensores que estaban montados utilizando circuitos impresos independientes, para lo cual se utilizaron pequeños cubos de esponja pegados con un pegamento de secado rápido

En el Cuadro No. 94, se muestra que dichos criterios se superaron con éxito.

Cuadro No. 1041. Criterios evaluados en la revisión de seguridad.

Operation Checks (Inspección Operacional)	Pass/Fail
Power Switch and Power Indication (Switch de encendido e indicadores de encendido)	Pass (Satisfactorio)
Communication Test (Prueba de comunicación)	Pass (Satisfactorio)
Primary Descent Control Device (Dispositivo de control de descenso primario)	Pass (Satisfactorio)

Contenido Cuadro No. 1042. Criterios evaluados en la revisión de seguridad.

Operation Checks (Inspección Operacional)	Pass/Fail
Structural Integrity Check (Inspección de Integridad Estructural)	
Shell Enclosure Secured to Structure? (¿Carcasa sujeta a la estructura?)	Pass (Satisfactorio)
Structure Integrity (Integridad de la estructura)	Pass (Satisfactorio)
Circuit Board Construction Quality (Calidad de la construcción de los circuitos electrónicos)	Pass (Satisfactorio)
Circuit Board Mounting (Montaje de los circuitos electrónicos)	Pass (Satisfactorio)
Wire Harnessing (Estructura del cableado)	Pass (Satisfactorio)
Mechanism Mounting (Montaje de mecanismos)	Pass (Satisfactorio)
Sharp Edges (Bordes afilados)	Pass (Satisfactorio)
Exposed Mecanisms (Mecanismos expuestos)	Pass (Satisfactorio)
Team Operations (Logística del Equipo)	
Mission Operations Manual (Manual de operaciones de misión)	Pass (Satisfactorio)
Crew Assignment (Roles del equipo)	Pass (Satisfactorio)

e. Lanzamiento del Pico satélite (Día 2) El lanzamiento del picosatélite es la parte más importante de toda la misión. Además es la fase a la que corresponde el mayor porcentaje de la puntuación total. Se inició con las operaciones de lanzamiento desde las 8:00 a.m. del 14 de julio de 2014. Las operaciones realizadas fueron las siguientes:

- Ensamblaje de carga útil y contenedor.
- Revisión y configuración del funcionamiento de los sistema electrónicos.
- Preparación del sistema de protección del huevo.
- Ensamblaje completo del picosatélite CanSat.
- Entrega del picosatélite a los jueces y evaluación de peso y dimensiones máximas.
- Encendido del picosatélite e instalación dentro del cohete.
- Lanzamiento y recopilación de telemetría.
- Recuperación del cohete.

A continuación se exponen los resultados de las operaciones realizadas relevantes para conocer el funcionamiento del software de vuelo.

1) Revisión y configuración del funcionamiento de los sistemas electrónicos. Se realizó nuevamente una inspección del funcionamiento correcto y la preparación del software de carga útil y contenedor. Los pasos que se muestran a continuación son el conjunto de acciones necesarias suficientes para preparar ambos softwares para el lanzamiento.

Cuadro No. 105. Pasos de configuración y verificación realizados para la preparación del software de contenedor para el lanzamiento.

Acción	Status (Éxito/Fracaso)
Instalación de un par nuevo de baterías alcalinas AAA 1.5V.	Éxito
Encendido de contenedor.	Éxito
Programación de presión de liberación en contenedor.	Éxito
Entrar a modo de monitoreo.	Éxito
Inicializar software de contenedor enviando comando de inicialización	Éxito
Muestreo de sensores es correcto.	Éxito
La memoria se puede borrar.	Éxito
La memoria se ha borrado.	Éxito
Software de contenedor se ha inicializado.	Éxito
La cuenta de número de paquetes es cero.	Éxito
El tiempo de misión ha comenzado.	Éxito
Hay comunicación por XBEE entre contenedor y estación en tierra.	Éxito
Verificar que comando de lanzamiento es exitoso 5 veces.	Éxito
Verificar comunicación entre contenedor y estación en tierra a una distancia mayor a 100m.	Éxito
Sí, los pasos anteriores se han realizado con éxito, el software de contenedor y el sistema electrónico están listos para ser lanzados.	

Cuadro No. 106. Pasos de configuración y verificación realizados para la preparación del software de carga útil para el lanzamiento.

Acción	Status (Éxito/Fracaso)
Encender el sistema electrónico de carga útil utilizando paneles solares.	Éxito
Muestreo de sensores es correcto.	Éxito
La memoria externa se puede borrar.	Éxito
La memoria externa se ha borrado.	Éxito
Software de carga útil se ha inicializado.	Éxito
La cuenta de número de paquetes es cero.	Éxito
El tiempo de misión ha comenzado.	Éxito
Existe comunicación de telemetría entre carga útil y estación en tierra.	Éxito
Sí, los pasos anteriores se han realizado con éxito, el software de carga útil y sistema electrónico están listos para ser lanzados.	

Varios detalles importantes a mencionar dentro de la configuración de ambos vehículos son:

- La presión de liberación programada en el software de contenedor fue: 95500 Pa. La presión a nivel de suelo medida fue de 93000 Pa. La diferencia de presiones correspondiente corresponde a una altura de 500m sobre el nivel del suelo.
- En ambos sistemas era necesario borrar completamente la memoria interna para evitar que datos de pruebas realizadas anteriormente se quedaran almacenados y parecieran datos del lanzamiento real. Si esto sucediera, sería imposible distinguirlos si las presiones fuesen parecidas.
- Para el contenedor, era necesario instalar un par de baterías nuevas antes de la entrega del picosatélite a los jueces de la competencia. Solamente así se podría asegurar que el picosatélite podría estar durante 30 mins. Máximo en espera dentro del cohete, mientras transmite un dato de confirmación a la estación en tierra y espera por el comando de inicio de telemetría.
- Para el contenedor era una operación crítica probar la comunicación entre este y la estación en tierra a una distancia mayor a 100m. Esto se debe a que ahí el sistema se encontraba en las condiciones reales de posible interferencia con otros dispositivos XBEE, ruido proveniente de máquinas utilizadas por otros equipos o cualquier otra fuente de ruido posible. Esta comunicación era crítica para asegurar que el contenedor sería capaz de recibir el comando de despegue/lanzamiento y así comenzar la transmisión de telemetría y, más importante aún, evaluar

constantemente la presión para liberar la carga útil y/o iniciar el Temporizador que provoca la liberación de la carga útil luego de vencido un tiempo determinado.

- El tiempo de misión en ambos vehículos debía comenzar al momento de ser encendidos. Este momento era distinto para cada uno. Para el contenedor, el tiempo de misión comienza en el momento en que se conmuta el switch de encendido, para la carga útil comienza en el momento en que se inicializa a través de la conexión de prueba y monitoreo, ya que este reloj es alimentado de forma independiente de la fuente de alimentación de la carga útil.

2) Encendido del picosatélite e instalación dentro del cohete. Al momento de encender el picosatélite e instalarlo dentro del cohete era crítico verificar que el contenedor, el único vehículo energizado en ese momento, mantuviera conexión con la estación en tierra. Esto fue satisfactorio.

Cuadro No. 107. Prueba de verificación de comunicación entre contenedor y estación en tierra durante la instalación del picosatélite en el cohete.

Acción	Status (Éxito/Fracaso)
<p>La estación en tierra recibe comunicación de contenedor una vez por segundo.</p> <p>Sí, esta prueba es satisfactoria, el software de contenedor podrá reconocer comando de despegue/lanzamiento.</p>	<p>Éxito</p>

Figura No. 208. Verificación de conexión activa entre contenedor y estación en tierra.



En la Figura No. 208 se muestra la forma en que se verificó que existiera una conexión activa entre contenedor y la estación en tierra. El software en la estación en tierra despliega la hora de la última conexión. En este caso, se muestra la hora en que se envió el comando de despegue/lanzamiento al contenedor. Esta hora corresponde a la hora de la Ciudad de Guatemala.

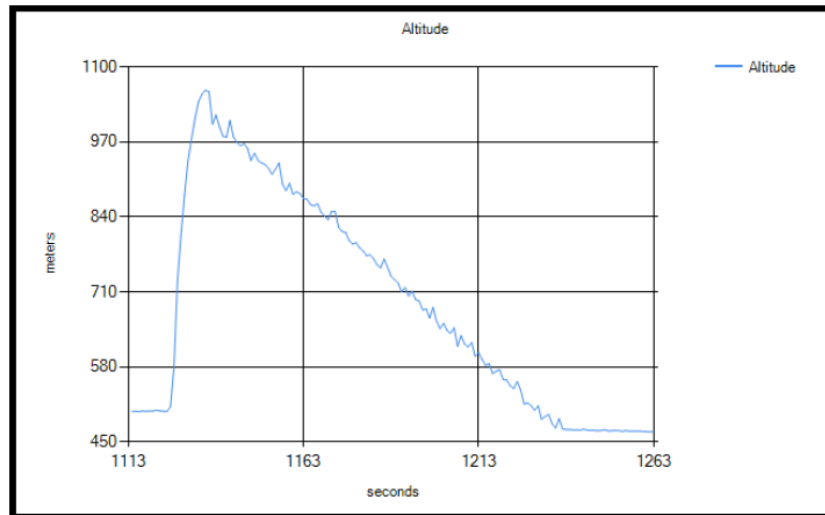
3) Lanzamiento del cohete y transmisión de telemetría.

a) Software de vuelo de contenedor. El contenedor funcionó correctamente durante todo el vuelo. Recibió y respondió correctamente al comando de despegue/lanzamiento enviado por la estación en tierra al momento de iniciar la cuenta regresiva para el lanzamiento. Transmitió datos de telemetría correctamente que fueron interpretados por la estación en tierra. En el Cuadro No. 108 se resume el funcionamiento del contenedor.

Cuadro No. 108. Resultados de las operaciones realizadas por el contenedor durante el lanzamiento.

Operación	Éxito/Fracaso
Contenedor se liberó con éxito del cohete.	Éxito
Separación de contenedor y carga útil.	Éxito
Separación de contenedor y carga útil en el intervalo (490,510)m.	Éxito
Datos de altura desplegados en tiempo real y unidades de ingeniería.	Éxito
Telemetría de CanSat inició correctamente.	Éxito
Tiempo de misión se mantuvo correctamente.	Éxito
Cuenta de número de paquetes se mantuvo correctamente.	Éxito
Se almacenaron los datos para análisis y post-procesado.	Éxito
Se recuperaron los datos almacenados.	Éxito
Se enviaron los datos en el formato correcto.	Éxito
Contenedor recuperado.	Éxito

Figura No. 209. Gráfica generada por la estación en tierra con los datos de presión enviados por el contenedor.



La Figura No. 209 presenta la gráfica de altura contra tiempo de misión generada por el software de la estación en tierra que recibía los datos enviados por el contenedor. En el eje vertical se muestran los datos de altura en metros obtenidos a partir de los datos de presión. En el eje horizontal se muestra el tiempo de misión en segundos. El intervalo de tiempo que se muestra es el intervalo de tiempo en que sucedió el lanzamiento. De ésta gráfica se puede observar los siguientes resultados importantes:

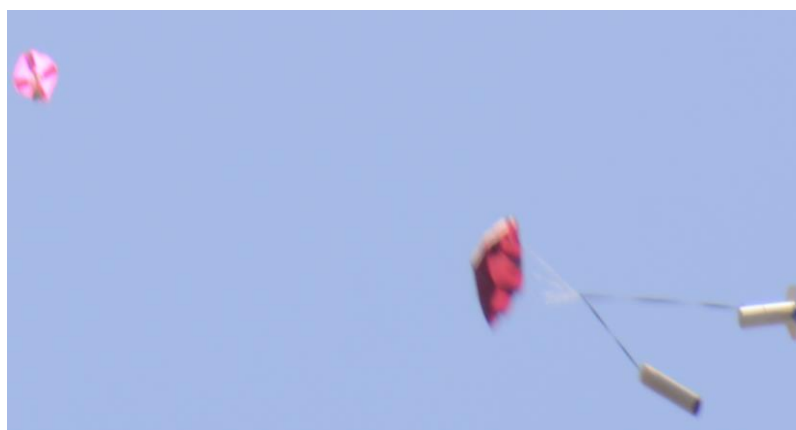
- El tiempo de misión al ocurrir el despegue del cohete fue de 1125 s, lo que corresponde a 18 min y 15 s. Este tiempo corresponde al tiempo de esperar desde que el picosatélite fue encendido hasta el momento de despegue. Si este tiempo se hubiese prolongado a más de 30 minutos, la misión habría estado en riesgo ya que las baterías del contenedor habrían fallado en suministrar la potencia necesaria para el dispositivo XBEE.
- El contenedor estuvo en vuelo entre los 1125 s hasta los 1238 s (tiempo de misión), lo que corresponde a un tiempo de vuelo de 113 s, que es aproximadamente 1.88 minutos o 1 min y 52 s.
- El ascenso inició a los 1125 s y finalizó aproximadamente a los 1133 s, lo que corresponde a 8s en ascenso.

- La altura máxima alcanzada fue de 1067 msnm (metros sobre el nivel del mar). El nivel del suelo se encontraba a 500 msnm aproximadamente, por lo que el picosatélite ascendió a 567m +- 10m.
- La velocidad de ascenso promedio fue de 70.9 m/s.
- El descenso inicio a los 1134 s, y finalizó a los 1238 s, para un total de 104 s en vuelo o 1 min y 44 s.
- La Figura No. 45 muestra que la altura del nivel del suelo final fue menor que la altura inicial. Esto corresponde a la irregularidad de la propiedad en lo que se realizó el lanzamiento. La diferencia es de 25 m aproximadamente, por lo que la altura que descendió el picosatélite fue de 592 m
- La velocidad de descenso promedio fue de 5.69 m/s.
- Se puede observar que la velocidad de descenso fue constante y, por tanto, una relación lineal entre la altura y el tiempo. Eso permitió asegurar que el sistema de control de descenso del contenedor cumplió su objetivo y logró reducir la velocidad de descenso a menos de 8m/s.

Figura No. 210. Fotografía tomada en el lugar del lanzamiento en la que se observa el contenedor (arriba derecha) y la carga útil (abajo izquierda) completamente separados y descendiendo haciendo uso de sus respectivos sistemas de control de descenso.



Figura No. 211. Fotografía tomada en el lugar del lanzamiento en la que se observa la carga útil y el cohete descendiendo.



b) Software de vuelo de carga útil. El vehículo carga útil no funcionó durante el descenso, que era la parte del vuelo en la que debía funcionar. No se transmitió telemetría, no se almacenó datos útiles y no se logró mantener el tiempo de misión. A continuación se resume las operaciones relacionadas con el software que debía cumplir la carga útil y cuáles de ellas fallaron.

Cuadro No. 109. Resultados de las operaciones realizadas por la carga útil durante el lanzamiento.

Operación	Éxito/Fracaso
Transmisión de datos de altura en tiempo real.	Fracaso
Transmisión de datos de temperatura en tiempo real.	Fracaso
Transmisión de datos de estabilidad y ángulo de descenso en tiempo real.	Fracaso
Transmisión de voltaje de la fuente de energía en tiempo real.	Fracaso
Transmisión de tiempo de misión en tiempo real.	Fracaso
Transmisión de la cuenta de número de paquetes en tiempo real.	Fracaso
Almacenamiento de telemetría.	Fracaso
Datos de telemetría desplegados en tiempo real y unidades de ingeniería.	Fracaso
Tiempo de misión y cuenta de número de paquetes mantenidos correctamente.	Fracaso
Se recuperaron datos para análisis y post-procesado.	Fracaso
carga útil recuperada.	Éxito

Figura No. 212. Gráfica de aceleraciones en función del tiempo generada por la estación en tierra con base a los datos almacenados en la memoria interna de la carga útil.

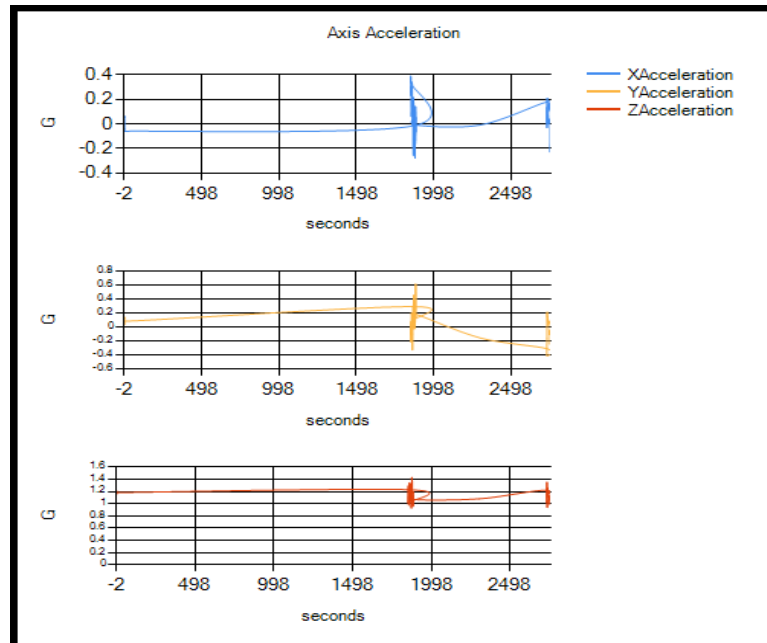


Figura No. 213. Gráfica de altura en función del tiempo generada por la estación en tierra con base a los datos almacenados en la memoria interna de la carga útil.

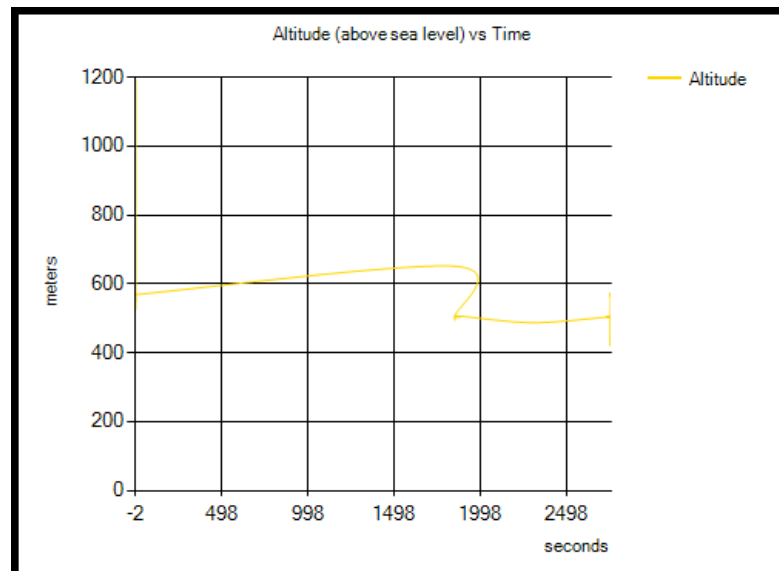


Figura No. 214. Gráfica de altura en función del tiempo generada por la estación en tierra con base a los datos almacenados en la memoria interna de la carga útil.

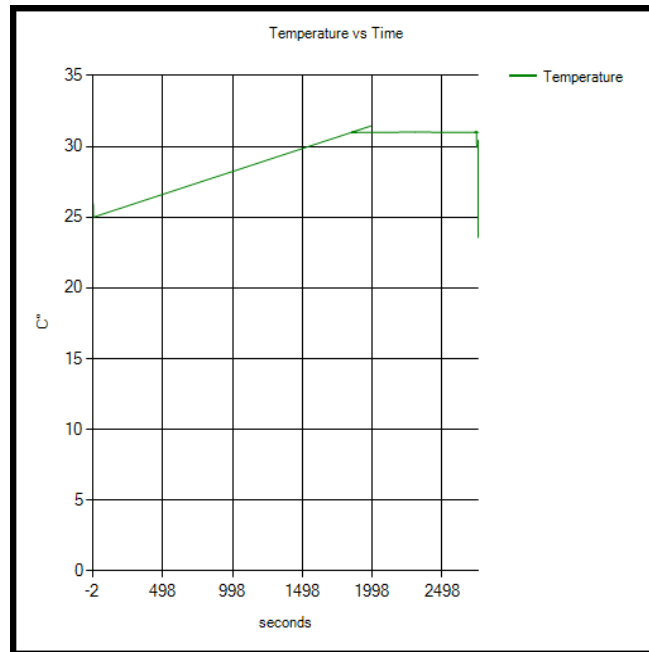
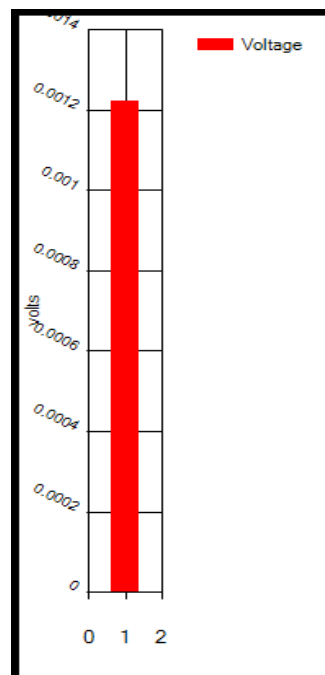


Figura No. 215. Gráfica de temperatura en función del tiempo generada por la estación en tierra con base a los datos almacenados en la memoria interna de la carga útil.



Los datos almacenados en la memoria de la carga útil no fueron útiles debido a que el tiempo de misión se corrompió. Se almacenaron datos de número de paquete, presión del aire, temperatura del aire, aceleración y voltaje de fuente de alimentación pero algunos de estos no tienen sentido o no se pueden hacer corresponder a alguna fase del descenso. Sin embargo, analizando los datos obtenidos se puede obtener los siguientes resultados:

- Durante el descenso solo dos paquetes de datos fueron almacenados.
- La corrupción en el tiempo de misión provocó que los demás datos, cuya evolución ocurre en tiempo, no puedan ser analizados en tiempo.
- Todos los datos de altura recolectados muestran alturas mayores a 540m, lo cual es correcto.
- La presión atmosférica muestreada estuvo siempre alrededor de 95,000 Pa, lo cual es correcto.
- Las temperaturas más baja y alta fueron 25°C y 30°C, respectivamente, lo cual es correcto.

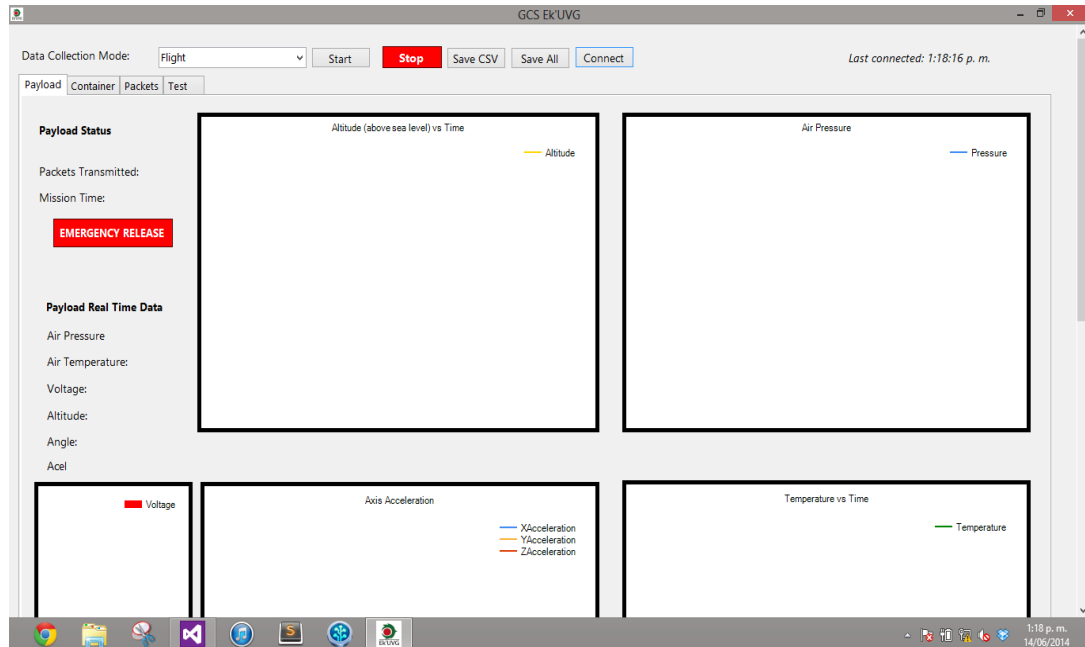
Los requerimientos de la fuente de energía de la carga útil hacían que el sistema electrónico y con esto el software, fueran muy dependientes de la misma. Si no se recolectaba energía suficiente para el funcionamiento adecuado de los dispositivos electrónicos, todo el sistema sencillamente no funcionaría. Durante el vuelo fue esto lo que sucedió precisamente. Se expone un análisis de estos resultados en la sección VII. Análisis de resultados.

G. Módulo de software de tierra

1. Momento de la conexión entre contenedor y software de control en tierra.

El contenedor no enviaba paquetes al software en tierra al momento de establecer comunicación, este debía esperar un comando para iniciar con la transmisión. Con el fin de tener conocimiento sobre el estado de la conexión entre el contenedor y el software de control en tierra, el contenedor enviaba un mensaje indicando que sí poseía conexión. Al momento de recibir el mensaje, el software de control en tierra muestra en pantalla la hora en que se recibió la última confirmación de conexión lo cual permitía al equipo tener seguridad de que existiera comunicación entre el contenedor y la estación en tierra. En la Figura No. 216 se muestra una captura de pantalla que muestra la hora en que se logró establecer comunicación con el contenedor, esta fue a la 1 de la tarde con 18 minutos y 16 segundos, hora de Guatemala.

Figura No. 216. Hora de Conexión entre software de control en tierra y contenedor.



2. Paquetes recibidos durante el lanzamiento. Los datos presentados a continuación fueron recibidos por el software durante el ascenso y descenso del CanSat.

a. Carga útil. La carga útil no transmitió paquetes durante el vuelo, debido a esto el software generó gráficas en blanco.

Figura No. 217. Gráfica altura vs tiempo transmitidos por carga útil durante descenso.



Figura No. 218. Gráfica temperatura vs tiempo transmitidos por carga útil durante descenso

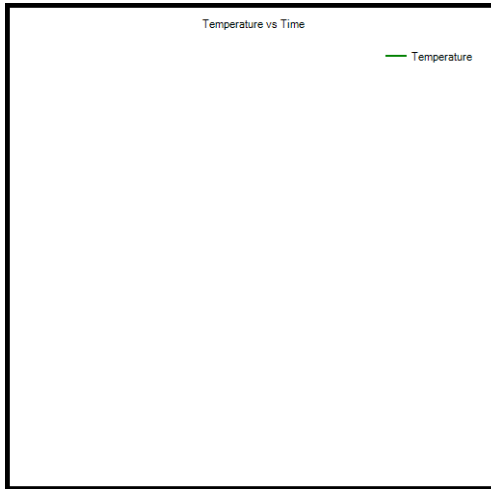


Figura No. 219. Gráfica voltaje transmitido por carga útil durante descenso.



Figura No. 220. Gráfica aceleración por eje vs tiempo transmitidos por carga útil durante descenso.



Figura No. 221. Gráfica ángulo eje X transmitido por carga útil durante descenso.

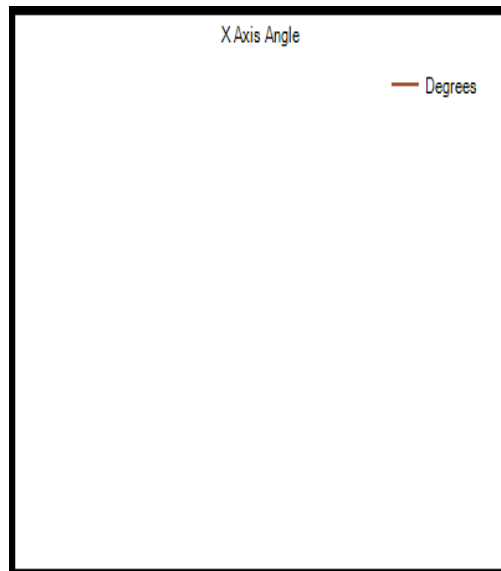


Figura No. 222. Gráfica ángulo eje Y transmitido por carga útil durante descenso.

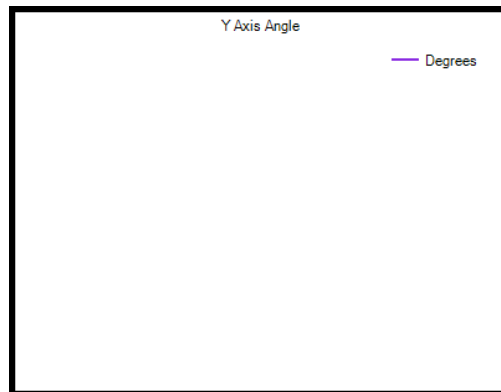


Figura No. 223. Gráfica ángulo eje Z transmitido por carga útil durante descenso.

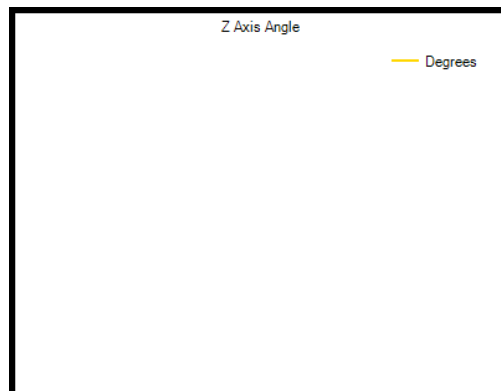
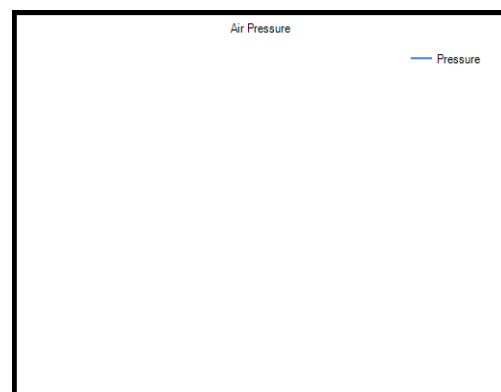


Figura No. 224. Gráfica presión del aire vs tiempo transmitidos por carga útil durante descenso.



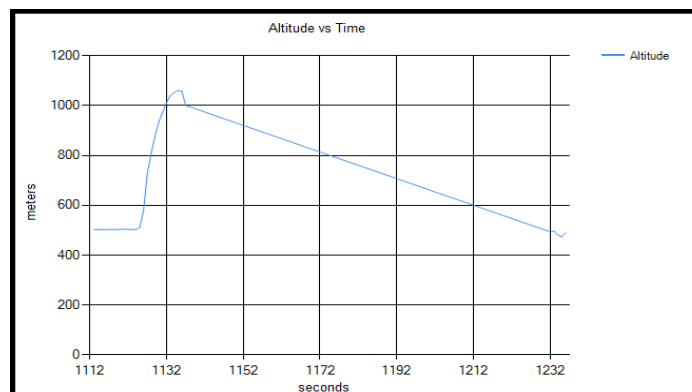
b. **Contenedor.** Durante el vuelo, el software recibió un total de 30 paquetes con datos provenientes del contenedor, a partir de estos datos se pudo determinar que la altitud máxima del contenedor fue de 1060.29 metros sobre el nivel del mar y que el tiempo de vuelo fue, aproximadamente, de 123 segundos.

A continuación se encuentra una tabla con una muestra de los paquetes transmitidos por el contenedor durante el vuelo. La gráfica mostrada en la Figura No. 228 es una representación de todos los datos de altitud del contenedor transmitidos durante el vuelo.

Cuadro No. 110. Paquetes del contenedor recibos durante el vuelo.

Número de equipo	Número de paquete transmitido	Tiempo encendido (s)	Altitud (m)
2653	1	1113	502.59
2653	2	1114	502.94
2653	3	1115	503.12
2653	4	1116	502.24
2653	5	1117	503.56
2653	6	1118	502.94
2653	7	1119	503.38
2653	8	1120	503.21
2653	9	1121	504.87
2653	10	1122	503.64

Figura No. 225. Gráfica altitud vs tiempo transmitidos por contenedor durante descenso.



3. Paquetes recibidos luego de la caída. Estos paquetes fueron recibidos por el software desde el momento en que el CanSat terminó su descenso hasta que el equipo lo recuperó y fue llevado al área de trabajo que se le fue asignada.

a. Carga útil. Luego de la caída, el software recibió un total de 37 paquetes con datos provenientes de la carga, a partir de estos datos se pudo determinar que la altitud máxima de la carga útil fue de 1,272.82 metros sobre el nivel del mar; el tiempo de vuelo fue durante el cual transmitió paquetes fue, aproximadamente, de 36 segundos; el voltaje promedio durante la transmisión fue de 3.92 voltios; y la temperatura se mantuvo a 31 °C.

A continuación se encuentran dos tablas con una muestra de los paquetes transmitidos por la carga útil después de haber llegado a tierra. Las gráficas mostradas en las Figuras No. 229 a la 236 representan los datos obtenidos por medio de los sensores de la carga útil y que fueron transmitidos luego de la caída.

Cuadro No. 111. Primera parte de paquetes de la carga útil recibos luego de la caída.

Número de equipo	Número de paquete transmitido	Tiempo después de inicialización	Altitud (m)	Temperatura (°C)	Voltaje (v)
2653	6	1,850	1272.82	31	3.97
2653	7	1,851	505.22	31	2.77
2653	8	1,852	505.22	31	3.21
2653	9	1,853	505.48	31	2.59
2653	10	1,854	504.95	31	4.12
2653	11	1,855	504.69	31	4.11
2653	12	1,856	505.74	31	4.11
2653	13	1,857	505.48	31	4.10
2653	14	1,858	505.22	31	4.09
2653	15	1,859	506.00	31	4.09

Cuadro No. 112. Segunda parte de paquetes de la carga útil recibos luego de la caída.

Ángulo eje X (°)	Ángulo eje Y (°)	Ángulo eje Z (°)	Aceleración eje X (G)	Aceleración eje Y (G)	Aceleración eje Z (G)	Presión del aire (Pa)
-0.91	13.26	13.30	-0.02	0.29	1.23	86,942.00
18.39	3.73	18.79	0.34	0.07	1.02	95,402.00
19.80	-5.63	20.64	0.38	-0.11	1.05	95,402.00
9.98	-9.10	13.57	0.23	-0.21	1.29	95,399.00

Continuación Cuadro No. 112. Segunda parte de paquetes de la carga útil recibos luego de la caída

Ángulo eje X (°)	Ángulo eje Y (°)	Ángulo eje Z (°)	Aceleración eje X (G)	Aceleración eje Y (G)	Aceleración eje Z (G)	Presión del aire (Pa)
17.20	2.73	17.43	0.31	0.05	1.00	95,405.00
14.38	-4.93	15.24	0.26	-0.09	1.01	95,408.00
2.83	-4.72	5.51	0.06	-0.10	1.21	95,396.00
9.42	8.95	13.05	0.20	0.19	1.19	95,399.00
11.22	7.26	13.42	0.20	0.13	1.00	95,402.00
7.29	-9.39	11.92	0.14	-0.18	1.08	95,393.00

Figura No. 226. Gráfica altitud vs tiempo transmitidos por carga útil luego de caída.

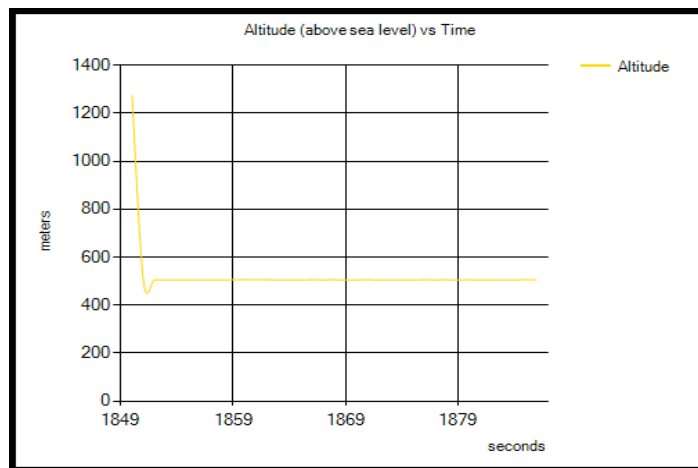


Figura No. 227. Gráfica temperatura vs tiempo transmitidos por carga útil luego de caída.

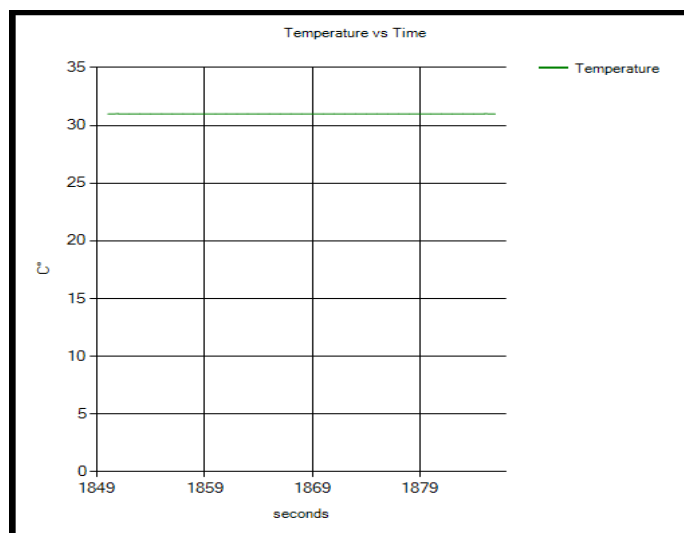


Figura No. 228. Gráfica voltaje transmitido por carga útil luego de caída.

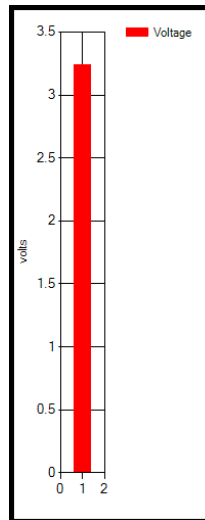


Figura No. 229. Gráfica aceleración de ejes vs tiempo transmitidos por carga útil luego de caída.

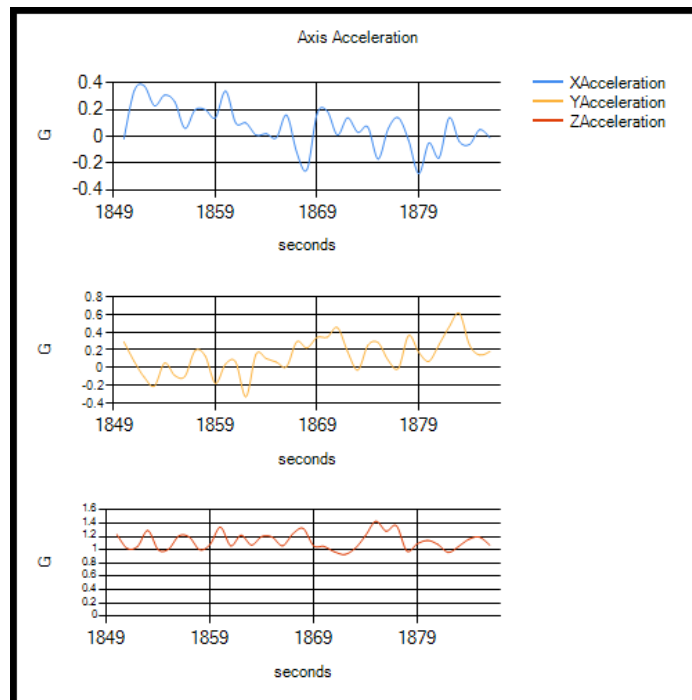


Figura No. 230. Gráfica ángulo eje X transmitido por carga útil luego de caída.

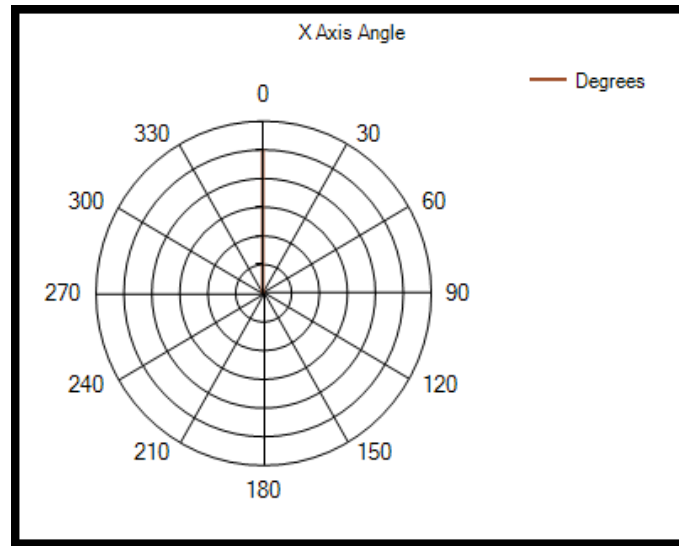


Figura No. 231. Gráfica ángulo eje Y transmitido por carga útil luego de caída.

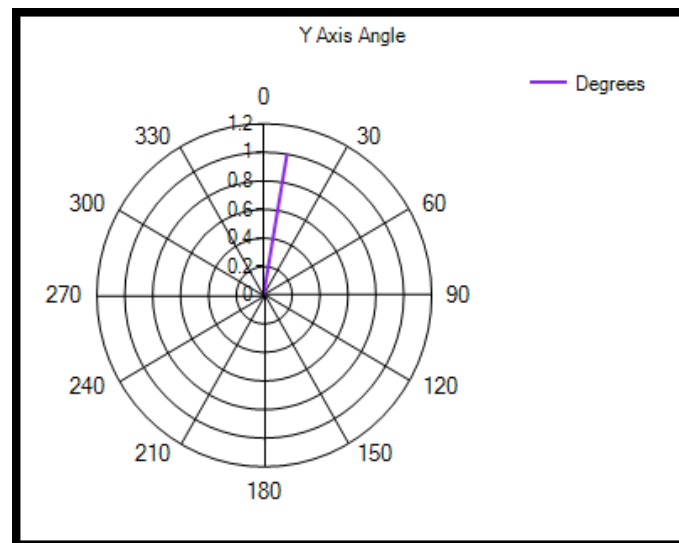


Figura No. 232. Gráfica ángulo eje Z transmitido por carga útil luego de caída.

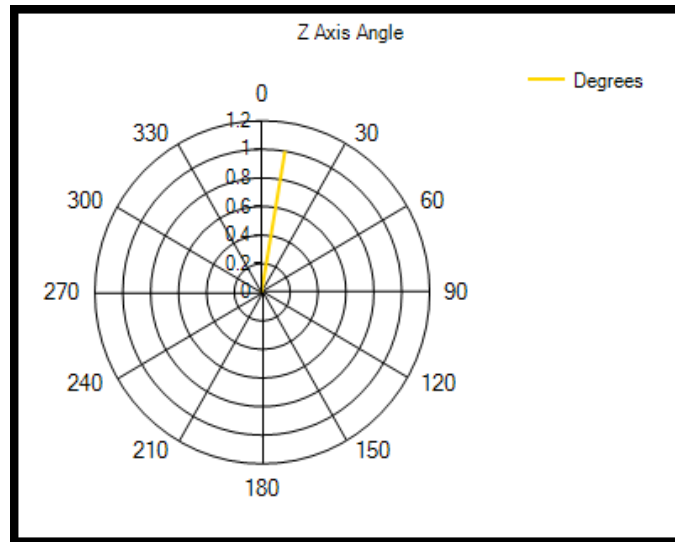
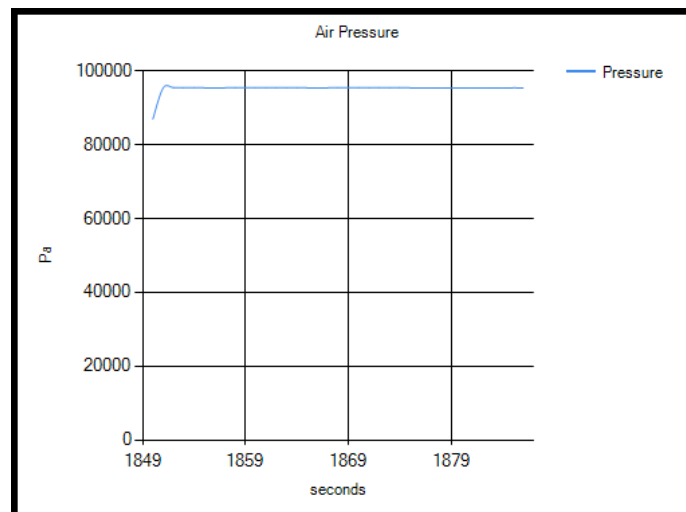


Figura No. 233. Gráfica presión del aire vs tiempo transmitidos por carga útil luego de caída.



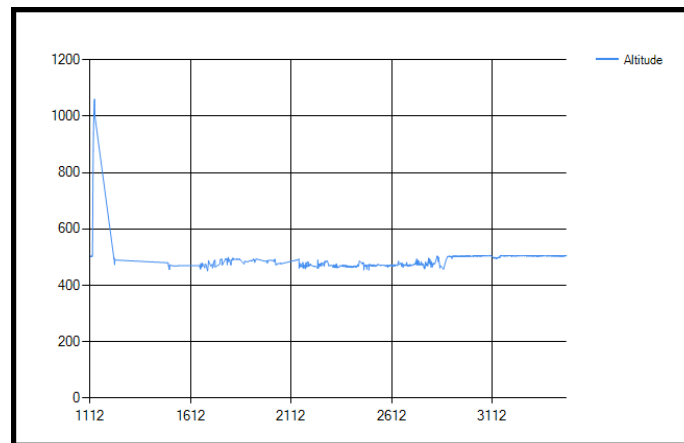
b. Contenedor. Luego de la caída, el software recibió un total de 1,096 paquetes con datos provenientes del contenedor adicionales a los que ya habían sido recibidos durante el vuelo, a partir de estos datos se pudo determinar que la altitud promedio del contenedor durante la recuperación del CanSat fue de 487.00 metros sobre el nivel del mar y que el tiempo que este permaneció encendido luego del vuelo fue, aproximadamente, de 1,979 segundos.

A continuación se encuentra una tabla con una muestra de los paquetes transmitidos por el contenedor después de caer a tierra. La gráfica mostrada en la Figura No. 237 es una representación de todos los datos de altitud del contenedor transmitidos durante el vuelo y después de la caída.

Cuadro No. 113. Paquetes del contenedor recibidos luego de la caída.

Número de equipo	Número de paquete transmitido	Tiempo encendido (s)	Altitud (m)
2653	120	1232	493.95
2653	121	1233	497.26
2653	122	1234	481.29
2653	123	1235	474.06
2653	124	1236	490.19
2653	389	1501	480.33
2653	390	1502	474.14
2653	391	1503	471.01
2653	392	1504	465.43
2653	393	1505	467.87

Figura No. 234. Gráfica altitud vs. tiempo transmitidos por contenedor luego de caída.



4. Paquetes almacenados en memoria. Los datos presentados a continuación, fueron obtenidos de la memoria de la carga útil y del contenedor.

a. Carga útil. Al haber recuperado el CanSat, fue posible obtener los datos almacenados en la memoria de la carga útil para su análisis. Estos mostraron que el software en vuelo almaceno un total de 138 paquetes con datos provenientes de los sensores de la carga útil, a partir de estos datos se pudo

determinar que la altitud máxima de la carga útil durante el vuelo y la recuperación del CanSat fue de 1,107.09 metros sobre el nivel del mar; el voltaje promedio durante la transmisión fue de 4.03 voltios; la temperatura máxima fue de 31 °C y la mínima fue 25 °C. No fue posible determinar el tiempo de la misión ya que el dato almacenado en memoria era corrupto.

A continuación se encuentran dos tablas con una muestra de los paquetes obtenidos de la memoria que se encontraba dentro de la carga útil. Las gráficas mostradas en las Figuras No. 238 a la No. 245 representan los datos obtenidos por medio de los sensores de la carga útil y que fueron almacenados en la memoria.

Cuadro No. 114. Primera parte de paquetes almacenados en memoria de la carga útil.

Número de equipo	Número de paquete transmitido	Tiempo después de inicialización	Altitud (m)	Temperatura (°C)	Voltaje (v)
2653	2	16	1,107.09	25	4.16
2653	3	17	486.79	25	0.01
2653	4	2,378	661.03	32	3.81
2653	5	2,378	479.55	31	3.76
2653	6	2,378	514.14	31	3.97
2653	7	2,378	505.22	31	2.77
2653	8	2,378	505.22	31	3.21
2653	9	2,378	505.48	31	2.59
2653	10	2,378	504.95	31	4.12
2653	11	2,378	504.69	31	4.11

Cuadro No. 115. Segunda parte de paquetes almacenados en memoria de la carga útil.

Ángulo Eje X (°)	Ángulo Eje Y (°)	Ángulo Eje Z (°)	Aceleración Eje X (G)	Aceleración Eje Y (G)	Aceleración Eje Z (G)	Presión (Pa)
0.00	0.48	0.48	0.00	0.01	1.19	88,715.00
-0.96	-0.48	1.08	-0.02	-0.01	1.19	95,613.00
-5.62	-78.20	79.66	-0.12	-1.20	0.22	93,633.00
3.39	0.97	3.53	0.07	0.02	1.18	95,696.00
-0.91	13.26	13.30	-0.02	0.29	1.23	95,300.00
18.39	3.73	18.79	0.34	0.07	1.02	95,402.00
19.80	-5.63	20.64	0.38	-0.11	1.05	95,402.00
9.98	-9.10	13.57	0.23	-0.21	1.29	95,399.00
17.20	2.73	17.43	0.31	0.05	1.00	95,405.00
14.38	-4.93	15.24	0.26	-0.09	1.01	95,408.00

Figura No. 235. Gráfica altitud vs tiempo almacenados en memoria de carga útil.

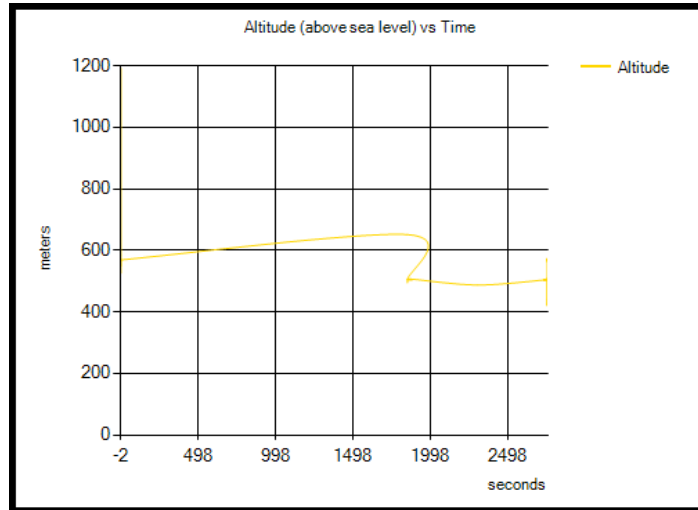


Figura No. 236. Gráfica temperatura vs tiempo almacenados en memoria de carga útil.

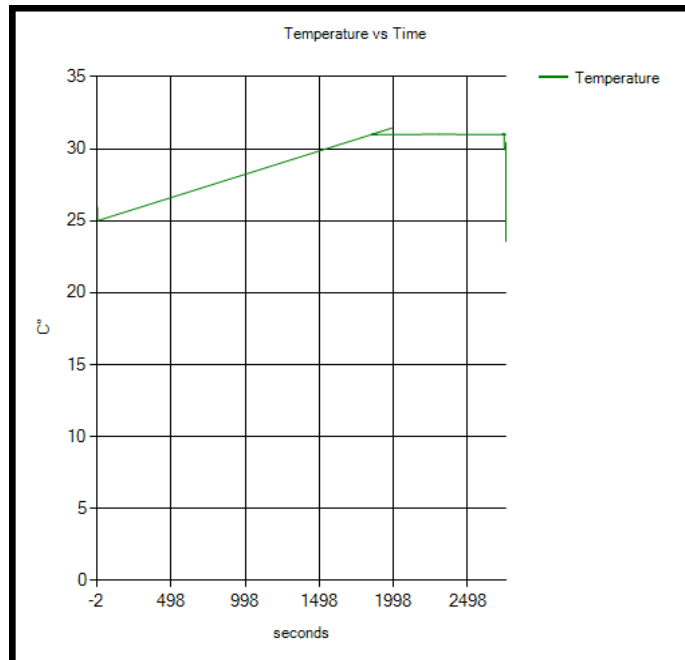


Figura No. 237. Gráfica voltaje almacenado en memoria de carga útil.

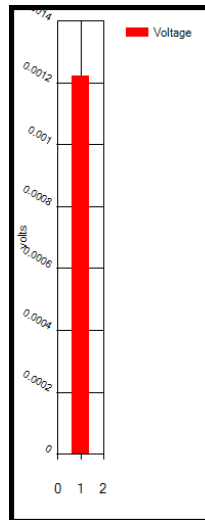


Figura No.238. Gráfica aceleración en ejes vs tiempo almacenados en memoria de carga útil.

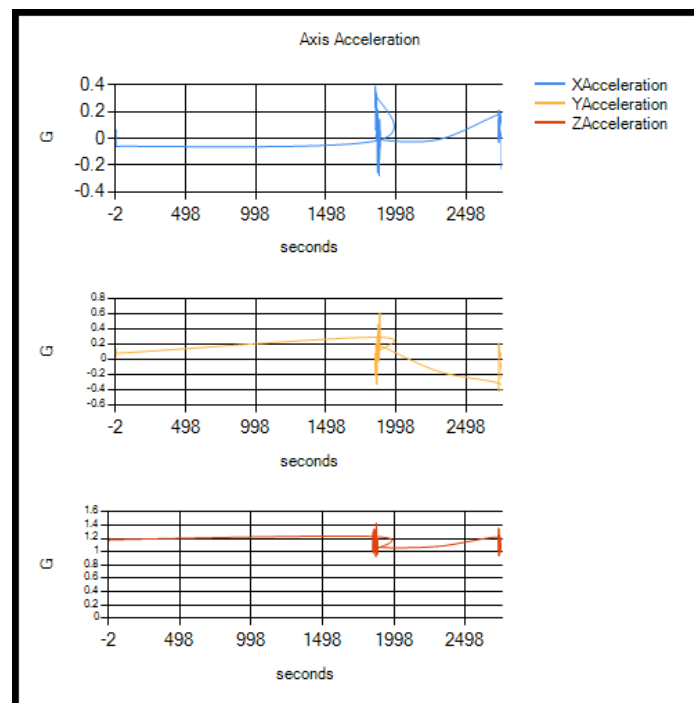


Figura No. 239. Gráfica ángulo en eje X almacenado en memoria de carga útil.

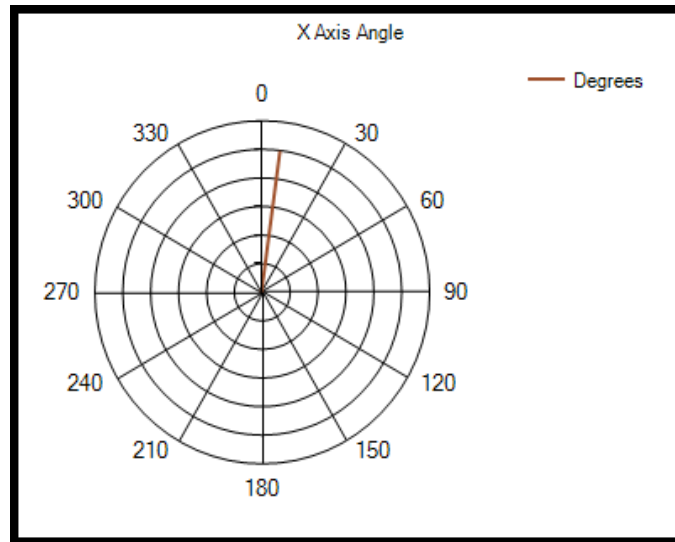


Figura No. 240. Gráfica ángulo en eje Y almacenado en memoria de carga útil.

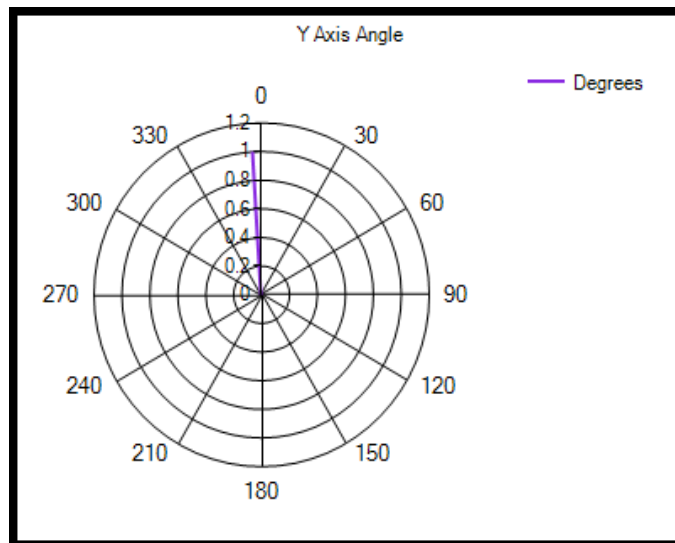


Figura No. 241. Gráfica ángulo en eje Z almacenado en memoria de carga útil.

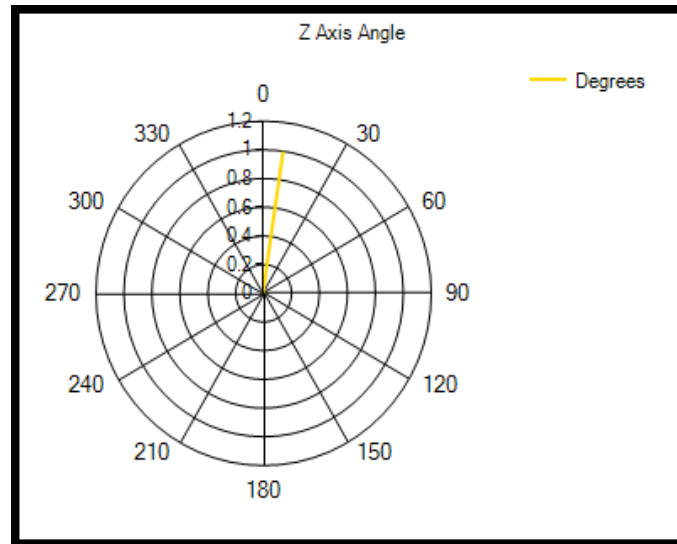
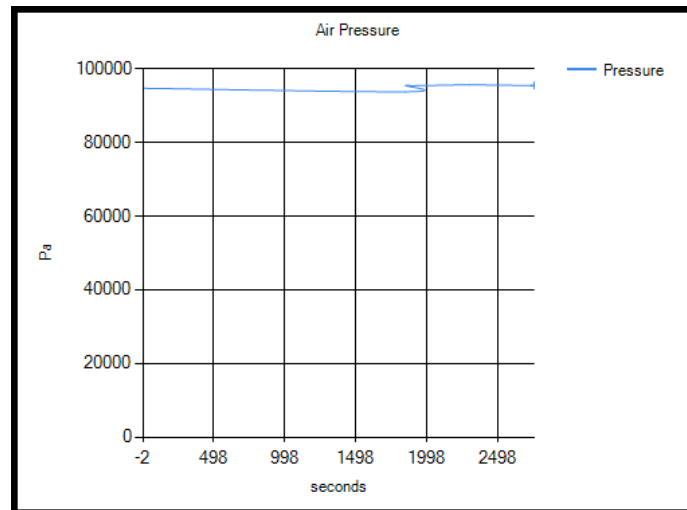


Figura No. 242. Gráfica presión de aire vs tiempo almacenado en memoria de carga útil.



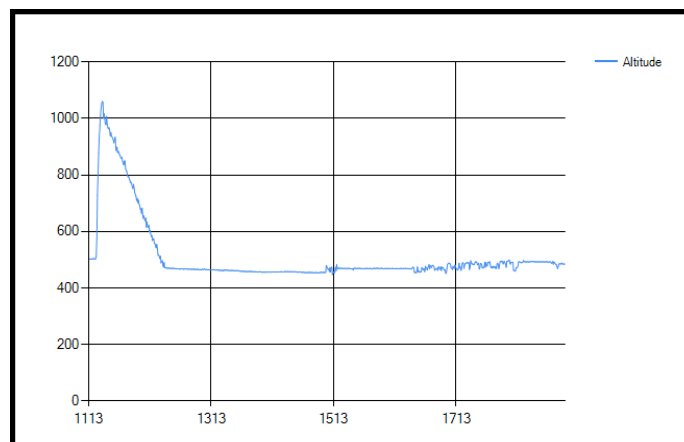
b. Contenedor. Al haber recuperado el CanSat, fue posible obtener los datos almacenados en la memoria del contenedor para su análisis. Estos mostraron que el software de vuelo almacenó un total de 778 paquetes con datos provenientes de los sensores del contenedor, a partir de estos datos se pudo determinar que la altitud máxima de la carga útil durante el vuelo y la recuperación del CanSat fue de 1,060.79 segundos metros sobre el nivel del mar y el tiempo de misión fue, aproximadamente, de 777.

A continuación se encuentra una tabla con una muestra de los paquetes obtenidos de la memoria que se encontraba dentro del contenedor. La gráfica mostrada en la Figura No. 246 es una representación de todos los datos de altitud del contenedor almacenados en memoria durante el vuelo y después de la caída.

Cuadro No. 116. Paquetes almacenados en memoria del contenedor.

Número de equipo	Número de paquete transmitido	Tiempo encendido (s)	Altitud (m)
2653	2	1,114.00	502.94
2653	3	1,115.00	503.12
2653	4	1,116.00	502.24
2653	5	1,117.00	503.56
2653	6	1,118.00	502.94
2653	7	1,119.00	503.38
2653	8	1,120.00	503.21
2653	9	1,121.00	504.87
2653	10	1,122.00	503.64
2653	11	1,123.00	503.03

Figura No. 243. Gráfica altitud vs tiempo almacenado en memoria de contenedor.



VII. ANÁLISIS DE RESULTADOS

A. Módulo de estructura

1. Pruebas de separación. El proceso de pruebas para el mecanismo de separación validó el funcionamiento del mismo. En todas las pruebas efectuadas la carga útil se separó del contenedor. En las primeras pruebas donde el contenedor fue posicionado sobre una mesa, se pudo notar que el torque del servomotor era el suficiente para funcionar adecuadamente. Durante estas diez pruebas el servomotor funcionó como se esperaba, es decir la liberación de la carga útil ocurría sin que el servomotor presentara algún tipo de problema en su funcionamiento.

Los resultados de las 10 pruebas en las que se dejaba caer la carga útil, después de haberse liberado del contenedor proporcionaron retroalimentación importante sobre la geometría del mecanismo de separación. El mecanismo de separación fue diseñado con el objetivo de evitar que la rotación del brazo del servomotor generara una rotación indeseada de la carga útil al momento de separarse del contenedor. En todas las pruebas se pudo observar que la liberación de la carga útil no generaba ningún movimiento de rotación de la misma con respecto a su eje axial. Por lo que la longitud de las barras roscadas tipo A era la adecuada para ingresar en los dos agujeros en el contenedor destinados para éstas. Además, se pudo determinar que las barras roscadas podían moverse libremente por los agujeros destinados para éstas en el contenedor, sin representar un posible factor de fallo del mecanismo de separación.

2. Sistema de protección para un huevo de gallina. Las pruebas para el sistema de protección del huevo de gallina originalmente seleccionado proporcionaron importante retroalimentación. Se puede observar en la Figura No. 162 que el porcentaje de éxito del sistema es de 37%, lo cual se considera bastante bajo, dada la importancia de este sistema para el éxito del picosatélite en total. Para asegurar el sistema de protección para el huevo en esta configuración, era necesario amarrar los dos globos a una estructura externa. Amarrar los globos generaba un factor de incertidumbre muy grande, ya que a pesar de que al amarrar los globos se siguiera un procedimiento, no es posible para una persona cuantificar la fuerza a la cual hace un nudo. Además el espacio disponible para mover los dedos y manos al realizar el nudo era bastante reducido, lo que ocasionaba que no se pudiera controlar con totalidad la forma en la que se realizaban los nudos.

Se decidió descartar este sistema de protección debido a que los resultados obtenidos en las pruebas no reflejaban un alto porcentaje de éxito, más bien en la mayoría de las pruebas los huevos utilizados se quebraron. Por esta razón fue necesario improvisar un nuevo sistema de protección para el huevo de gallina.

Las pruebas realizadas con el sistema de protección para un huevo utilizando plástico de burbujas proporcionaron un porcentaje de éxito muy bajo. Como se puede ver en la Figura No. 168, el porcentaje de éxito para este sistema de protección fue de 30%. Por esta razón se decidió descartar por completo la posibilidad de utilizar plástico de burbujas como sistema de protección para el huevo. Al analizar los resultados de dichas pruebas y el motivo de la baja confiabilidad obtenida, se puede notar que en todas las pruebas la cantidad de plástico de burbujas utilizada era la misma y el procedimiento de ensamble también. El motivo de fallo para este sistema de protección se encuentra en la cantidad de plástico de burbujas utilizada. Debido a que el huevo después de ser forrado con el plástico de burbujas debía ser insertado en un recipiente de 92.00 mm y 95.00 mm de altura, que sería utilizado para fijar este sistema a la carga útil, no se podía utilizar una cantidad mayor de plástico de burbujas. La cantidad de plástico de burbujas utilizada en estas pruebas (12 tiras de 25.00 por 305.00 milímetros) era la máxima posible para hacer que dicho sistema cupiera en el recipiente antes mencionado.

Tanto la estructura de la carga útil, como la del contenedor ya habían sido dimensionadas y también los distintos sistemas dependientes de éstas (sistemas de descenso y tarjetas impresas de circuitos electrónicos) al momento de realizar estas pruebas, por lo que se decidió descartar este sistema, ya que por conveniencia y tiempo no era práctico redimensionar la estructura para aumentar el volumen disponible para añadir más capas de plástico de burbujas. Cualquier iteración de diseño para implementar este sistema sería sobre el mismo, es decir disminuyendo la cantidad de plástico de burbujas utilizada, lo que ocasionaría que el sistema fuera aún menos efectivo.

El sistema de protección para un huevo de gallina que utilizaba poliuretano fue probado inicialmente en 35 ocasiones. Como se puede ver en el Cuadro No. 83, de las 35 pruebas efectuadas, el huevo sobrevivió un total de 30 pruebas, obteniendo un porcentaje de aciertos de 86%. Sin embargo, las pruebas en las que el huevo no sobrevivió proporcionaron importante retroalimentación para realizar iteraciones al sistema. En dos de las veces que el huevo se quebró, éste sobrevivió el impacto inicial, sin embargo al intentar remover el poliuretano que se había pegado a la cáscara, utilizando una cuchilla el huevo se quebró. Para evitar que el huevo se quebrara por este motivo se decidió utilizar una bolsa plástica para cubrir el huevo y un pedazo pequeño de tape para sellar la bolsa. Esta iteración resultó efectiva debido a que en el resto de pruebas realizadas primero se extraía el huevo forrado con la bolsa y utilizando tijeras se cortaba la bolsa y se extraía el huevo intacto, sin poliuretano pegado a la cáscara.

Las otras tres pruebas en las cuales se quebró el huevo proporcionaron importante realimentación en concepto del tiempo que tardaba la espuma de poliuretano en fraguar. Durante las primeras pruebas realizadas se dejó fraguar la espuma durante un periodo de 2 horas y 30 minutos. Debido a que al momento de realizar estas pruebas, no se tenía conocimiento sobre el tiempo de fraguado de la espuma de poliuretano en la competencia, en las siguientes pruebas se modificó la cantidad de tiempo que se dejaba fraguando. Estas se hicieron con un tiempo de fraguado de 2 horas, obteniendo 5 aciertos de 5 intentos. Lo que

significaba que el huevo si sobreviviría el impacto en caso de dejar fraguar la espuma de poliuretano por 2 horas. Para el siguiente grupo de pruebas el tiempo de fraguado se redujo a 1 hora con 30 minutos. En 3 de las 5 pruebas los huevos sufrieron rajaduras o se quebraron, por lo que se llegó a la conclusión que el tiempo mínimo aceptable para dejar fraguar la espuma de poliuretano era de 2 horas. Adicional a estas pruebas se realizaron pruebas en las que la espuma de poliuretano se dejó secar por 3 horas o más. En todas estas pruebas el huevo sobrevivió el impacto.

Después de estas pruebas se incrementó la altura inicial de las mismas a 12 metros, y el tiempo de fraguado se estableció en 2 horas y media. Bajo estas circunstancias fueron realizadas 5 pruebas, en las cuales el huevo sobrevivió sin rajaduras. Así mismo, En la prueba integrada desde una altura de 52 metros, el tiempo de fraguado para la espuma de poliuretano fue de 2 horas y el huevo no se quebró. Estos resultados avalan el correcto desempeño de la espuma de poliuretano como sistema de protección para el huevo, cuando se dispone de un tiempo de fraguado mayor a 2 horas. En total fueron realizadas 41 pruebas de supervivencia del huevo con 36 resultados exitosos y 5 fracasos, para un porcentaje de efectividad de 88%. Al considerar solamente las pruebas en las que el poliuretano se dejó secar por más de dos horas la efectividad del sistema aumentó a 93%.

3. Pruebas de impacto. Los resultados de las pruebas de impacto tanto para la carga útil como para el contenedor demuestran que para velocidades de impacto de hasta 12 metros por segundo la estructura de ambos era capaz de soportar el impacto del aterrizaje. En dichas pruebas se pudo observar que los elementos estructurales no sufrían ninguna deformación permanente o ruptura. Esto valida los cálculos realizados del esfuerzo estructural. Con base a los resultados de estas pruebas se esperaba que los elementos estructurales no se deformaran durante la misión.

4. Pruebas de ubicación del centro de gravedad. Los resultados de las pruebas de ubicación del centro de gravedad proporcionaron importante realimentación sobre este tema. En las 30 pruebas realizadas se pudo observar que la ubicación del centro de gravedad tanto de la carga útil como del contenedor era la apropiada para hacer que ambos elementos descendieran de manera apropiada, con la parte inferior de los mismos orientada hacia abajo y los sistemas de descenso en la parte superior de ambos.

Como se puede ver en el Cuadro No. 63 el centro de gravedad del contenedor estaba ubicado a 190.49 milímetros referenciados desde la base del mismo. Este valor resulta ser crítico, ya si el centro de gravedad se encontraba ubicado por sobre el centro geométrico del mismo, existía un riesgo de que el contenedor se volteara verticalmente, ocasionando el impedimento del funcionamiento del sistema de control de descenso del mismo. Los resultados de las pruebas de la ubicación del centro de gravedad establecen que a pesar de que el centro de gravedad este ubicado por sobre el centro geométrico, el contenedor siempre descendía de manera correcta. Esto se debe a que el centro de gravedad para el

contenedor fue calculado incluyendo la masa del paracaídas ubicado en la sección superior del contenedor. Al dejar caer el contenedor, debido a su funcionamiento, el paracaídas se separaba del contenedor en todas las pruebas. Al separarse el paracaídas, se extendía, aumentando significativamente las dimensiones totales del conjunto contenedor – sistema de descenso. En esta nueva configuración, con el paracaídas extendido, el centro de gravedad se volvía a ubicar por debajo del centro volumétrico del conjunto contenedor - sistema de descenso, lo que ocasionaba que el descenso del contenedor se diera con la parte inferior orientada hacia abajo, tal como se tenía previsto.

En las pruebas en que la carga útil se dejó caer unida al contenedor, se observó que independientemente de la rotación inicial de la caída, el centro de gravedad siempre se posicionaba en la parte inferior de ambos elementos, haciendo que estos descendieran adecuadamente. El centro de gravedad de ambos elementos tenía mayor importancia al principio de la caída. En los primeros instantes de la caída libre, en que el paracaídas del contenedor aún no terminaba de desplegarse, el contenedor rotaba hacia su parte inferior, lo que ocasionaba que el paracaídas se desplegara. Como se mencionó anteriormente, una vez desplegado el paracaídas el descenso era estable, lo que proporcionaba las condiciones óptimas para que la carga útil pudiera ser liberada del contenedor.

En la Figura No. 44 se puede observar que la ubicación del centro de gravedad de la carga útil con el sistema de descenso en configuración abierta se ubica muy cerca del centro volumétrico de la misma. Este era el centro de gravedad más importante de todos ya que después de la separación de la carga útil con respecto al contenedor, era necesario que esta descendiera de manera apropiada para poder recolectar energía del ambiente, así como también controlar la velocidad de descenso. Los resultados de las pruebas de ubicación del centro de gravedad para esta configuración obtenidos fueron satisfactorios. En todas las pruebas en que la carga útil era liberada en caída libre con el sistema de descenso en posición abierta, la misma descendía de manera apropiada, sin darse vuelta verticalmente. En algunas de estas pruebas la carga útil fue dejada caer con la parte inferior de la misma orientada hacia arriba. Durante el descenso se pudo observar que ésta rotaba verticalmente para orientar su centro de gravedad en la parte inferior, tal como se esperaba que se desempeñara según la ubicación del centro de gravedad.

5. Competencia. El día del lanzamiento, el huevo fue proporcionado a las 10 y media de la mañana, hora a la cual se empezó a ensamblar el sistema de protección para el huevo. La masa del huevo fue medida utilizando una balanza antes de la entrega, reportando un valor de 63 gramos. El proceso de ensamble duró 10 minutos, lo que significa que se contaba con un tiempo de fraguado de aproximadamente 4 horas. El picosatélite fue entregado a los jueces a las 11 con 46 minutos de la mañana. Al momento de entregarlo se pesó en una balanza y se obtuvo una masa de 662 gramos, que incluían la masa del huevo. Al hacer la substracción se obtuvo una masa de 599 gramos para el picosatélite, lo que la ubica dentro del rango de aceptación establecido como requerimiento de la competencia.

Figura No. 244. Hoja de chequeo de los jueces previo al vuelo.

Team #	Input	Score	Max Score	Comments
2653				
Egg # 123				
Pre-Launch				
Cansat Mass +/- 10 grams 63g 65g	<input checked="" type="checkbox"/> Y/N		50	599
Payload section Fit Check	<input checked="" type="checkbox"/> Y/N		50	
Antenna > 3.5m	<input checked="" type="checkbox"/> Y/N		10	>12'
Launch and Descent				
Submitted on time	<input checked="" type="checkbox"/> Y/N		100	11:46
Cansat deployed	<input type="checkbox"/> Y/N		20	
Payload released	<input type="checkbox"/> Y/N		20	
Passive descent deployed	<input type="checkbox"/> Y/N		5	
Environmental power	<input type="checkbox"/> Y/N		5	

Este dato difiere por 4 gramos al valor calculado en el presupuesto de masa, debido a las modificaciones sugeridas por los jueces.

El lanzamiento del cohete que contenía el picosatélite fue realizado 3 de la tarde. Durante el vuelo de descenso se pudo observar la separación del contenedor y la carga útil. Se confirmó que dicha separación se dio a 497 metros de altura, lo que significa que el mecanismo de separación funcionó correctamente.

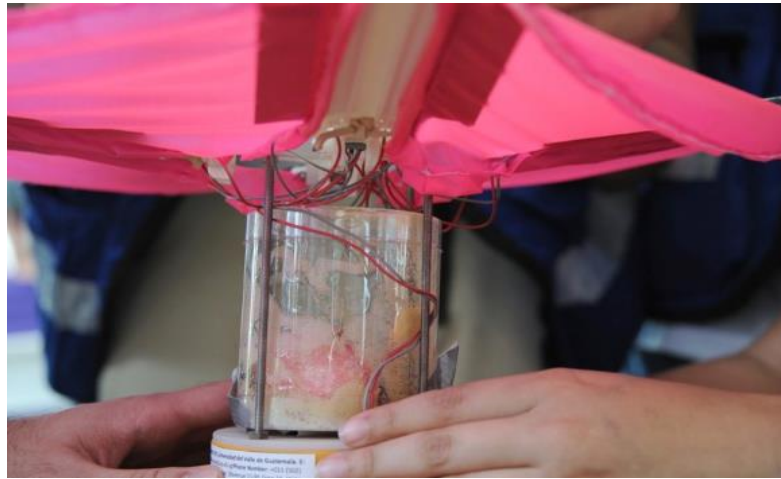
Después del aterrizaje, los jueces de campo indicaron que la carga útil aterrizó con la placa inferior orientado hacia abajo, lo que significa que el descenso de esta ocurrió en forma ideal. El contenedor fue entregado por vecinos del lugar que no dieron importancia a su posición de aterrizaje, sin embargo se pudo ver en fotografías tomadas durante el vuelo, que este también descendió en forma ideal. Estos resultados validan la ubicación del centro de gravedad tanto para la carga útil como para el contenedor.

Figura No. 245. Estado de la carga útil después del aterrizaje.



Al momento de recoger tanto la carga útil como el contenedor, se verificó que la configuración geométrica de ambos permanecía intacta. Ambos elementos fueron llevados a la estación en tierra, donde comprobó que ningún elemento estructural se había fracturado o deformado. Cuando se inspeccionó el estado del contenedor del huevo, antes de abrirlo, se logró visualizar que la espuma de poliuretano no había funcionado como se esperaba. La mayoría de la espuma en vez de fraguar se había transformado en un líquido viscoso, depositado en el fondo del contenedor del huevo.

Figura No. 246. Compartimiento del huevo después del aterrizaje.



Al abrir el recipiente del huevo y remover la tapa superior, el huevo aún conservaba su forma original, pero al sacarlo dicho recipiente se podía percibir que tenía una rajadura en uno de sus lados. Esta rajadura era considerada suficiente como para reportar que el huevo no sobrevivió el impacto.

Al analizar el motivo del fallo se llega a la conclusión que la espuma utilizada no tenía las propiedades químicas adecuadas, con las que se había realizado el proceso de pruebas. Se dispuso de un tiempo de secado de aproximadamente 4 horas, tiempo suficiente para que la espuma cumpliera su función, según las pruebas realizadas. El contenedor del huevo soportó el aterrizaje sin ninguna deformación. Esto deja como único elemento de falla a la espuma de poliuretano.

El proceso de pruebas se llevó a cabo desconociendo las propiedades químicas de la espuma de poliuretano utilizada en las mismas. El sistema de protección para un huevo de gallina utilizado para la competencia fue improvisado, ya que los resultados obtenidos para el sistema de protección seleccionado (dos globos y plástico de burbujas) no proporcionaban confiabilidad sobre el mismo. Por lo que no se dispuso de una cantidad de tiempo adecuada para investigar las propiedades químicas que afectan el tiempo de fraguado del poliuretano y su capacidad de absorber la energía de impacto. Al variar la marca de poliuretano utilizada, estas propiedades químicas variaban, lo que generaba un alto factor de incertidumbre

muy alto sobre el correcto funcionamiento del sistema. Por lo que la principal razón para que la espuma de poliuretano fallara en proteger al huevo reside en la ignorancia de las propiedades químicas requeridas para la misma y la utilización de una espuma que no contaba con las propiedades químicas adecuadas.

B. Módulo de sistemas de descenso

1. Sistemas de descenso del contenedor. Todas las pruebas que se realizaron a las distintas alturas, se utilizaron como información estadística, con las que se pudo determinar el funcionamiento del paracaídas cruciforme. Durante el desarrollo de todas las pruebas el paracaídas cruciforme se desarrolló completamente. De igual forma se observó que las condiciones de las pruebas no fueron las óptimas para determinar la velocidad terminal de descenso. Toda la información presentada en las gráficas y en las tablas muestra que durante el descenso el contenedor no había alcanzado la velocidad terminal y continuaba acelerando.

Durante la competencia se obtuvo información de la velocidad de descenso, por medio de la recolección de telemetría. La velocidad de descenso antes de la separación fue de 35.42 m/s; el cual no cumple con el requerimiento de velocidad solicitado de 12m/s. Esto se debió a que el cohete en el que iba el CanSat no llegó al punto más alto de la trayectoria, el cual era aproximadamente de 670 metros sobre el nivel del suelo, como lo había establecido la competencia. El cohete únicamente llegó a 560 m. lo cual reduce la etapa de estabilización que tiene el paracaídas cruciforme para controlar el descenso del CanSat antes de que ocurra la liberación de la carga útil.

El lanzamiento se realizó aproximadamente a las 3 de la tarde del día sábado 14 de junio, las condiciones climatológicas de este día se presentan a detalle en el Anexo 2, y para la hora mencionada anteriormente son las siguientes: temperatura ambiente de 30 °C y una humedad relativa de 51%. Utilizando estos datos se calcula la densidad, la cual fue de 1.0797 kg/m^3 , valor obtenido de la carta psicométrica de ASHRAE. Debido a que el paracaídas cruciforme se diseñó utilizando una densidad de 1.184 kg/m^3 , se recalcula la velocidad de descenso utilizando la densidad correspondiente a las condiciones climatológicas.

Se recalculó la velocidad de descenso del CanSat por medio de la Ecuación No. 18, utilizando la masa real del CanSat, la cual fue de 660 gramos y la densidad de 1.0797 kg/m^3 . Si el CanSat hubiera alcanzado su velocidad terminal, la velocidad de descenso sería del 12.424 m/s, la cual es 0.53% menor que la que se calculó en la etapa de diseño del paracaídas cruciforme. Con el recalcu se determinó que para poder llegar a esta velocidad terminal, el contenedor debió recorrer una distancia de 77.66 metros en 3.97

segundos, y realmente en el lanzamiento el recorrido del contenedor fue de 63.39 m en 3.53 segundos; ninguna de las dos condiciones fue la óptima para poder llegar a la velocidad terminal de 12 m/s.

A pesar que el resultado de la velocidad terminal no fue el correcto, por medio de las imágenes tomadas durante la competencia, se pudo observar el desarrollo completo del paracaídas cruciforme. El paracaídas no colapsó en ningún momento y en el momento del aterrizaje todos los componentes estaban intactos. De esta forma se cumplió con los requerimientos de la competencia al soportar 16G's de aceleración y 30 G's de impacto.

2. Sistema de descenso de la carga útil. Como se mencionó anteriormente, no se obtuvo ninguna información de la telemetría de la carga útil debido que el módulo de energía -el cual estaba conformado por los paneles solares flexibles-, no fue capaz de recolectar la suficiente energía para transmitir los datos. A pesar de que se desconoce la velocidad de descenso, se puede establecer que al momento de recuperar la carga útil todos los componentes del sistema de membranas aerodinámicas estaban intactos. La carga útil no sufrió ningún tipo de deformación ni ruptura por medio del impacto.

Ya que no se presenta ningún daño estructural en la carga útil, se puede asegurar que el sistema de descenso de desplegó como se había diseñado. La implementación de los hules hizo posibles el despliegue inmediato y la estabilización de la carga útil. La prueba de que esto ocurrió está reflejada en la fotografía tomada durante la misión y su respectivo descenso, la cual se puede observar en la Figura No. 177. Es importante mencionar que el balanceo del sistema de membranas aerodinámicas fue el responsable de que no existiera suficiente recolección de energía solar por los paneles flexibles; esto se debe a que se había considerado que el efecto movimiento lateral de la carga útil no iba a afectar el desempeño de otros módulos. Sin embargo, como se pudo observar, aproximadamente la mitad de la misión estuvo en riesgo por el movimiento de planeación de las membranas aerodinámicas.

Se puede analizar que debido a las condiciones climatológicas la velocidad de descenso de la carga útil pudo variar con el dato calculado en el proceso de diseño. Se recalculó la velocidad de descenso con una densidad de 1.0797 kg/m^3 , debido a la temperatura y humedad relativa mencionada anteriormente. El resultado que se obtuvo fue un 4.7% mayor al calculado, por lo que la velocidad de descenso es de 10.50 m/s.

A pesar de no poder determinar la velocidad de descenso durante la competencia, se tienen los datos obtenidos durante las pruebas realizadas. En el Anexo No. 5, el intervalo de tiempo entre los segundos 1.4 y 1.6 se observó que la velocidad es cerca de 10 m/s. Al observar el video de la prueba del descenso se puede concluir que el intervalo de 1.4 y 1.6 segundos, las membranas aerodinámicas realizaban el

movimiento lateral. Esto refleja un comportamiento de un descenso controlado al igual que el que se observó durante la competencia.

C. Módulo de sistema de energía

Las pruebas se realizaron con el objetivo de seleccionar un sistema de recolección de energía, entre solar, eólico o una configuración entre ambos, que proporcione suficiente energía a un CanSat. El sistema debía proporcionar por lo menos, 1.5 V y 30mA, lo que se traduce a 0.045Watts de potencia. Para las pruebas realizadas de energía solar, se hizo uso de las celdas solares PowerFilm ® MP3-37 debido a su bajo peso y alta eficiencia y flexibilidad. Para las pruebas con energía eólicas se utilizó un Hymini, motores DC y un ventilador de 12VDC marca STEREN.

En relación a la energía solar, se tiene el Cuadro No. 90. Este cuadro nos muestra los resultados de las pruebas realizadas en un día nublado. Para su mejor comprensión, se tiene la Figura No. 179 y la Figura No. 180. En estas figuras se puede observar como en todos los casos, tanto el voltaje como la corriente, se ven afectados por el ángulo de incidencia del sol, así como que la peor de las configuraciones fue la Serie-Paralelo-Serie, que, a pesar de mostrar una alta estabilidad con respecto al ángulo del sol, los valores son demasiado bajos. Por otro lado, al observar las configuraciones en serie y el paralelo, vemos que ambas empiezan con valores muy parecidos, pero que es la configuración en paralelo, que termina por verse menos afectada por el ángulo de incidencia del sol. Por lo que para esta prueba, los mejores resultados se obtienen de la configuración en paralelo.

Ahora, se sabe de la capacidad de generar energía de las celdas solares se ve afectado por la irradiación solar, dependiendo de si ésta es alta o baja. Debido a esto, el análisis anterior se completa con el Cuadro No. 91, la Figura No. 181 y la Figura No. 182. Nuevamente, estas gráficas concuerdan en que las celdas solares se ven afectadas por el ángulo de incidencia del sol, pero que es la configuración en paralelo la que puede dar los mejores resultados. Es interesante observar, que en este caso, la configuración que obtuvo los peores resultados fue la configuración en serie, esto se debe a que la configuración Paralelo-Serie-Paralelo, obtiene mejores beneficios del sol debido a sus acciones que incluyen configuración en paralelo. Por lo que las configuraciones en paralelo se ven más afectadas por la irradiación solar que las configuraciones en serie, a pesar de esto, entregan una mayor corriente y voltaje en cualquier caso. Con lo anterior se demuestra que la configuración en paralelo es la más efectiva, por mostrar las mejores características en días nublados y despejados y se ve afectado, en relación al ángulo de incidencia del sol, en igual manera que las otras dos configuraciones.

Con lo anterior, se debe encontrar la eficiencia de los paneles con esta configuración, así como predecir el comportamiento del sistema de recolección de energía en la competencia. Los resultados en

relación a la eficiencia podemos observarlos en el Cuadro No. 92. Esta prueba nos demuestra que los paneles solares tienen una eficiencia relativamente alta, de un 11%, lo cual difiere del 5% mostrado por el fabricante. Esto se puede deber a muchos factores, como que se utilizaron 8 paneles para realizar la prueba o los elementos electrónicos que consumen energía (los diodos). Sin embargo, el principal factor, sería que, según la investigación realizada por Gustavo Barrera, el INSIVUMEH utiliza un Piranómetro Termoeléctrico (Barrera, 2013), el cual muestra los datos de irradiación solar sobre la superficie de la Tierra, pero la prueba se realizó dirigiendo los paneles hacia el sol, mejorando así, la cantidad de sol que incide sobre los paneles y, por lo tanto, la eficiencia mostrada en la prueba.

Continuando con el Cuadro No. 93, este nos muestra la predicción del comportamiento de los paneles en Abilene Texas, donde se lleva a cabo la competencia. Utilizando un 11% de eficiencia de los paneles, vemos que se tiene 10.89mAh, lo cual supera los 0.9mAh necesarios para enviar los 300 paquetes. Además, se tienen disponibles 0.184W de potencia, que es mayor a los 0.045W requeridos por la carga útil. Este es un caso teórico y muy controlado, donde los paneles deben estar en dirección hacia el sol.

Sin embargo, se tiene la prueba integrada como prueba de que los paneles solares sí pueden alimentar a los sistemas electrónicos. Esto porque un día antes de la competencia, se realizó una prueba de comunicación completa y controlada, como se describe en la metodología, utilizando los paneles solares como única fuente de energía para la carga útil, dirigiendo los paneles solares siempre hacia arriba. El resultado fue satisfactorio ya que se logró enviar la información hacia la base en tierra y, luego de tapar de la luz solar a los paneles y luego exponerlos a la luz solar, lograron enviar la información, demostrando su funcionalidad incluso cuando se necesita recolectar suficiente energía para el encendido de los elementos electrónicos, que es el momento donde se dan los picos de voltaje y energía. Por otro lado, esta fue una prueba controlada en el sentido del ángulo con respecto al sol, ya que se mantuvo los paneles hacia arriba, y sin movimiento. Es decir, no apuntando hacia el sol, pero sin ninguna variación en el ángulo de inclinación de los paneles, para poder predecir su comportamiento el día de la competencia, cuando cayera sin más control que el sistema pasivo de descenso.

Es por esto que se presenta el Cuadro No. 94. Este cuadro predice si la carga útil tendrá la posibilidad de recolectar y enviar la información cuando los paneles de la carga útil varíen su ángulo de incidencia del sol. Como se puede ver, del rango de ángulos de inclinación de los paneles solares, son funcionales para un 75% y no funcionales para un 26% de los casos, considerando paneles solares con 11% de eficiencia, resultados similares se obtienen en el caso de la energía donde 71% de los casos muestra suficiente recolección de energía, mientras que para un 21% de los casos no se obtiene suficiente energía. Debido a que este dato está sobre estimado, nos ayuda a saber que sí se puede proporcionar suficiente energía incluso en los picos de voltaje y corriente. Esto quiere decir que si los paneles solares se inclinan más de 45 grados, a favor de las agujas del reloj y en contra del sol, los paneles no podrán proporcionar suficiente energía a la carga útil, pero que son funcionales debajo de 45 grados.

Sin embargo, el análisis anterior se realiza bajo la suposición de que la cantidad de irradiación solar incide en los paneles solares, cambia en un porcentaje igual al coseno del ángulo de incidencia, según los datos del fabricante. Pero si se analiza esta suposición con los datos obtenidos experimentalmente se obtienen los siguientes resultados.

Cuadro No. 117. Comprobación de coseno del ángulo de incidencia como factor de la irradiación con respecto al ángulo.

Carga de 10 Ohms	Potencia- configuración paralelo			
	Angulo (grados)	Teórico	Experimental	Diferencia
	0	0.319	0.319	0.0%
	15	0.308	0.308	-0.1%
	30	0.276	0.286	-3.5%
	45	0.225	0.155	31.3%
	60	0.159	0.110	30.8%

En este cuadro, la columna teórica es la potencia alcanzada experimentalmente al dirigir los paneles al sol multiplicado por el coseno del ángulo de incidencia del sol, mientras que el caso experimental, considera los valores obtenidos estrictamente por las pruebas realizadas mostrados en el Cuadro No. 91 para el caso de día despejado con configuración en paralelo.

Como se puede observar, el caso teórico se acerca a la realidad, aproximadamente hasta los 30 grados, pero tiene diferencias muy altas de los 45 grados en adelante. Esto demuestra que esa suposición no es tan confiable y esto, junto al hecho de que la eficiencia es menor al 11% encontrado, puede hacer suponer que la carga útil no tendrá resultados tan positivos con ángulos de incidencia del sol que superen los 45 grados.

Desde otro punto de vista, si se mantiene alta la estabilidad de la carga útil, del Cuadro No. 93 vemos que tiene un buen comportamiento para un ángulo de incidencia de 30 grados, que es con la carga útil aproximadamente vertical y un buen comportamiento 30 grados arriba y 30 grados abajo, donde si se cumple la suposición del coseno del ángulo como factor de la irradiación solar, lo que demuestra que lo más importante para lograr que los paneles solares funcionen como sistema de recolección de energía para la carga útil es que ésta mantenga una alta estabilidad.

Al momento del lanzamiento en la competencia, la falta de energía fue la causante de que los sensores, software de vuelo y comunicación de la carga útil no pudieran realizar sus funciones correctamente. Las pruebas demuestran que los paneles solares si pueden proporcionar suficiente energía y potencia pero que son altamente afectados por el ángulo de irradiación del sol. Es decir, la falta de

estabilidad de la carga útil al momento de caer provocó que los paneles solares no pudieran recolectar la energía necesaria para el funcionamiento de los demás dispositivos electrónicos

Dejando atrás la energía solar, se observa el Cuadro No. 95, la Figura No. 183 y la Figura No. 184. Como podemos ver, la turbina tiene mejores condiciones conforme se mejora la velocidad del viento. Las velocidades probadas son de acuerdo a la velocidad aproximada a la que cae la carga útil. Como podemos ver en las figuras, tanto la corriente y el voltaje se mantienen aproximadamente constantes con el cambio de inclinación, es decir, el ángulo de incidencia del viento, este hecho también puede comprobarse gracias a la línea de tendencia mostrada para cada curva, cuya ecuación se muestra junto a cada curva. En todos los casos, la pendiente de la ecuación de la curva tiende a 0, lo que demuestra que la corriente y el voltaje son bastante constantes en relación al ángulo de incidencia del viento. Esto hace que la turbina eólica tenga mejores características ante la inestabilidad a la que pudiera estar sometida la carga útil, siendo un aspecto positivo en contra el efecto que tiene la inestabilidad sobre los paneles solares.

Sin embargo, al observar el Cuadro No. 96, vemos que la corriente, tanto del Hymini como del ventilador STEREN son suficientemente altas para las necesidades de la carga útil, pero el voltaje es demasiado bajo. Además, tanto la corriente como el voltaje requieren de un rectificador de la señal, lo que significaría una pérdida de corriente y voltaje del mismo. Por lo que, a pesar de que la turbina eólica no se ve afectada por variables incontrolables, como la luz solar, o variables difíciles de controlar, como la estabilidad, este no logra proporcionar suficiente voltaje para el funcionamiento de la carga útil.

En relación a una combinación entre ambos sistemas, los paneles solares requerían una estructura más pesada para el sistema pasivo de descenso, lo que aumentaba el peso de la carga útil. Debido a esto y a los demás factores estructurales, el peso fue el factor que influyó que se desechara la idea de combinar ambos sistemas. Sólo los paneles solares, con la estructura más pesada del sistema pasivo de descenso, lograban que se llegara al peso de 600 gramos permitido por la competencia. Agregar la turbina eólica significaría sumar un mínimo de 23 gramos y esto sin considerar los circuitos electrónicos necesarios para la rectificación de la generación de la turbina eólica. Por lo que se superaría el límite de 610g de masa máximo para el CanSat y arriesgaría la misión.

D. Módulo de sensores de vuelo

Como se puede observar en el Cuadro. 87, se lograron implementar dos sistemas sensoriales de bajo consumo energético, los cuales, consumieron menos de 75.00 μ A de corriente eléctrica. En el caso del contenedor, el consumo de corriente eléctrica de su sistema sensorial, compuesto únicamente por el sensor de presión absoluta LPS331AP, fue de 22.00 μ A. Por otra parte, en el caso de la carga útil, el consumo de corriente eléctrica de su sistema sensorial, compuesto por el sensor de presión absoluta BMP085 y el

acelerómetro digital de tres ejes ADXL345, fue de $45.00\mu\text{A}$. En conjunto, ambos sistemas sensoriales no consumen más de $70.00\mu\text{A}$ de corriente eléctrica, específicamente $67.00\mu\text{A}$. Dichos resultados, se lograron a partir de las configuraciones de muestreo internas de los sensores mencionados; se seleccionaron aquellas configuraciones que permitieron tener exactitud en las mediciones de los sensores, combinado con un bajo consumo energético.

En la Figura No. 185 y Figura No. 186, podemos observar los resultados obtenidos de la validación de los sensores de presión y temperatura del CanSat, tanto de presión atmosférica como de temperatura, con la Estación Meteorológica del Departamento de Física de la Universidad del Valle de Guatemala. A pesar de que existe una diferencia entre las mediciones mencionadas, dicha diferencia no es significativa (principalmente en los sensores del CanSat), y por lo tanto se validaron los sensores seleccionados, en este caso para el contenedor el LPS331AP de STMicroelectronics® y para la carga útil el BMP085 de Bosch®. Las diferencias en las mediciones de los sensores, se pueden atribuir a las características propias de los sensores como tal, tanto de software como de hardware.

En la Figura No. 187, Figura No. 188 y Figura No. 189, podemos observar los resultados obtenidos de la validación de los acelerómetros considerados para el CanSat, cada una de las figuras mencionadas corresponde a los ejes coordenados x , y y z de los acelerómetros. Podemos observar que las diferencias en las mediciones de los tres acelerómetros, en los tres ejes, no son significativas y por lo tanto se validó el acelerómetro seleccionado para la carga útil del CanSat, en este caso el ADXL345 de Analog Devices®. Las diferencias en las mediciones de los sensores, se pueden atribuir a las características propias de los sensores como tal, tanto de software como de hardware.

En la Figura No. 190 podemos observar los resultados obtenidos de la simulación realizada en el Museo de los Niños de Guatemala con sus cohetes de agua. Con dicha prueba, se validó la respuesta del sensor de presión absoluta LPS331AP a cambios bruscos y repentinos de presión. El sensor de presión mencionado, fue capaz de medir la altura a la que llegó el cohete de agua después de ser lanzado. A pesar de que no se contó con un dato de corroboración de la altura máxima a la que llegó el cohete de agua (debido a inconvenientes y contratiempos que surgieron durante la simulación), la prueba logró validar la respuesta del sensor y sobrevivir a una caída de aproximadamente 50.00 metros sin dañarse. La validación de las mediciones del sensor, se realizó utilizando la estación meteorológica del Departamento de Física de la Universidad del Valle de Guatemala.

Respecto a las simulaciones de vuelo realizadas en la Brigada de Paracaidistas «General Felipe Cruz» se puede comentar lo siguiente. En la primera simulación, los sistemas electrónicos integrados no estaban funcionando completamente; específicamente, el sistema de comunicaciones no logró establecer comunicación con la Estación de Control en Tierra en ningún momento y el Software de Vuelo no logró

almacenar datos de ninguno de los sistemas sensoriales del CanSat. En la segunda simulación, surgieron contratiempos que atrasaron la prueba considerablemente. A pesar de dichos contratiempos, se logró lanzar el CanSat pero no se recuperaron datos de ninguno de sus sistemas sensoriales. La carga útil en dicha ocasión, se perdió durante el aterrizaje del CanSat y no pudo ser recuperada; el contenedor debido a un mal contacto de su batería con su sistema electrónico integrado, no logró almacenar datos del sensor de presión absoluta LPS331AP. A pesar de esto, se logró determinar que los sistemas sensoriales, así como los sistemas electrónicos integrados en ambas simulaciones, sobrevivieron a caídas de aproximadamente 700 metros sin dañarse; en la primera simulación la caída del CanSat fue a velocidad terminal mientras que en la segunda simulación la caída del CanSat fue a una velocidad controlada como mínimo 10 m/s. Luego de las simulaciones, los sistemas sensoriales pudieron ser reutilizados sin ningún inconveniente.

Durante la competencia, como se puede observar en la Figura No. 191 y en la Figura No. 192, el sistema sensorial del contenedor funcionó adecuadamente y como lo esperado. Durante todo el transcurso de la misión, desde el despegue hasta el aterrizaje del contenedor y su posterior recuperación, el sistema sensorial mencionado logró medir la presión atmosférica del lugar de lanzamiento, y por consiguiente, la altitud sobre el nivel del mar del contenedor. Es importante observar detalladamente la Figura No. 192. A pesar de la protección que se le colocó al sensor de presión absoluta LPS331AP, vemos que existieron ciertas mediciones atípicas durante el transcurso de la misión, principalmente durante el descenso del contenedor. Dichas mediciones, se atribuyen a las condiciones atmosféricas y dinámicas del CanSat, las cuales, fueron de tal magnitud que incidieron en las mediciones del sensor. A pesar de esto, dichas condiciones no tuvieron una incidencia significativa en las mediciones realizadas.

Respecto al fallo del sistema sensorial de la carga útil se pueden comentar lo siguiente. Luego de analizar los datos obtenidos en la Estación de Control en Tierra, y de un análisis cuantitativo y cualitativo del transcurso de toda la misión, se determinó en conjunto con todo el equipo que los sistemas sensoriales, así como los sistemas electrónicos integrados del CanSat en general, fallaron debido a que el módulo de recolección de energía no funcionó adecuadamente durante la liberación y el descenso de la carga útil. Debido a la inestabilidad que presentó la carga útil durante su liberación del contenedor y posterior descenso, el módulo mencionado no logró almacenar la energía suficiente para el funcionamiento adecuado del sistema electrónico integrado de la carga mencionada. Fue hasta que la carga útil aterrizó, cuando el módulo de recolección de energía funcionó como lo previsto, permitiendo el funcionamiento de su sistema electrónico integrado, y con esto, el envío de datos hacia la Estación de Control en Tierra y el almacenamiento de dichos datos en la memoria del sistema mencionado. A pesar de esto, los datos enviados y almacenados luego del aterrizaje de la carga útil no fueron concluyentes ni significativos para la misión, aparte de estar corrompidos.

E. Módulo de comunicación inalámbrica

1. Estudio de protocolos para módulos XBEE. Los módulos XBee permiten la creación de redes de malla (una manera poderosa de establecer rutas para la transmisión de datos de forma inalámbrica). El alcance de la comunicación inalámbrica se extiende para permitir que los datos fluyan de un nodo a otro y se incrementa la confiabilidad de la telemetría, debido a la capacidad que poseen de crear rutas alternativas cuando un nodo falla o se pierde la conexión (Digi International Inc., 2008).

Dentro de los protocolos estudiados, que utilizan los módulos de comunicación XBee, se encuentra el protocolo ZigBee, el cual fue diseñado específicamente para aplicaciones que requieren una baja tasa de envío de datos y bajo consumo de poder. Alternativamente también se estudió el protocolo de malla que ha desarrollado el fabricante Digi conocido como DigiMesh el cual permite la transmisión de datos a una baja velocidad pero ofrece mayor alcance que el protocolo Zigbee debido a la frecuencia en que este protocolo puede operar. ZigBee y DigiMesh son dos protocolos que poseen distintas ventajas uno sobre el otro y la selección de utilizar uno sobre otro es dependiente de los requerimientos de la aplicación en que los módulos vayan a ser utilizados, ver Anexo No.12.

Uno de los objetivos principales del sistema de comunicación del CanSat elaborado era cubrir el mayor rango posible de alcance. De esta manera si el CanSat se desviaba y alcanzaba más de un kilómetro de distancia respecto a la antena terrestre, este sería capaz de transmitir toda la información sin tener pérdida de información recolectada por el satélite. Otro de los objetivos del sistema de comunicación era diseñar un sistema de bajo consumo energético que fuera capaz de transmitir la información durante un mínimo de treinta minutos utilizando como fuente de alimentación baterías alcalinas y paneles solares para su funcionamiento. Tanto el aspecto de rango como el aspecto de consumo energético del módulo fueron utilizados para la selección del protocolo y del tipo de módulo de comunicación XBee a utilizar. El módulo seleccionado en base a estos criterios fue el módulo XBee PRO S3B el cual utiliza protocolo DigiMesh y opera a 900MHz. Este protocolo posee la ventaja sobre el protocolo ZigBee que puede transmitir a un mayor rango de distancia y fueron los módulos que dieron mejor resultado con base a las pruebas realizadas.

2. Configuración final módulos XBEE. La misión para el CanSat del 2014 estableció una serie de requerimientos bajo los cuales los módulos de comunicación debían ser configurados para establecer una comunicación robusta y prevenir que se generara interferencia entre los módulos XBee de otros equipos. Parte de ello consistía en configurar el direccionamiento de los módulos de manera que solo existiera una transferencia de información punto a punto. Para ello se estableció en el contenedor la dirección de destino del módulo transmisor al número de serie del módulo receptor y viceversa. Para la carga útil se configuró únicamente la dirección de destino del módulo transmisor con el

número de serie del módulo receptor. También se configuró la dirección de red (NETWORK ID) con el número de equipo asignado por los jueces de la competencia para evitar interferencia entre módulos XBee de otros equipos (Ver Figura No. 196).

Los módulos XBee utilizan una interfaz de comunicación serial para percibir la trama de datos a enviar es serial. Algunos de los parámetros a configurar para la trama de datos serial, como la velocidad de transferencia para la comunicación UART establecida entre el microcontrolador MSP430 y el módulo de comunicación XBee fue de 9600 bps que es la velocidad pre establecida del módulo.

En esta fase de configuración también se estableció el tiempo de paquetización el cual establece el tiempo necesario para que el módulo Xbee procese y prepare la información recibida a través del microcontrolador de forma serial para luego ser transmitida de forma inalámbrica al nodo receptor (Ver Figura No. 197). El tiempo de paquetización se configuró con un valor de tres, lo que significa que el microcontrolador debe esperar tres veces el tiempo en que tarda enviar la cantidad de bytes que contiene un paquete, antes de colocar en modo de ahorro de energía o antes de volver a enviar información al módulo de comunicación. Por ejemplo, para la carga útil se enviaron un total de 52 bytes (Ver Cuadro No. 70). La velocidad de trama de datos para la comunicación UART entre el microcontrolador y el módulo de comunicación fue de 9600 bps lo que quiere decir que cada byte de información (incluyendo su start bit y stop bit) tardaba 1.042 ms en transmitirse. Al ser 52 bytes la cantidad de información transmitida, el tiempo total de transmisión por paquete fue de 54.17 ms. Entonces era necesario que el microcontrolador de la carga útil esperara el menos 162.5 ms antes de entrar en ahorro de energía o de enviar otro paquete de datos lo cual no causaba problema debido que cada transmisión de datos se hacía durante cada segundo.

Otra configuración que se estableció para los módulos de transmisión del CanSat fue el modo de ahorro de energía asíncrona (Ver Figura No. 198). Esta configuración permite al módulo de comunicación dormir y despertar dependiendo del estado del pin 9 (Sleep_RQ) del XBee. Cuando el pin 9 recibe una señal alta, el módulo termina de efectuar la tarea que se encuentra ejecutando y luego entra en estado de ahorro de energía. El módulo sale del estado de ahorro de energía cuando el estado del pin 9 recibe una señal baja.

En la Figura No. 199 la señal celeste o señal superior representa la señal de entrada al pin Sleep_RQ para habilitar el modo de ahorro de energía. La señal amarilla o señal inferior representa la señal del tiempo en que el módulo se encuentra en estado de ahorro de energía. Se puede observar que existe un tiempo de retardo de 750 milisegundos desde que se envía el comando para deshabilitar el estado de ahorro de energía hasta que el módulo realmente se despierta.

3. Pruebas de transmisión. En la primera prueba de transmisión realizada con los módulos XBee se corroboró como los obstáculos pueden afectar significativamente la magnitud de la potencia de la señal de transmisión. Esta prueba se elaboró en el parqueo 9 del campus central de la Universidad del Valle y el rango de alcance posible a medir fue de 120 metros aproximadamente como muestra la Figura No. 200.

Para esta prueba se utilizó el Software X-CTU el cual posee un modo de operación para probar el alcance de transmisión del módulo y a la vez posee un indicador de la magnitud de la potencia de la señal con la que es transmitida de un nodo a otro como se observa en la Figura No. 201. Cuando la persona que se encontraba con los módulos transmisores caminaba junto con los módulos detrás del edificio de la Universidad la señal no era lo suficientemente fuerte para transmitir la información de un nodo a otro a tan corta distancia.

La segunda prueba se realizó en una autopista de aerodelismo donde la ubicación y la superficie del terreno permitieron alcanzar un mayor rango entre los nodos para realizar la prueba, sin embargo no fue lo suficientemente amplia la prueba para alcanzar el objetivo de alcance propuesto. En esta prueba se logró un alcance aproximado de 900 metros como muestra la Figura No. 202. Esta prueba se realizó con los módulos XBee PRO S2C.

Finalmente se realizó una prueba en Antigua Guatemala desde un cerro a otro cerro donde había campo de visibilidad entre nodos. Éste fue el mayor alcance que se logró con los módulos de comunicación superando la meta de 1000 metros de alcance. En esta prueba se logró un alcance de 1400 metros como muestra la Figura No. 156. La prueba se realizó con los módulos XBee PRO S3B y XBee PRO S2B. Esta prueba definió que la comunicación presentaría buenos resultados si las fuentes de alimentación (tanto las baterías como los paneles solares) proveían la suficiente energía durante el tiempo necesario que requiriera la misión.

4. Resultados día de la competencia. El día de la competencia se logró cumplir con el objetivo de lograr la comunicación inalámbrica por parte del contenedor, sin embargo la carga útil no transmitió ningún dato durante el descenso pues se tuvieron problemas con la fuente de alimentación por parte de los paneles solares. La razón por la cual los paneles solares no recolectaron la energía necesaria fue debido a la inestabilidad del sistema y a que el tiempo que estuvo este dispositivo expuesto a los rayos del sol no fue lo suficientemente largo para cargar los capacitores mediante las celdas solares y proporcionar la energía necesaria al sistema para transmitir información o almacenar datos en memoria EEPROM. Sin embargo el dato de altitud por parte del contenedor se transmitió sin ningún problema durante todo su recorrido como se muestra en la Figura No. 209.

5. Mediciones sobre consumo energético de módulos XBee. Uno de los objetivos principales era diseñar un sistema de comunicación inalámbrica de bajo consumo energético de tal manera que transmitiera la información recolectada por los sensores durante el vuelo del CanSat, de tal manera que el dispositivo durara al menos 30 minutos alimentado utilizando baterías alcalinas para el contenedor y paneles solares para la carga útil, para delegar la información al sistema de computo. Para lograrlo fue necesario realizar algunas mediciones de consumo energético de los módulos de comunicación. Inicialmente se utilizó un condensador de 1 Faradio cargado a un voltaje inicial de 3.5 Voltios como fuente de alimentación. Luego se colocó el módulo de transmisión utilizando el modo de ahorro energético durante quince segundos y se observó la descarga del capacitor durante ese período de tiempo. Este procedimiento se repitió para el módulo de transmisión pero sin configurar el modo de ahorro energético para comparar el consumo de ambos modos. Para ambos casos se obtuvo el mismo resultado ya que estos se descargaron a 3.2 V como lo muestra el Cuadro No. 98.

La energía total consumida por el módulo configurado en ambos modos fue de 1.005 Joules durante 15 segundos lo que equivale a una potencia promedio de 67 mW o 18.261 dBm como se muestra en el Cuadro No. 99.

F. Módulo software de vuelo

El software de vuelo de contenedor funcionó de la forma en que se diseñó para cumplir la misión. Realizó todas sus operaciones con éxito y permitió así cumplir con los requerimientos de la misión asignados al mismo y, la telemetría que se transmitió y almacenó, fue utilizada para conocer detalles del vuelo requeridos para el análisis posterior y comprobación de otros requerimientos, como los relacionados con las velocidades de descenso.

El éxito del software del contenedor en todas sus operaciones indica que la arquitectura de hardware y software desarrollados así como la implementación de los mismos fue la apropiada para cumplir con la misión. Además, todos los demás componentes del contenedor (dispositivos XBEE, sensores, estructura, sistema de liberación de carga útil) funcionaron también con éxito, lo cual contribuyó al éxito completo de las operaciones del contenedor.

Entre los resultados más importantes cumplidos por el software de contenedor se encuentra llevar a cabo con éxito la transmisión de telemetría durante todo el trayecto. Fue un reto asegurar que los dispositivos de comunicación inalámbrica pudieran comunicarse en el rango requerido, que el sensor de presión midiera correctamente la presión atmosférica sin perturbaciones por las entradas de aire a las que estaba expuesto y así poder relacionar correctamente la presión con la altura, y asegurar que el software al ejecutarse en el microcontrolador muestreara y codificara correctamente dicha información para ser

transmitida. Además la sinergia lograda en las tres operaciones mencionada fue probada constantemente y requirió un esfuerzo no solo del desarrollador del software, sino de las demás personas involucradas en la transmisión de datos, el sistema de sensores y la estación en tierra. De esta forma, la gráfica mostrada en la Figura 45 y los datos de los que proviene, sirvieron para el análisis necesario del vuelo y también para futuros análisis que se deseen hacer respecto al lanzamiento de un picosatélite con un diseño similar al presentado.

Otro de los resultados importantes logrados por el software de vuelo o en conjunto con el sensor de presión fue la liberación de la carga útil en el rango de 490m – 510m, o más específicamente, a 500m +- 10m. Este requerimiento, si bien no estaba especificado como un requerimiento definitivo en la competencia, se incurriría en la pérdida de puntuación si no se cumplía. Durante la etapa de diseño del software, se decidió que se tomaría este requerimiento como definitivo, para no incurrir en la pérdida de puntos. La carga útil fue liberada a 497m sobre el nivel del suelo. Este es un punto de liberación muy preciso en el rango requerido. El logro de este punto de liberación requirió probar con muchos algoritmos que permitieran determinar con suficiente rapidez que el picosatélite se encontraba en dicho punto.

En pocas palabras, para lograr dicho punto de liberación se requirió, en conjunto con el algoritmo presentado en la Figura No. 124, se requirió posicionar el sensor de precisión en la placa en una ubicación en que las corrientes de aire no fueran fuertes, diseñar una caja que cubriera solo al sensor de presión y que disminuyera el efecto de estas corrientes y muestrear el sensor de presión con un periodo de 1/12 s.

Los datos de telemetría se almacenaron en el contenedor sin errores. Esto implica que los algoritmos desarrollados para esta operación operaron correctamente. Se logró recuperar dichos datos almacenados a través de la conexión de monitoreo. En la sección XI Anexos se muestran todos los datos recuperados del contenedor.

Los resultados de la carga útil fueron completamente opuestos a los del contenedor. En este caso, todas las operaciones del software fallaron durante el vuelo y solo dos paquetes de datos se pudieron almacenar, en los que el tiempo de misión estaba corrupto. No se pudo hacer un análisis posterior del descenso de la carga útil debido a la falta de datos para analizar o la imposibilidad de correlacionarlos en el tiempo.

Es importante mencionar que si bien tanto el software como todo el sistema electrónico no funcionaron durante el descenso, sí lo hicieron luego del descenso y mientras los miembros del equipo se aproximaban a la estación en tierra luego de recuperar este vehículo. Es decir, alrededor de 45 min después del lanzamiento, cuando se recuperó tanto el contenedor como la carga útil, esta última comenzó a transmitir datos de telemetría conforme los miembros del equipo se aproximaban, y la estación en tierra comenzó a desplegarlos en el software diseñado para este propósito. Esto permitió llegar a una conclusión

importante para el software de vuelo de la carga útil, y es que si bien no funcionaron, tampoco fallaron, sino que sencillamente la falla ocurrió en otro sistema vital para que este funcionara.

En total, en la memoria interna del sistema electrónico de la carga útil se almacenaron 356 paquetes, de los cuales solo 2 pertenecían al descenso, y los demás se recolectaron mientras la carga útil se encontraba en tierra. Sin embargo, todos estos datos contenían tiempos de misión corruptos ya que presentaban códigos ASCII que el software de vuelo no genera.

Se realizó un análisis posterior de todos los sistemas que componen a la carga útil y se determinó que la causa de la falla fue el descenso inestable de la misma. Es decir, mientras la carga útil descendía, experimento demasiadas oscilaciones y vibraciones, un descenso turbulento. Esto provocó que el ángulo el que el sol incidía sobre los paneles solares montados en la parte superior de la carga útil no recibiera la energía mínima necesaria para alimentar a los sistemas electrónicos, ni durante el tiempo suficiente para que estos iniciaran a operar. Esto tuvo como consecuencia que el software, ni todo el sistema electrónico, pudieran comenzar sus operaciones ni siquiera por un tiempo suficiente para generar telemetría o datos analizables.

Al haber determinado la causa que provocó que el software de vuelo no pudiera funcionar, se puede descartar que algún problema relacionado con el software haya sido la causa. Un argumento que puede soportar esta teoría de falla y darle validez es que, como se mencionó en la sección V.B diseño de hardware y software, el software de contenedor y carga útil son muy similares en cuanto a la estructura y modelo de operación, trabajan con los mismos algoritmos para la comunicación con dispositivos externos y se ejecutan sobre el mismo modelo de microcontrolador. El contenedor, que no tenía requerimientos tan fuertes sobre la fuente de alimentación funcionó con éxito en todas sus operaciones, sin embargo, la carga útil, cuya fuente de energía era un sistema crítico, falló.

G. Módulo software de tierra

El software no recibió ningún dato de la carga útil durante el vuelo, por lo tanto no fue posible ver el estado de esta durante la misión. Es por esta razón que las gráficas representadas en las Figuras No. 220 a la No. 227 se encuentran vacías. Al momento de caer a tierra, la carga útil transmitió logró transmitir referentes a su posición y estado luego de la caída. A pesar de haber logrado transmisión de datos luego de la caída, no fue lo suficiente para que los jueces otorgaran dicho requisito como cumplido dentro de la competencia.

La Figura No. 226 muestra la gráfica de altitud vs tiempo de la carga útil luego de la caída, en esta es posible observar que al inicio se tiene una altura máxima cercana a 1,200 metros sobre el nivel del mar,

el siguiente datos muestra una altura de 505 metros con tan solo un segundo de diferencia, luego la altitud se mantiene estable en un rango de 504 y 506 metros. Comparando con la altitud máxima transmitida por el contenedor, se puede descartar el primer dato de altitud con un valor de 1,200 metros asumiendo que fue un dato erróneo que el sensor obtuvo antes de haber logrado una calibración idónea.

La gráfica de aceleración de ejes vs tiempo después de la caída de la carga útil, representada en la Figura No. 229, no es constante en ninguno de los ejes a pesar de tratarse de datos transmitidos luego de finalizado el vuelo. Esto es justificable a que los datos fueron transmitidos en el momento en que los miembros del equipo recuperaron la carga útil y ellos mismos manipularon la carga útil de manera que este nunca estuviera en reposo ya que el objetivo del equipo era identificar cualquier daño que la carga útil hubiera sufrido al momento de tocar tierra.

En el caso del contenedor, este sí llevó a cabo la transmisión de datos durante el vuelo lo cual permitió observar el estado del contenedor desde el software. Al caer a tierra, el contenedor continuó con la transmisión de datos y gracias a esto fue posible corroborar que el software era capaz de recibir y procesar datos de ambas fuentes simultáneamente. Tanto durante el vuelo como después de la caída a tierra, la transmisión de datos fue constante.

Antes del lanzamiento, se fijó una cuenta regresiva de 22 segundos para que al llegar a 0, en caso aún no se hubiese llevado a cabo la liberación de la carga útil, el contenedor realizara la liberación de inmediato. Durante el vuelo, fue posible observar el estado actual del contenedor por lo tanto el equipo tuvo la capacidad de observar en qué momento se llevaba a cabo la separación del contenedor y la carga útil, esta se ejecutó a los 1,000 metros; altura que se alcanzó antes de completar la cuenta regresiva. Esto significa que el contenedor ejecutó la liberación de manera autónoma.

La gráfica de altitud vs tiempo representada en la Figura No. 225 permitió al equipo comprobar que el sistema de descenso del contenedor funcionó de manera correcta ya que visualmente se puede establecer que el tiempo de caída fue menor al tiempo de ascenso.

Al obtener los datos de las memorias del contenedor y la carga útil, fue posible corroborar los datos obtenidos durante la misión. En el caso de la carga útil, las gráficas generadas con dichos datos no reflejan lo que se generó con los datos de la misión, esto fue a causa de una discrepancia en el tiempo que se almacenó en memoria. Se determinó que un bit perteneciente al dato de tiempo de la carga útil, fue corrompido a la hora de ser almacenado en memoria; esto ocasionó que se almacenara un valor constante y a la hora de ser interpretado por el software generó gráficas en las cuales pareciera que se pasaba varias veces por el mismo punto en el tiempo.

La memoria de la carga útil almacenó 101 paquetes más que los recibidos por el software en tierra y debido a que el dato del tiempo es corrupto para estos paquetes, no es posible determinar el tiempo en el cual fueron almacenados, sin embargo, estos son almacenados en el orden en que son obtenidos y con esta información se puede deducir que los paquetes adicionales fueron almacenados después de la transmisión de los 37 paquetes al software en tierra. El primer dato de voltaje en los paquetes adicionales tiene valor 0 lo cual es evidencia de que el voltaje no fue lo suficiente como para que el radio se pudiese comunicar con la estación en tierra.

El software de control en tierra permitió al equipo analizar los datos obtenidos por el CanSat tanto durante la misión como después de esta, esto proporcionó la capacidad de determinar los factores que provocaron fallos. En el caso de una misión real, los datos recolectados podrían haber sido de utilidad para realizar estudios sobre la atmosfera.

VIII. CONCLUSIONES

Luego de la participación en la Annual CanSat Competition 2014 se cumplió con los requerimientos de masa, volumen y la evaluación de seguridad, así como la entrega a tiempo del CanSat. Se obtuvo una separación exitosa tanto del CanSat del Cohete como de la carga útil del contenedor, a sus respectivas alturas establecidas. El contenedor tuvo la capacidad de transmitir la telemetría necesaria en tiempo real a la estación en tierra, cuya antena y software funcionaron correctamente. Sin embargo, debido a la falta de estabilidad del CanSat, no se logró la recolección de energía que no permitió el funcionamiento de los sistemas electrónicos en la carga útil. Por último el huevo de gallina no sobrevivió. Por lo anterior, se obtuvo el puesto 12 de 64 equipos inscritos inicialmente en la competencia.

Utilizando la teoría de energía de deformación y análisis de elementos finitos para caída libre en Autodesk Simulation Mechanical 2015, se diseñó y fabricó un sistema estructural capaz de sobrevivir 30 Gs de impacto y 15 Gs de aceleración. El factor de seguridad de la carga útil fue de 1.29, mientras que para el contenedor este factor fue de 1.25.

Originalmente se seleccionó utilizar dos globos rodeados por plástico de burbujas como sistema de protección para un huevo de gallina. El porcentaje de éxito para este sistema durante el proceso de pruebas fue de 37%, por lo que se decidió utilizar un sistema alternativo. El sistema alternativo consistía en insertar el huevo en un contenedor y rodearlo de poliuretano y dejar fraguar por un tiempo mínimo de 2 horas. Sin embargo, este sistema no funcionó adecuadamente en la competencia debido a que no se investigaron las propiedades adecuadas de la espuma de poliuretano y en el lugar de la competencia se compró una espuma con propiedades distintas a la utilizada en el proceso de pruebas.

La masa total del picosatélite fue de 599 gramos, de los cuales 313 gramos corresponden al módulo de estructura. Esto fue alcanzado utilizando Ertalón PA6 y barras roscadas de Acero A2-70. Se maquinaron 8 ranuras y 48 agujeros en la cubierta del contenedor para disminuir la masa de la misma. El elemento estructural con más masa fue la cubierta del contenedor con 79 gramos.

El centro de gravedad del picosatélite (carga útil y contenedor), se ubicó a 113.27 milímetros referenciados desde la base del contenedor, quedando por debajo del centro volumétrico del picosatélite, que estaba ubicado a 126.50 milímetros referenciados desde la base del contenedor.

La cubierta del contenedor fue fabricada en Ertalón PA6, con un diámetro exterior de 119.50 milímetros y 253.00 milímetros de altura. El espesor de pared de la cubierta del contenedor fue de 1.00 milímetros. Estas especificaciones quedaron dentro del rango de aceptación de 125.00 milímetros de

diámetro exterior máximo y 310.00 milímetros de altura máxima establecido por los requerimientos de la competencia.

El sistema de separación implementado logró la separación de la carga útil respecto al contenedor a 497 metros de altura. Este sistema estaba compuesto por un servomotor Futaba S3156 MG y dos guías de movimiento, que eran una extensión de 16.50 milímetros de dos barras roscadas de la carga útil. La masa de este sistema fue de 12 gramos.

Se diseñó y construyó un paracaídas cruciforme para la primera etapa de descenso que ocurre de los 670 metros a los 500 metros sobre el suelo. El paracaídas alcanza una velocidad de 12 m/s, la cual es su velocidad terminal al recorrer 77.65 metros en un periodo de tiempo de aproximadamente 4 segundos. Condiciones que no se lograron alcanzar en la competencia debido a que el cohete en el lanzamiento no alcanzó la altura máxima de 670 metros, por lo que se reduce la distancia y el tiempo que recorrió el contenedor para llegar a su velocidad terminal.

Se diseñó y construyó un sistema auxiliar de descenso compuesto de membranas aerodinámicas y tela Nylon F11 cero porosidades, el cual funciona en la segunda etapa de descenso de los 500 metros hasta el suelo. Se determinó de forma experimental la velocidad de descenso, al arrojar la carga útil desde un edificio entre 36 y 40 metros, en donde se utilizó el Software Tracker para determinar la velocidad de 10 m/s.

Por medio de pruebas en diferentes condiciones de altura se analizaron las condiciones aerodinámicas de los sistemas de descenso. Los resultados de estos análisis definen lo siguiente: el contenedor debe de recorrer una distancia de 77.65 metros para alcanzar una velocidad terminal, los componentes que conforman a el CanSat soportan una caída de 700 metros, la longitud de las líneas del paracaídas cruciforme deben ser 1.5 veces el diámetro del paracaídas cruciforme para lograr un completo desarrollo del sistema y se utilizaron hules que soportaran el peso de las membranas aerodinámicas para mantener el sistema desplegado.

Se realizó el diseño y construcción de dos prototipos para ambos sistemas de descenso y se obtuvo información valiosa respecto a los diseño en el momento de realizar pruebas. La información obtenida en las pruebas fue tanto de forma cualitativa como cuantitativa. La información cuantitativa de las pruebas muestra el comportamiento de los sistemas de descenso por medio de gráficas de posición contra tiempo y de velocidad contra tiempo. La información cualitativa se obtuvo al observar el desempeño físico de los componentes de los sistemas de descenso. Al realizar el descenso bajo cualquier posición inicial del CanSat., los sistemas de descenso son unos 100% efectivos al desarrollarse por completo.

No se puede asegurar que durante el descenso existieron 15 G's de aceleración. Lo que se puede demostrar durante la misión, fue que el CanSat recorrió una distancia de 560 metros y no presentó ningún daño en la estructura de los componentes de los sistemas de descenso al momento del aterrizaje.

Se analizaron los desempeños de ambos sistemas de descenso con base en los factores de velocidad establecidos por los requerimientos de la competencia, los cuales son de 12 m/s y de 10 m/s. Esta información se obtuvo por medio de pruebas utilizando el Software Tracker, en donde únicamente se puede garantizar la velocidad de descenso de 10m/s. El factor de estabilidad de los sistemas se analizó en el diseño y desarrollo de las pruebas y por medio de las imágenes y datos de telemetría obtenidos en la competencia, los cuales demuestran el desarrollo completo y el despliegue de los sistemas de descenso.

Respecto al suministro de potencia con energía solar, se seleccionó el panel solar PowerFilm MP3-37 por pesar cerca de 1 gramo cada celda solar y tener un área de recolección de energía solar de 37 x 114 mm, la cual se adapta a la perfección a las necesidades de bajo peso y bajo volumen del CanSat. Además, tienen la característica de ser flexibles y poderse adherir a cualquier superficie haciendo uso de una gran variedad de pegamentos.

Luego de realizadas las pruebas, se seleccionó una configuración en paralelo para conectar los paneles solares entre sí, contra configuraciones en serie o serie-paralelo-serie. La configuración en paralelo, al cambiar el ángulo de incidencia del sol y la intensidad solar, mostró:

- Voltaje de 0.13 a 0.24 voltios y de 0.011 a 0.019 amperios, en un día nublado, en función al ángulo de incidencia del sol.
- Voltaje de 1.02 a 1.75 voltios y de 0.108 a 0.0.182 amperios, en un día despejado, en función al ángulo de incidencia del sol.
- Las gráficas muestran una estabilidad superior a la configuración en serie y serie-paralelo-serie, para generar energía en función al ángulo de incidencia del sol, para cielo despejado o nublado.

Con respecto a la energía eólica, la turbina eólica mostró una Excelente estabilidad para proporcionar energía bajo diferentes ángulos de incidencia del viento, debido a que la curva de las gráficas voltaje vs ángulo y corriente vs ángulo muestran una pendiente que tiende a cero en la ecuación de la curva de tendencia, lo que es una característica a favor en contra de la alta dependencia de los paneles solares al ángulo de incidencia del sol. Sin embargo, ninguna turbina eólica de las probadas, que incluye un Hymini, motores DC y un ventilador de computadora de 12 V, proporcionó el voltaje de 1.5 voltios requeridos por la carga útil, además, todas las turbias eólicas probadas necesitan de un sistema rectificador, el cual tiene un alto consumo de energía.

Se seleccionó el módulo de paneles solares como medio de obtención de energía del ambiente para el CanSat debido a que este tiene la capacidad de proporcionar la potencia y la energía requerida, pero se debe considerar que el CanSat no debe rotar más allá de 30 grados. Debido a que no se logró mantener la estabilidad del CanSat hasta donde los paneles solares requerían, estos no lograron proporcionar la potencia necesaria por los sistemas electrónicos de la carga útil.

Se descartó un sistema combinado solar-eólico debido a que sumaba un mínimo de 23 gramos al peso total del CanSat. Además, los paneles solares necesitan que el sistema pasivo de descenso sea más pesado y ancho, esto provoca un aumento total del peso, llegando, sólo con el sistema de energía solar unido al CanSat, al peso máximo permitido por los requerimientos de la competencia (600 g).

La prueba integrada de paneles solares con sistemas electrónicos demostró que los paneles pueden proporcionar suficiente energía para enfrentarse a los picos de potencia tanto de encendido como de re-encendido. Esto debido a que la prueba fue satisfactoria por tener, los electrónicos de la carga útil, la capacidad de encenderse y enviar información a la estación en tierra, incluso luego de tapar y destapar los paneles solares de la luz solar. De cualquier modo, estos resultados se alcanzan solo si se mantienen los paneles solares estables, en vista de los resultados obtenidos en la competencia.

Utilizando sensores digitales se lograron implementar dos sistemas sensoriales autónomos compactos, ligeros y de bajo consumo energético, destinados para el contenedor y la carga útil del CanSat. Dicho sistemas fueron capaces de medir datos ambientales, de posición y de integridad del CanSat.

Se lograron implementar dos sistemas sensoriales autónomos, destinados para el contenedor y la carga útil del CanSat, que trabajan con 3.30V y consumen menos de 75.00 μ A de corriente eléctrica.

Se aplicaron todos los algoritmos necesarios para el muestreo de los sistemas sensoriales del CanSat, así como de liberación de la carga útil del contenedor en la altura requerida por la Competencia. Dicha implementación se logró a partir de información de los fabricantes de los sensores utilizados en los sistemas mencionados.

Se determinó que el sistema sensorial del contenedor del CanSat, durante la Competencia, funcionó como lo requerido por la misma. Con dicho módulo fue posible medir, durante toda la misión, la altura del contenedor respecto al nivel del mar así como de liberar la carga útil del contenedor en la altura requerida por la Competencia.

Se concluyó que el sistema sensorial de la carga útil del CanSat, durante la competencia, no funcionó adecuadamente debido al módulo de recolección de energía. Dicho módulo no fue capaz de

proporcionar la energía suficiente para el funcionamiento de los sistemas electrónicos integrados de la carga útil durante la misión.

Los módulos utilizados luego de un estudio de selección y de pruebas realizadas fueron los XBee PRO S3B (protocolo DigiMesh) los cuales dieron un mejor resultado en alcance y mejor eficiencia energética que los módulos XBee PRO S2C (protocolo ZigBee).

Se logró implementar un sistema de comunicación inalámbrica utilizando módulos XBee PRO S3B tanto para el contenedor como para la carga útil obteniendo un mayor rango de alcance con los módulos XBee PRO S3B (1400 m) comparado con los módulos XBee PRO S2C (900 m).

No se lograron transmitir los datos recolectados por los sensores de la carga útil debido a problemas con la recolección de energía del ambiente del dispositivo y la estabilización de la carga útil ya que esta no se balanceó durante su descenso y el ángulo de incidencia sobre los paneles solares variaba significativamente.

Se puso en funcionamiento, un sistema de comunicación inalámbrica de bajo consumo energético (67 mW de potencia promedio según prueba realizada de consumo energético) para transmitir información tanto con baterías como con paneles solares durante el tiempo establecido para la misión del lanzamiento y descenso del CanSat.

Se logró diseñar un sistema de comunicación compacto que cumplió con los requerimientos volumétricos y de peso del Annual CanSat Competition 2014 utilizando componentes electrónicos de superficie y no sobrepasando los límites dimensionales especificados por las especificaciones de la competencia.

Se construyó una base de antena estable y portátil construyendo un trípode con una base de madera y varillas de acero y utilizando tubería de PVC con adaptadores, para llevar a la competencia del CanSat sin ningún inconveniente.

La potencia promedio consumida por los módulos XBee transmitiendo la información requerida por la misión durante cada segundo continuamente fue de 18.26 dBm tanto en modo de ahorro energético como en el modo normal.

El alcance máximo de comunicación inalámbrica que se logró para los módulos en un ambiente externo y sin obstáculos fue de 1400 metros.

El software de vuelo desarrollado e implementado permitió darle autonomía de operaciones al picosatélite tipo CanSat para cumplir la misión CanSat 2014 a través de la implementación de las arquitectura de hardware y software diseñadas.

La arquitectura de hardware para contenedor y carga útil definidas en las Figuras 108 y 109, respectivamente, cuyo desarrollo se describe en la sección E.6.a. Definición de la Arquitectura de Hardware y cuya implementación se presenta en la sección E.6.2 Implementación de la Arquitectura de Hardware permitió la operación integrada de todos los elementos electrónicos orientada al cumplimiento de la misión Cansat 2014.

La arquitectura de software y el diagrama de estados definido en la sección E.6.b Definición de la Arquitectura de Software, desarrollado e implementado en el código en el CD adjunto permitieron el cumplimiento de los requerimientos mínimos, funcionales y de integración del picosatélite definidos en la sección V.C.6 Módulo Software de Vuelo.

Se demostró que el uso de programación orientada por eventos y los modos de bajo consumo del microcontrolador tuvieron un impacto significativo al darle la capacidad al sistema de reducir la potencia requerida del sistema en un factor de 4, y aumentar el tiempo de funcionamiento y número de paquetes transmitidos por el mismo factor.

Se determinó que la causa de las fallas en el software de vuelo de carga útil se debieron a la falla del sistema de recolección de energía para proveer energía suficiente para el funcionamiento de todo el sistema electrónico.

Se logró comunicación entre el CanSat y el software de control en tierra ya que fue posible obtener telemetría del contenedor durante la misión y de la carga útil luego de la caída.

Visual Studio 2012 con el lenguaje de programación C# permitió el desarrollo de todas las funcionalidades del software de control en tierra.

Conocer el tiempo de la última vez que se estableció comunicación con el contenedor antes de que este iniciara con el envío de datos, permitió al equipo tener la seguridad de que existía comunicación entre ambos nodos y no tener que esperar hasta el momento de iniciar con la transmisión de datos para conocer el estado de la comunicación.

La funcionalidad de envío de señales al CanSat fue implementada de manera exitosa, esto fue demostrado al momento de enviar la cuenta regresiva al contenedor y dar el aviso para que iniciara con el envío de paquetes.

El software de control en tierra fue capaz de recibir y procesar datos del contenedor y de la carga útil simultáneamente, esto se comprobó luego del aterrizaje cuando ambos componentes tuvieron comunicación.

Se graficaron y se mostraron los datos recibidos del CanSat en tiempo real.

El diseño de la interfaz gráfica cumplió con el objetivo de tener una visualización completa y manejo fácil de los comandos dentro del programa. Esto se concluye basándose en la experiencia vivida durante la misión ya que no hubo ningún inconveniente al momento de buscar la información que se requería para conocer el estado del CanSat.

La interpretación de datos almacenados en las memorias del contenedor y de la carga útil se llevó a cabo exitosamente.

El archivo CSV generado por el software de control en tierra cumplió con el formato establecido por la competencia, esto fue validado por los jueces al momento de otorgar los puntos asignados a dicho objetivo.

Los datos almacenados en el archivo CSV pudieron ser interpretados luego por el software de control en tierra.

Los datos recolectados por el software de control en tierra permitió al equipo llevar a cabo un análisis sobre el comportamiento del CanSat durante la misión y determinar si los objetivos establecidos por la competencia fueron cumplidos. Por lo tanto, el software de control en tierra fue una herramienta útil para poder determinar las razones por las cuales hubo fallos en la misión.

IX. RECOMENDACIONES

Se recomienda partir de las propiedades mecánicas de los materiales disponibles en el mercado local, para diseñar los componentes estructurales. Al dimensionar primero los componentes y definir las propiedades requeridas de los materiales, se pierde tiempo iterando resultados al no encontrar materiales con las propiedades requeridas en el mercado local.

Para el sistema de protección para un huevo de gallina, se recomienda hacer pruebas utilizando plástico de burbujas. En dichas pruebas se recomienda tomar nota de la cantidad de plástico de burbujas utilizada para cada prueba, ya sea exitosa o fallida, e iterar la cantidad de plástico de burbujas utilizada para obtener resultados exitosos. Así mismo, en estas pruebas se debe tener como restricción el volumen máximo permitido para que este sistema no interfiera con el desarrollo de los otros módulos.

Al utilizar espuma de poliuretano como sistema de protección para un huevo de gallina, se recomienda investigar las propiedades químicas necesarias para obtener un tiempo de fraguado reducido y densidad baja. Así, se garantiza que la selección y compra de la espuma de poliuretano se realiza adecuadamente y se eliminan los factores de incertidumbre sobre el correcto desempeño de la misma.

Si se utilizan productos químicos enlatados para el sistema de protección para un huevo de gallina, se recomienda investigar las propiedades químicas requeridas para que dichos productos se desempeñen adecuadamente. Al conocer las propiedades químicas del producto, se eliminan factores de incertidumbre sobre el correcto funcionamiento del mismo

Se aconseja utilizar materiales con baja densidad y alta resistencia al impacto, para reducir la masa utilizada en los componentes estructurales. También se recomienda no tener sobredimensionamiento de elementos, que no serán sometidos a cargas elevadas ya que el sobredimensionar piezas reduce la masa disponible para otros elementos.

Se sugiere utilizar un sistema de descenso más liviano para la carga útil, para disminuir la altura del centro de gravedad de la misma y tener un descenso más estable. El utilizar un sistema de descenso más liviano permite disponer de más masa para otros elementos del picosatélite.

Se propone fabricar el contenedor a partir de una lámina, utilizando el proceso de doblado, hasta darle la forma deseada. Al partir de un cilindro sólido y maquinarlo con un torno mecánico, el proceso genera la pérdida de material y eleva significativamente el costo y tiempo de maquinado.

Se recomienda tener siempre un repuesto o más para todas las piezas estructurales que se utilizan en un proyecto de este tipo. En el caso de las tuercas y tornillos, debido a su reducido tamaño se recomienda organizarlos y almacenarlos en bolsas en las que se identifique el tamaño y paso de rosca de cada tipo de elemento. Así en caso de necesitar un reemplazo, este puede ser identificado e instalado en menor tiempo.

Al dimensionar los elementos estructurales del picosatélite se recomienda sobredimensionar el espesor de los elementos como placas y cubiertas que serán ensamblados por debajo del centro volumétrico del picosatélite. Así, se mejora la ubicación del centro de gravedad y se garantiza que la estructura será capaz de sobrevivir las cargas de impacto a las que será sometida.

Para aumentar la confiabilidad de la estabilidad y determinar el ángulo de rotación del paracaídas cruciforme es indispensable realizar pruebas utilizando una línea principal de diferentes longitudes para determinar el comportamiento del mismo. Debido a que la implementación de una cuerda principal puede ser beneficiosa o no para el coeficiente de arrastre y la velocidad de descenso del paracaídas, este es un aspecto experimental.

En el momento de manufactura del paracaídas cruciforme o de cualquier paracaídas, se deben tener porciones de tela más grandes que las dimensiones establecidas en el diseño del paracaídas. Esto se debe a que en el momento de coser el paracaídas, la tela de nylon tiende a arrugarse y encogerse, por lo que las dimensiones del diseño del paracaídas pueden variar una vez ya esté fabricado.

Se deben realizar pruebas con las condiciones que se asemejen lo más posible a las que van a estar presentes en la competencia, con el fin de garantizar el óptimo desempeño del paracaídas. Las pruebas que se pueden realizar son en edificios o con la Asociación de Paracaidismo.

El sistema de la carga útil siempre debe utilizar un sistema de despliegue para garantizar la apertura, sin importar la posición en la que se encuentra la carga útil. El sistema implementado debe de cumplir con los requerimientos sobre el peso del CanSat, el diseño de la estructura y el método de liberación entre el contenedor y la carga útil, ya que el método de apertura no puede verse interferido bajo ninguna situación; de lo contrario pone en riesgo el descenso controlado de a carga útil y la misión.

Se deben realizar pruebas en las cuales se varíe la posición en la que la carga útil es expulsada del contenedor. Esto con el fin de determinar el comportamiento del despliegue del sistema de descenso.

El método de despliegue debe de interconectar todos los componentes del sistema de descenso con el fin de garantizar el funcionamiento integrado, sin importar condiciones de vientos laterales que puedan afectar únicamente a una porción del sistema de descenso.

El funcionamiento del sistema de descenso no debe tener bajo su responsabilidad el funcionamiento de cualquier otro módulo ya que crear una dependencia entre sistemas es algo riesgoso que puede afectar el desarrollo completo de la misión.

El sistema de descenso debe que tener una geometría curva o cónica, con el fin de asimilarse lo más posible a la geometría de una paracaídas y mejorar su coeficiente de arrastre.

Es importante establecer el centro de masa de la carga útil lo más bajo posible para poder asegurar la estabilidad de la carga útil y el correcto funcionamiento del sistema de descenso.

Se deben analizar el efecto de la sustentación en el sistema debido que puede generar un comportamiento diferente en el momento del descenso.

Repetir la prueba de eficiencia de los paneles solares, considerando que estos deben ser colocados paralelos al suelo, para tener una eficiencia más certera de la configuración de paneles solares.

Diseñar aspas más grandes para el Hymini, a modo de mejorar su capacidad de obtener energía del viento y verificar si de este modo se mejora la generación de voltaje. Realizar la prueba utilizando un sistema rectificador de voltaje.

Mantener la estabilidad del CanSat a modo de que no rote más de 30 grados con la horizontal, para asegurar que el sistema de energía solar puede recolectar suficiente energía para mantener la comunicación con Tierra.

Efectuar pruebas en condiciones reales de vuelo para validar las mediciones y el desempeño de los sistemas sensoriales. Solamente con este tipo de pruebas se puede conocer la respuesta en el tiempo del sistema sensorial, encontrar fallas o desperfectos, así como mejorarlos y hacerlos más eficientes. Una prueba que resultó de gran ayuda para una primera validación de los sistemas sensoriales fue la realizada en el Museo de los Niños de Guatemala con sus cohetes de agua.

Considerar la construcción e implementación de los lanzadores de cohetes de agua del Museo de los Niños de Guatemala para utilizarlos en cualquier momento dentro de la Universidad del Valle de Guatemala. Otra prueba que también es importante

Evaluar la utilización de globos meteorológicos para pruebas de altura y vuelo.

Realizar pruebas de desempeño de los sistemas sensoriales utilizando un túnel de viento. Dichas pruebas son de gran importancia para la validación, y el mejoramiento, de las cubiertas protectoras de los

sensores a condiciones atmosféricas reales de vuelo. Las cubiertas protectoras, además de los filtros digitales y algoritmos de compensación, son una solución sencilla y eficiente al problema de ruido en los sensores debido a las condiciones atmosféricas y a las condiciones dinámicas del CanSat.

Se determina ejecutar pruebas de los sistemas electrónicos integrados, principalmente de los sistemas sensoriales y de los algoritmos de liberación de la carga útil, en cámaras presurizadas. Dichas cámaras, si bien no son una alternativa económica, son una alternativa que debe considerarse para replicar con facilidad y gran exactitud los cambios de presión a los que está sujeto el CanSat durante su vuelo.

Evaluar la implementación de filtros digitales y algoritmos de compensación para reducir, lo más posible, el ruido introducido a los sensores por las condiciones atmosféricas y las condiciones dinámicas del CanSat. Dicha implementación, debe ser evaluada y analizada por todos los encargados de los sistemas electrónicos integrados del CanSat ya que requiere de una capacidad de procesamiento considerable, incluyendo el manejo de punto flotante.

Diseñar y fabricar en la Universidad del Valle de Guatemala las placas de pruebas de los sensores empleados en los sistemas sensoriales. Si bien actualmente existen diversos fabricantes de dichas placas, es importante adecuarlas a los requerimientos específicos del CanSat y de los sistemas electrónicos integrados. Con esto se puede aprovechar de mejor manera el peso y las dimensiones físicas de los sensores, utilizar únicamente las conexiones eléctricas necesarias de dichos sensores, así como reducir costos considerablemente.

Para futuras misiones CanSat se recomienda utilizar módulos de radio frecuencia XBee PRO S3B ya que presentaron mejores resultados en alcance y eficiencia energética que los modelos XBee PRO S2C.

Es aconsejable utilizar antenas whip para los módulos que se encuentran dentro del CanSat y una antena con adaptador RP-SMA con alta ganancia para el módulo receptor que se encuentra en la estación en tierra ya que las antenas whip son ideales por su ganancia y poco espacio que ocupan dentro de un CanSat y que las antenas RP-SMA pueden proveer al sistema de comunicación con una mayor ganancia para producir un mayor rango de alcance.

Se sugiere tomar en cuenta el tiempo de paquetización antes de enviar más información o antes de utilizar el modo de ahorro de energía de los módulos XBee para prevenir interferencia entre los paquetes del contenedor y de la carga útil y el tiempo en que se transmite la información.

Es recomendable realizar pruebas integradas con el sistema de energía y el sistema de descenso para la carga útil para verificar si el sistema de recolección de energía del medio ambiente puede proveer la energía necesaria en diversas circunstancias en las que se pueda encontrar el CanSat durante su descenso.

Se aconseja utilizar baterías alcalinas con mayor capacidad energética que las baterías AAA para proveer al contenedor con la energía necesaria para transmitir información durante más de una hora.

El software de vuelo debe ser estructurado también en un sistema de archivos y librerías. Esto permitiría utilizar la misma base de código de forma ordenada y estructurada. En esta implementación, los elementos de todas las capas de software se escribieron en el mismo archivo “main.c” tanto de la carga útil como de contenedor. Si bien desde el punto de vista del compilador esto es indiferente, desde el punto de vista del programador facilita la reutilización del código, hace más obvia la estructura del software y produce una implementación más flexible y modular.

Generar documentación automática del desarrollo e implementación del software utilizando una herramienta automatizada para este propósito. Esto permitirá terminar con una implementación más formal y una base de documentación de la cual futuros desarrolladores puedan mantener o entender el código escrito.

Es necesario determinar de forma sistemática y basada en números la confiabilidad de los sistemas integrados trabajando en condiciones reales para eliminar, reducir, controlar o al menos conocer la posibilidad de que todo un vehículo falle, como ocurrió en este caso. Se recomienda la realización de pruebas en las que se someta al picosatélite a las condiciones reales que se espera, y determinar el número de veces que funciona el sistema contra el número de veces que se realizó la prueba, y tener un porcentaje de confiabilidad.

La etapa de pruebas es, definitivamente, la más importante de todo el desarrollo de software para un vehículo que simula una misión espacial. Solo de esta forma se puede asegurar que las acciones y procedimientos que realiza el software están adecuadamente diseñados, implementados e integrados para cumplir la misión. Se recomienda prever una etapa de pruebas de al menos 3 meses antes de la realización del lanzamiento final. Esto deberá estar considerado en la calendarización del desarrollo de software y es un tiempo mínimo para la realización de pruebas.

Para futuras misiones que impliquen la separación de dos vehículos a cierta altura, se recomienda que se utilice la técnica implementada en este sistema que consiste en tomar muestras consecutivas de presión, sin comparar entre muestras para determinar si el sistema sube o baja y utilizar las lecturas directamente sin determinar si son correctas o no. Aunque se está sacrificando robustez, la sencillez y efectividad de la implementación la hacen una solución atractiva y confiable.

Al momento de dimensionar la memoria externa para el almacenamiento de los datos, se recomienda multiplicar en un factor de 4 o mayor dicho espacio de almacenamiento. En esta

implementación se utilizó el espacio de almacenamiento 1.2-1.3 veces mayor al requerido, pero esto probó no ser suficiente al llegar a la etapa de pruebas del sistema integrado, cuando se requirió almacenar datos por más tiempo del estimado de la misión.

Es aconsejable implementar el código utilizando programación orientada por eventos y alguna técnica de ahorro de energía (uso de modo de bajo consumo de energía) para sistemas con restricciones fuertes en su fuente de alimentación y que utilizan el microcontrolador MSP430F5529. Esta recomendación se puede extender a otros dispositivos microcontroladores con características similares.

Para tener una mejor visualización del comportamiento físico del CanSat, es recomendable generar gráficas 3D. Es muy difícil visualizar la posición del CanSat cuando solamente se tiene el dato del ángulo en cada uno de sus ejes.

Agregar el estado del contenedor y de la carga útil a los datos que se almacenan en el archivo CSV. Este dato hubiera sido de mucha utilidad para el análisis de datos posterior al lanzamiento, el equipo tuvo acceso a este dato por medio de los datos almacenados en las memorias del contenedor y carga útil pero significó realizar comparaciones manuales entre el archivo exportado por software de control en tierra y los datos sin procesar almacenados en memoria.

Se recomienda tener al final del calendario un “buffer” de tiempo de manera que el equipo se cerciore de tener el tiempo necesario para realizar una prueba final con todos los módulos integrados en condiciones realistas.

Se sugiere realizar la búsqueda de fondos desde el principio del proyecto, sobre todo si el proyecto se encuentra cercano al final de año debido a la mayor disposición de donaciones por parte de diferentes organizaciones y/o empresas.

Se propone crear una alianza con una empresa turística de manera que se obtengan descuentos de viaje.

Se recomienda mantener una constante comunicación con los encargados de la competencia, y guardar una copia de dichas interacciones, de manera que cualquier inquietud sea solucionada y acatada por ambas partes.

Es necesario llevar todas las actividades de viaje y servicios auxiliares preparados de manera que el equipo esté coordinado en todo momento.

X. BIBLIOGRAFÍA

- Annual CanSat Competition. [12 de Agosto de 2014] <http://CanSatcompetition.com/Main.html>
- W.J., Stronge. 2000. *Impact Mechanics*. Cambridge University Press. UK. 280 pp.
- Annual CanSat Competition. (2014). *CanSat Competition Guide 2014*. Retrieved from CanSat Competition: http://cansatcompetition.com/Mission_files/mission_guide_2014_release1.pdf
- Ansel C. Urugal. 2004. *Mechanical Design: An Integrated Approach*. 1era. Edición. Mc Graw-Hill. Estados Unidos. 810 pp.
- Applied Motion Products. (2007). *Stepper Motors*. Recuperado el 12 de Agosto de 2014, de Applied Motion Products: <http://www.applied-motion.com/category/drive-tags/st5>
- Arduino. (2014). *Introduction*. Retrieved from Arduino: <http://www.arduino.cc/en/Guide/Introduction>
- Atmospheric Science Data Center. (n.d.). *NASA Surface meteorology and Solar Energy*. (P. Stackhouse, Editor) Retrieved Agosto 17, 2014, from <https://eosweb.larc.nasa.gov/cgi-bin/sse/grid.cgi?email=skip@larc.nasa.gov>
- Aydemir, M. E., Dursun, R. C., & Pehlevan, M. (2013, Junio). *Ground Station Design Procedures for CanSat*. Proceedings of the 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 909-912. Retrieved from http://www.academia.edu/4659667/GROUND_STATION_DESIGN_PROCEDURES_FOR_CANSAT
- Beer, F. P. (2009). *Mecánica de Materiales* (Quinta ed.). Estados Unidos: McGraw-Hill.
- Beer, Ferdinand P. 2009. *Mecánica de Materiales*. 5ta. Edición. McGraw-Hill. Estados Unidos. 788 pp.
- Behr, V & Lingard, S. 2005. *Parachute Definitions, Nomenclature, and Types*. 3rd International Planetary Probe Workshop.

Budynas, Richard P.; J. Keith Nisbett. 2011. *Shigley's Mechanical Engineering Design*. 9na. Edición. McGraw-Hill. Estados Unidos. 1028 pp.

Can Sat Crew. (n.d.). *CanSat Competition Guide 2014*. Retrieved from Environmentally Powered Atmospheric Probe: www.cansatcompetition.com

Celdas Solares Flexibles. (n.d.). *Celdas solares flexibles*. Retrieved Julio 20, 2014, from Celdas solares flexibles: <http://www.celdassolaresflexibles.com>

Cockrell, D. 1987. *The aerodynamics of parachutes*. Universidad de Leicester, Advisory group for aerospace research and development. Reino Unido.

Collins, J. A. (2003). *Mechanical Design of Machine Elements and Machines - A Failure Prevention Perspective*. Toronto, Canada: John Wiley & Sons, Inc.

CYTI. *Prueba de Charpy*. [12 de Agosto de 2014] <http://www.cyti.com>

Departamento de Robótica UCLM. (2009). *El Servomotor*. Retrieved from Universidad de Castilla-La Mancha: <http://www.info-ab.uclm.es/labelec/solar/electronica/elementos/servomotor.htm>

Digi International Inc. (2014). *Xbee Pro*. Retrieved from Digi International: <http://www.digi.com/products/wireless-wired-embedded-solutions/zigbee-rf-modules/point-multipoint-rfmodules/xbee-pro-xsc>

Digi International Inc. (2014). *XBee-PRO 900HP/XBee-PRO XSC RF Modules*. Retrieved from Digi: http://ftp1.digi.com/support/documentation/90002173_N.pdf

Digi International Inc. (2008). *Zigbee vs DigiMesh*. Retrieved from Wireless Mesh Networking: http://www.digi.com/pdf/wp_zigbeevsdigimesh.pdf

Faludi, R. (2011). *Building Wireless Sensors Networks*. Sebastopol, California: O'Reilly Media Inc.

Gaganyan, T. (2011). *Example Team Documents*. Recuperado el 12 de Agosto de 2014, de Annual CanSat Competition:

http://www.cansatcompetition.com/Example_Team_Documents_files/TeamGaganyaan_852_PDR.pdf

Gómez Cabrera, A., Lara Moir, C., Gutiérrez Dufourz, M. S., Papadopolu Filipovich, N., & Apel Cabrera, R. (2013). *PicoSatélites: Diseño y Construcción de un CanSat*. Guatemala: Universidad Del Valle de Guatemala.

Heinrich, H & Haak, E. 1971. *Stability and drag of parachutes with varying effective porosity*. Universidad de Minnesota. National Technical Information Service.

Hitt, D. (2008, Enero). *Soda-Sized Science*. Retrieved from NASA Educational Technology Services: <http://www.nasa.gov/audience/foreducators/informal/features/soda-sized-science.html>

Hobby King. Turnigy TG9e. [12 de Agosto de 2014]

http://hobbyking.com/hobbyking/store/_32095_turnigy_tg9_9g_1_7kg_0_12sec_eco_micro_servo.html

Jorgensen, D. 1982. *Cruciform parachute aerodynamics*. Universidad de Leicester.

Knacke, T., 1991. *Parachute Recovery Systems Desing Manual*. U.S Navy Edition.

Lanema. *Coefficiente de Fricción*. [12 de Agosto de 2014]

http://www.lanema.pt/conteudo_semiacabado.php?id=1407&lang=5

Lingard, S. 2005. *Aerodynamics 1*. 3rd Intenational Planetary Probe Workshop.

Ludtke, W. 1989. *Force distribution in the suspension lines of cross parachutes*. Naval Surface Warfare Center. Silver Spring Maryland.

Maps of World. (n.d.). *Mapas del mundo*. Retrieved from Latitud y Longitud de Guatemala: <http://espanol.mapsofworld.com/continentes/norte-america/guatemala/latitud-y-longitud-de-guatemala.html>

MatWeb. (s.f). *Material Property Data*. Recuperado el 12 de Agosto de 2014, de MatWeb: <http://www.matweb.com/index.aspx>

McQuiston, F. C., Parker, J. D., & Spitler, J. D. (2008). *Calefacción, ventilación y aire acondicionado*. México: Limusa Wiley.

Microsoft. (2014). *Synchronous and Asynchronous I/O*. Retrieved from MSDN The Microsoft Developer Network: [http://msdn.microsoft.com/en-us/library/windows/desktop/aa365683\(v=vs.85\).aspx](http://msdn.microsoft.com/en-us/library/windows/desktop/aa365683(v=vs.85).aspx)

MINIWIZ. (n.d.). *Hymini*. Retrieved 07 22, 2014, from Hymini: <http://www.hymini.com/html/HYmini.html>

Power Film. (n.d.). *Power Film Solar*. Retrieved Julio 20, 2014, from Power Film Solar: www.powerfilmsolar.com

ServoCity. *S3156MG Servo*. [12 de Agosto de 2014] www.servocity.com/html/s3156mg_servo.html#.U-jxtWMY5ew

ServoCity. *HS-81 Micro*. [12 de Agosto de 2014] http://www.servocity.com/html/hs-81_micro.html#.U-jzKmMY5ew

Silberschatz, A., Galvin, P. B., & Gagne, G. (2005). *Processes*. In *Operating System Concepts* (pp. 81-124). Massachusetts: John Wiley & Sons.

Silberschatz, A., Galvin, P. B., & Gagne, G. (2005). *Threads*. In *Operating System Concepts* (pp. 127-151). Massachusetts: John Wiley & Sons.

Soyer, S. (2011, Junio). *Small Space Can: CanSat*. Proceedings of the 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 789-793. Retrieved from http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?tp=&arnumber=5966950&url=http%3A%2F%2Fieeexplore.ieee.org%2Fexpls%2Fabs_all.jsp%3Farnumber%3D5966950

STEREN. (2014). *Catálogo:STEREN*. Retrieved Julio 24, 2014, from STEREN:

<http://www.steren.com.gt/catalogo/prod.php?f=6&sf=91&c=841&p=3756&desc=ventilador-de-4-pulgadas-12-vcc-de-plastico>

Team Gaganyaan. 2011. *CanSat 2011 PDR Outline*. India. [12 de Agosto de 2014]

http://CanSatcompetition.com/Example_Team_Documents_files/TeamGaganyaan_852_PDR.pdf

Wikipedia. (2014). *Integrated Development Environment*. Retrieved from Wikipedia The Free Encyclopedia:

http://en.wikipedia.org/wiki/Integrated_development_environment

Wolf, D. *Parachute Desing Examples*. 3rd Intenational Planetary Probe Workshop.

Young, Hugh. D; Roger A. Freedman. 2009. *Física Universitaria volumen 1*. 12va Edición. Pearson Educación. México. 760 pp.

Zukas, Jonas A.; Nicholas, Theodore; Switz, Hallock F.; Greszczuk, Longin B.; Curran, Donald R. 1982. *Impact Mechanics*. John Wiley & Sons, Inc. Canadá. 834 pp.

XI. ANEXOS

Anexo No. 1. Requerimientos generales de la competencia.

Requirement Number	Requirement
1	Total mass of the CanSat (container and payload) shall be 600 grams +/- 10grams without the egg.
2	The payload shall contain and protect the egg from cracking or breaking during flight through landing. The egg will weigh not more than 67 grams.
3	The payload shall be completely contained in the container. No part of the payload may extend beyond the container.
4	Container shall fit in the envelope of 125 mm x 310 mm including the container passive descent control system. Tolerances are to be included to facilitate container deployment from the rocket fairing.
5	The container shall use a passive descent control system. It cannot free fall.
6	The container shall not have any sharp edges to cause it to get stuck in the rocket fairing section.
7	The container shall be a florescent color, pink or orange.
8	The rocket airframe shall not be used to restrain any deployable parts of the CanSat.
9	The rocket airframe shall not be used as part of the CanSat operations.
10	The CanSat (container and payload) shall deploy from the rocket fairing section.
11	The descent control systems shall not use any flammable or pyrotechnic devices.
12	The descent rate of the CanSat shall be 12 m/s above 500 meters.
13	When the CanSat reaches 500 meters, the payload shall be released from the container.
14	When released, the payload shall have a descent rate of less than 10 m/s.

Continuación Anexo No. 1. Requerimientos generales de la competencia	
Requirement Number	Requirement
15	All descent control device attachments shall survive 30 Gs of shock.
16	All descent control devices shall survive 30 Gs of shock.
17	All electronic components shall be enclosed and shielded from the environment with the exception of sensors.
18	All structures shall be built to survive 15 Gs acceleration.
19	All structures shall be built to survive 30 Gs of shock.
20	All electronics shall be hard mounted using proper mounts such as standoffs, screws, or high performance adhesives.
21	All mechanisms shall be capable of maintaining their configuration or states under all forces.
22	Mechanisms shall not use pyrotechnics or chemicals.
23	Mechanisms that use heat (e.g., nichrome wire) shall not be exposed to the outside environment to reduce potential risk of setting vegetation on fire.
24	No batteries shall be allowed in the payload. Batteries are allowed only in the container to support releasing the payload.
25	The container shall only use alkaline type batteries.
26	The container shall collect and store altitude data at a 1 Hz rate from launch to the moment of landing.
27	The container shall transmit its altitude data at a 1 Hz rate during from launch time to landing.

Continuación Anexo No. 1. Requerimientos generales de la competencia	
Requirement Number	Requirement
28	The payload shall harvest energy from the environment during descent.
29	During descent, the payload shall collect air pressure, air temperature and power source voltage once per second.
30	During descent, the payload shall transmit all telemetry. The number of telemetry data transmitted shall be scored. The payload shall not generate telemetry at greater than 1 Hz rate.
31	Telemetry shall include payload mission time with one second or better resolution, which begins when the payload is powered on. Mission time shall be maintained in the event of a processor reset during the launch and mission.
32	XBEE radios shall be used for telemetry. 2.4 GHz Series 1 and 2 radios are allowed. 900 MHz XBEE Pro radios are also allowed.
33	XBEE radios shall have their NETID/PANID set to their team number.
34	XBEE radios shall not use broadcast mode.
35	Both the container radio and payload radio shall use the same NETID/PANID. Teams are allowed to determine how to coordinate communications between the container, payload and ground station.
36	The payload shall include an external umbilical power connection to allow for testing and safety checks when not harvesting energy.
37	The external power connection shall be a sturdy connector that is easily accessible when the payload is stowed in the container. Loose wires are not allowed.
38	Cost of the CanSat shall be under \$1000. Ground support and analysis tools are not included.













Continuación Anexo No. 1. Requerimientos generales de la competencia	
Requirement Number	Requirement
39	Each team shall develop their own ground station.
40	All telemetry shall be displayed in real time during descent.
41	All telemetry shall be displayed in engineering units (meters, meters/sec, Celsius, etc.)
42	Teams shall plot data in real time during flight.
43	The ground station shall include an antenna mast of 3.5 meters height, which is to be measured from the ground to the tip of the antenna structure.
44	The ground station mast shall be free standing. The antenna mast cannot be attached to provided tent or other structures.
45	The ground station mast shall be properly secured as to not fall over under any conditions with surface winds up to 30 mph.
46	If guy wires are used to support the ground station antenna mast, the guy wires shall be made visible for safety.
47	Both the container and payload shall be labeled with team contact information including email address.
48	The flight software shall maintain a count of packets transmitted, which shall increment with each packet transmission throughout the mission. The value shall be maintained through processor resets.
49	The container and payload shall maintain a mission time which is the number of seconds since each vehicle is powered on. The mission time shall be maintained in the event of a power loss or processor reset. The time may be maintained by software or by hardware real-time clock. If a hardware real-time clock is used, a separate, dedicated power source may be used to power the clock; however, this power source may not be used to power any other vehicle functions.

Anexo2. Datos climatológicos, Aeropuerto Internacional de Abilene (KABI). www.wunderground.com











Hora (CDT)	Temp.	Índice de calor	Punto de rocío	Humedad	Presión	Visibilidad	Wind Dir	Velocidad del viento	Velocidad de ráfagas	Precip	Eventos	Condiciones
12:52 AM	24.4 ° C	-	20.0 ° C	76%	1011.7 hPa	16.1 km	SSE	22.2 km/h / 6.2 m/s	-	N/A		Despejado
1:52 AM	18.9 ° C	-	17.8 ° C	93%	1014.1 hPa	4.8 km	ONO	29.6 km/h / 8.2 m/s	44.4 km/h / 12.3 m/s	1.0 mm	Lluvia	Lluvias fuertes
2:52 AM	18.9 ° C	-	18.3 ° C	96%	1014.2 hPa	16.1 km	OSO	16.7 km/h / 4.6 m/s	-	10.9 mm	Lluvia	Lluvia débil
3:52 AM	19.4 ° C	-	19.4 ° C	100%	1013.1 hPa	11.3 km	Sur	9.3 km/h / 2.6 m/s	-	3.3 mm	Lluvia	Lluvia
4:52 AM	19.4 ° C	-	18.3 ° C	93%	1009.4 hPa	16.1 km	Sur	18.5 km/h / 5.1 m/s	-	2.5 mm	Lluvia	Lluvia débil
5:52 AM	19.4 ° C	-	18.9 ° C	97%	1010.4 hPa	16.1 km	Oeste	9.3 km/h / 2.6 m/s	-	0.0 mm		Despejado
6:52 AM	19.4 ° C	-	18.9 ° C	97%	1010.1 hPa	16.1 km	SSO	7.4 km/h / 2.1 m/s	-	N/A		Despejado
7:52 AM	20.6 ° C	-	17.2 ° C	81%	1009.9 hPa	16.1 km	SSO	16.7 km/h / 4.6 m/s	-	N/A		Despejado
8:52 AM	21.7 ° C	-	17.2 ° C	75%	1010.6 hPa	16.1 km	Sur	18.5 km/h / 5.1 m/s	-	N/A		Despejado
9:52 AM	22.8 ° C	-	17.8 ° C	73%	1010.3 hPa	16.1 km	Sur	18.5 km/h / 5.1 m/s	-	N/A		Despejado
10:52 AM	26.1 ° C	-	17.8 ° C	60%	1009.5 hPa	16.1 km	SSE	22.2 km/h / 6.2 m/s	-	N/A		Despejado
11:52 AM	28.3 ° C	29.1 ° C	17.8 ° C	53%	1009.1 hPa	16.1 km	Sur	24.1 km/h / 6.7 m/s	-	N/A		Despejado
12:52 PM	29.4 ° C	30.3 ° C	18.3 ° C	51%	1008.5 hPa	16.1 km	SSO	31.5 km/h / 8.7 m/s	50.0 km/h / 13.9 m/s	N/A		Despejado
1:52 PM	30.0 ° C	31.5 ° C	19.4 ° C	53%	1008.2 hPa	16.1 km	Sur	38.9 km/h / 10.8 m/s	50.0 km/h / 13.9 m/s	N/A		Despejado
2:52 PM	31.1 ° C	33.0 ° C	20.0 ° C	51%	1007.4 hPa	16.1 km	Sur	27.8 km/h / 7.7 m/s	50.0 km/h / 13.9 m/s	N/A		Despejado
4:52 PM	32.8 ° C	34.4 ° C	18.9 ° C	44%	1006.1 hPa	16.1 km	Sur	27.8 km/h / 7.7 m/s	44.4 km/h / 12.3 m/s	N/A		Despejado
5:52 PM	32.8 ° C	35.1 ° C	20.0 ° C	47%	1005.4 hPa	16.1 km	Sur	27.8 km/h / 7.7 m/s	40.7 km/h / 11.3 m/s	N/A		Despejado
6:52 PM	31.1 ° C	33.4 ° C	20.6 ° C	53%	1005.1 hPa	16.1 km	SSE	33.3 km/h / 9.3 m/s	40.7 km/h / 11.3 m/s	N/A		Despejado

Anexo 3. Distintas geometrías de paracaídas.

Geometrías de paracaídas 1.

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_o} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT CIRCULAR			1.00	0.67 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

Continuación Anexo 3. Geometrías de paracaídas 2

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_o} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
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	0.66 TO 0.72	0.60 TO 0.85	1.1 TO 1.2	0 TO ±3	DESCENT, DECELERATION

Continuación Anexo 3. Geometrías de paracaídas 3

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_o} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT (FIST) RIBBON			1.00	0.67	0.45 TO 0.50	~1.05	0 TO ±3	DROGUE, DESCENT, DECLERATION, OBSOLETE
CONICAL RIBBON			0.95 TO 0.97	0.70	0.50 TO 0.55	~1.05	0 TO ±3	DESCENT, DECELERATION, 0.1 < M < 2.0
CONICAL RIBBON (VARIED POROSITY)			0.97	0.70	0.55 TO 0.60	1.05 TO 1.30	0 TO ±3	DROGUE, DESCENT, DECELERATION, 0.1 < M < 2.0
RIBBON ¹⁾ (HEMISFLO)			0.62	0.62	0.30 ³⁾ TO 0.46	1.00 TO 1.30	±2	SUPERSONIC, DROGUE, 1.0 < M < 3.0
RINGSLOT			1.00	0.67 TO 0.70	0.56 TO 0.65	~1.05	0 TO ±5	EXTRACTION, DECELERATION, 0.1 < M < 0.9
RINGSAIL			0.84	0.69	0.75 TO 0.85	~1.10	±5 TO ±10	DESCENT, M < 0.5
DISC-GAP-BAND			0.73	0.65	0.52 TO 0.58	~1.30	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5

Anexo 4. Datos de la primera prueba de velocidad del contenedor a 9 metros.

Tiempo (s)	Posición (m)	Velocidad (m/s)
0.000	0.008	
0.033	0.011	0.089
0.067	0.026	0.449
0.100	0.066	1.214
0.133	0.115	1.465
0.167	0.162	1.431
0.200	0.218	1.671
0.233	0.296	2.335
0.267	0.380	2.526
0.300	0.198	-5.477
0.333	0.478	8.439
0.367	0.598	3.585
0.400	0.724	3.789
0.433	0.865	4.224
0.467	1.009	4.322
0.500	1.181	5.157
0.533	1.349	5.067
0.566	1.501	4.531
0.600	1.687	5.580
0.633	1.894	6.220
0.667	2.084	5.693
0.700	2.210	3.795
0.733	2.400	5.691
0.766	2.667	8.014
0.800	2.839	5.157
0.833	3.057	6.545
0.866	3.211	4.638
0.900	3.492	8.419
0.933	3.745	7.600

Continuación Anexo 4. Datos de la primera prueba de velocidad del contenedor a 9 metros.		
Tiempo (s)	Posición (m)	Velocidad (m/s)
0.966	3.977	6.948
1.000	4.286	9.277
1.033	4.553	8.014
1.066	4.806	7.600
1.100	5.108	9.066
1.133	5.431	9.708
1.166	5.726	8.832
1.200	6.120	11.803
1.233	6.415	8.882
1.266	6.752	10.107
1.300	7.103	10.524
1.333	7.469	10.963
1.366	7.792	9.692
1.400	8.185	11.823
1.433	8.621	13.067
1.466	8.860	7.171
1500	8.958	2.947
1533	9.028	2.111
1566	9.028	0.000
	Promedio	5.885

Anexo 5: Datos de primera prueba de velocidad de la carga útil a 9 metros

Tiempo (s)	Posición (m)	Velocidad (m/s)
0.000	0.022	
0.033	0.018	-0.096
0.067	0.016	-0.078
0.100	0.056	1.208
0.133	0.049	-0.211
0.167	0.049	-0.011
0.200	0.193	4.331
0.233	0.212	0.572
0.267	0.347	4.067
0.300	0.354	0.204
0.333	0.478	3.708
0.367	0.546	2.054
0.400	0.619	2.184
0.433	0.777	4.756
0.467	0.867	2.703
0.500	0.997	3.889
0.533	1.178	5.432
0.567	1.365	5.622
0.600	1.539	5.210
0.633	1.726	5.619
0.666	1.887	4.812
0.700	2.034	4.414
0.733	2.221	5.620
0.766	2.422	6.020
0.800	2.622	6.017
0.833	2.796	5.218
0.866	3.043	7.412
0.900	3.271	6.826
0.933	3.491	6.627
0.966	3.699	6.219

Anexo 5: Datos de primera prueba de velocidad
de la carga útil a 9 metros

Tiempo (s)	Posición (m)	Velocidad (m/s)
1.000	3.919	6.623
1.033	4.207	8.625
1.066	4.421	6.425
1.100	4.722	9.019
1.133	4.976	7.624
1.166	5.250	8.227
1.200	5.524	8.217
1.233	5.858	10.030
1.266	6.132	8.234
1.300	6.440	9.230
1.333	6.747	9.230
1.366	7.068	9.621
1.400	7.402	10.033
1.433	7.730	9.831
1.466	8.118	11.636
1.500	8.365	7.426
1.533	8.819	13.622
1.566	8.980	4.821
1.600	9.026	1.407
1.633	9.000	-0.795506831
	Promedio	5.499

Anexo 6: Calendario de avances de cada módulo.

No.	Rubro	Duración (días)	Comienzo	Final	% Completado
1	Eventos importantes	269	09/01/2013	6/15/2014	100%
1.1	PDR	1	02/01/2014	02/01/2014	100%
1.2	CDR	1	3/31/2014	3/31/2014	100%
1.3	Primera prueba de vuelo integrado	1	3/23/2014	3/23/2014	100%
1.4	Prueba final de vuelo integrado	1	05/11/2014	05/11/2014	100%
1.5	Manufactura y correcciones finales	20	05/12/2014	06/01/2014	100%
1.6	Elaboración del Manual de Operaciones de la Misión	14	5/19/2014	06/01/2014	100%
1.7	PFR	1	6/15/2014	07/17/2014	100%
2	Módulo de sensores de vuelo	267	09/01/2013	06/01/2014	100%
2.1	Investigación	14	09/01/2013	09/14/2013	100%
2.2	Trade study del sensor	16	9/15/2013	9/30/2013	100%
2.3	Pedido de compra	14	9/22/2013	10/05/2013	100%
2.4	Prueba del sensor de temperatura	7	10/06/2013	10/12/2013	100%
2.5	Prueba del sensor de presión	7	10/13/2013	10/19/2013	100%
2.6	Prueba del sensor de altitud	7	10/20/2013	10/26/2013	100%
2.7	Prueba del acelerador	5	10/27/2013	10/31/2013	100%
2.8	Desarrollo del algoritmo del sensor de temperatura	9	11/01/2013	11/09/2013	100%
2.9	Desarrollo del algoritmo del sensor de presión	7	11/10/2013	11/16/2013	100%
2.10	Desarrollo del algoritmo del sensor de altitud	7	11/17/2013	11/23/2013	100%
2.11	Desarrollo del algoritmo del acelerómetro	21	11/17/2013	12/07/2013	100%
2.12	Diseño del tablero PCB de sensores integrados	14	01/05/2014	01/18/2014	100%
2.13	Construcción del tablero PCB de sensores integrados	14	01/19/2014	01/31/2014	100%
2.14	Diseño del tablero PCB de sensores integrados de la carga útil	15	02/01/2013	03/12/2014	100%

Continuación Anexo 6: Calendario de avances de cada módulo.					
No.	Rubro	Duración (días)	Comienzo	Final	% Completado
2.15	Construcción del tablero PCB de sensores integrados de la carga útil	20	02/20/2014	03/12/2014	100%
2.16	Pruebas del tablero de sensores integrado	21	26/04/2014	05/11/2014	100%
2.17	Pruebas de integración con software de vuelo	21	09/01/2013	06/01/2014	100%
3	Módulo de software de vuelo	267	09/01/2013	06/01/2014	100%
3.1	Identificación y asignación de los requerimientos de PSFW & CFSW	7	09/01/2013	09/07/2013	100%
3.2	Diseño de arquitectura de PSFW & CFSW	14	09/01/2013	09/14/2013	100%
3.3	Definición de operaciones de PSFW & CFSW	14	09/08/2013	09/21/2013	100%
3.4	Selección de microcontrolador y memoria	16	09/15/2013	09/30/2013	100%
3.5	Prueba de los módulos UART, ADC y 12C en tablero de Prototyping y ambiente	14	09/22/2013	10/05/2013	100%
3.6	Prueba de módulos periferales con sensores reales	7	10/06/2013	10/19/2013	100%
3.7	Programación de módulos periferales en ambiente formal	14	10/06/2013	10/19/2013	100%
3.8	Buffer	7	10/20/2013	10/26/2013	100%
3.9	Integración de modos de bajo poder a periferales	5	10/27/2013	10/31/2013	100%
3.10	Buffer	9	11/01/2013	11/09/2013	100%
3.11	Medidas de consumo de MCU y energía de los sensores	9	11/01/2013	11/09/2013	100%
3.12	Programación de los procesos de control de algoritmos del contenedor	14	11/10/2013	11/23/2013	100%
3.13	Programaciones de algoritmos de com. & manejo de data para el contenedor	14	11/10/2013	11/23/2013	100%
3.14	Buffer	7	12/01/2013	11/30/2013	100%
3.15	Pruebas CFSW	7	12/01/2013	12/07/2013	100%
3.16	Integración CFSW	7	01/05/2014	01/11/2014	100%

Continuación Anexo 6: Calendario de avances de cada módulo.					
No.	Rubro	Duración (días)	Comienzo	Final	100%
3.17	Buffer	7	01/12/2014	01/18/2014	100%
3.18	Programación de los procesos de control de algoritmos de la carga útil	25	1/19/2014	02/12/2013	100%
3.19	Programaciones de algoritmos de com. & manejo de data para la carga útil	20	02/13/2014	03/04/2014	100%
3.20	Buffer	8	03/05/2014	03/12/2014	100%
3.21	Prueba de PFSW para el reset de almacenamiento y recuperación de data y confiabilidad de algoritmos	21	03/31/2014	04/20/2014	100%
3.22	Pruebas de integración de PFSW con EPS	7	04/14/2014	04/20/2014	100%
3.23	Pruebas de integración del PSFW al contenedor	14	04/21/2014	05/01/2014	100%
3.24	Integración del PSFW con todo el sistema	14	04/28/2014	05/11/2014	100%
4	Sistema de descenso del contenedor	267	09/01/2013	06/01/2014	100%
4.1	Investigación	21	09/01/2013	09/21/2013	100%
4.2	Definición de materiales y componentes	28	09/22/2013	10/19/2013	100%
4.3	Análisis	23	11/01/2013	11/23/2013	100%
4.4	Diseño de computadora	14	11/10/2013	11/23/2013	100%
4.5	Manufactura	35	11/17/2013	12/21/2013	100%
4.6	Pruebas	28	12/15/2013	01/18/2014	100%
4.7	Análisis	20	01/12/2014	01/31/2014	100%
4.8	Correcciones	14	01/26/2014	02/08/2014	100%
4.9	2da. manufactura	35	02/08/2014	03/15/2014	100%
4.10	2da. prueba	31	03/15/2014	04/14/2014	100%
4.11	Correcciones	30	04/18/2014	05/18/2014	100%
5	Sistema de descenso de la carga útil	267	09/01/2013	06/01/2014	100%
5.1	Investigación	21	09/01/2013	09/21/2013	100%
5.2	Definición de materiales y componentes	28	09/22/2013	10/19/2013	100%
5.3	Análisis	23	11/01/2013	11/23/2013	100%
5.4	Diseño de computadora	14	11/10/2013	11/23/2013	100%

Continuación Anexo 6: Calendario de avances de cada módulo.					
No.	Rubro	Duración (días)	Comienzo	Final	% Completado
5.5	Manufactura	35	11/17/2013	12/21/2013	100%
5.6	Pruebas	28	12/15/2013	01/18/2014	100%
5.7	Análisis	20	01/12/2014	01/31/2014	100%
5.8	Correcciones	14	01/31/2014	02/14/2014	100%
5.9	2da. manufactura	35	02/14/2014	03/15/2014	100%
5.10	2da. prueba	31	03/15/2014	04/15/2014	100%
5.11	Correcciones	30	03/18/2014	05/18/2014	100%
6	Módulo de estructura	267	09/01/2013	06/01/2014	100%
6.1	Investigación	7	09/01/2013	06/01/2014	100%
6.2	Selección de diseño, materiales y componentes	21	09/01/2013	09/21/2013	100%
6.3	Diseño de computadora y análisis de estrés	32	10/01/2013	11/01/2013	100%
6.4	Manufactura de prototipo	30	01/15/2014	02/15/2014	100%
6.5	Prueba de prototipo	30	02/20/2014	03/22/2014	100%
6.6	Análisis de prototipo	7	04/01/2013	04/06/2013	100%
6.7	Análisis de integración del prototipo	7	04/07/2013	04/13/2013	100%
6.8	Diseño final de computadora	7	04/14/2014	04/20/2014	100%
6.9	Manufactura de diseño final	28	04/14/2014	05/04/2014	100%
6.10	Integración de diseño final	7	05/05/2014	05/11/2014	100%
7	Módulo de comunicación inalámbrica	267	09/01/2013	06/01/2014	100%
7.1	Selección de módulo XBEE	7	09/01/2013	09/07/2013	100%
7.2	Selección de antena	7	09/08/2013	09/14/2013	100%
7.3	Pedido de compra	7	09/15/2013	09/21/2013	100%
7.4	Investigación	16	09/15/2013	09/30/2013	100%
7.5	Configuración inicial de comunicación	14	12/01/2013	12/14/2013	100%
7.6	Definición de protocolo de telemetría y data	20	01/05/2014	01/25/2014	100%
7.7	Prueba de comunicación punto a punto entre contenedor y estación en tierra	20	1/25/2014	2/14/2014	100%
7.8	Prueba de comunicación punto a punto entre carga útil y estación en tierra	20	02/10/2014	03/02/2014	100%

Continuación Anexo 6: Calendario de avances de cada módulo.					
No.	Rubro	Duración (días)	Comienzo	Final	% Completado
7.9	Diseño PCB de recepción y transmisión	21	03/16/2014	04/06/2014	100%
7.10	Pruebas iniciales de CDH con arduino y módulo XBEE	14	03/16/2014	03/31/2014	100%
7.11	Correcciones	21	04/07/2014	04/27/2014	100%
7.12	Integración del sensor CDH y FSW	7	04/21/2014	04/27/2014	100%
7.13	Implementación de CDH en estructura	21	04/26/2014	05/11/2014	100%
7.14	Verificación de entrega de energía suficiente a electrónicos	21	04/26/2014	05/11/2014	100%
8	Módulo de software en tierra	267	09/01/2013	06/01/2014	100%
8.1	Investigación	14	09/01/2013	09/14/2013	100%
8.2	Selección de herramientas de software	7	09/08/2013	09/14/2013	100%
8.3	Conexión a arduino utilizando programa C#	7	9/15/2013	9/21/2013	100%
8.4	Módulo de cálculo utilizando MatLab	21	09/22/2013	10/12/2013	100%
8.5	Recepción de interpretación de data utilizando programa C#	19	10/13/2013	10/31/2013	100%
8.6	Integración de módulos MatLab y C#	23	11/01/2013	11/23/2013	100%
8.7	Recepción de data de la carga útil	7	11/24/2013	11/30/2013	100%
8.8	Interpretación de la data de la carga útil	28	12/01/2013	12/28/2013	100%
8.9	Recepción de data del contenedor	30	01/05/2014	02/04/2014	100%
8.10	Interpretación de la data del contenedor	30	01/05/2014	02/04/2014	100%
8.11	Almacenamiento del archivo CSV	20	02/10/2014	03/02/2014	100%
8.12	Carga del archivo CSV	20	03/02/2014	03/22/2014	100%
8.13	Prueba de modo de envío de señales a FSW	21	04/01/2014	04/21/2014	100%
8.14	Diseño de interfase	7	03/02/2014	03/22/2014	100%
8.15	Despliegue de información	7	04/26/2014	05/01/2014	100%
8.16	Prueba con sistemas electrónicos	49	04/01/2014	05/11/2014	100%
8.17	Correcciones	14	04/28/2014	05/11/2014	100%
9	Módulo de sistema de energía	267	09/01/2013	06/01/2014	100%
9.1	Investigación	30	09/01/2013	09/20/2013	100%

Continuación Anexo 6: Calendario de avances de cada módulo.					
No.	Rubro	Duración (días)	Comienzo	Final	% Completado
9.2	Selección de colector de energía del ambiente	20	09/08/2013	09/28/2013	100%
9.3	Validación de colector de energía del ambiente	7	09/15/2013	09/21/2013	100%
9.4	Pedido de compra de EPC	21	09/22/2013	10/12/2013	100%
9.5	Análisis de integración	21	04/07/2014	04/27/2014	100%
9.6	Pruebas individuales de EPC	21	03/16/2014	04/06/2014	100%
9.7	Pruebas de comunicación EPC, sensores y FSW	14	04/14/2014	04/27/2014	100%
9.8	Pruebas de integración	14	04/21/2014	05/04/2014	100%
9.9	Correcciones	14	04/28/2014	05/11/2014	100%
10	Módulo de administración y logística	282	09/01/2013	06/16/2014	100%
10.1	Organización de equipo	21	09/01/2013	09/21/2013	100%
10.2	Estructura de trabajo de cada módulo	23	09/08/2013	09/30/2013	100%
10.3	Set up de calendario de trabajo	21	09/15/2013	10/05/2013	100%
10.4	Estimación de presupuesto	16	09/15/2013	09/30/2013	100%
10.5	Pedidos de compra	21	09/22/2013	10/22/2013	100%
10.6	Manejo de fondos y patrocinio	90	02/01/2014	05/01/2014	100%
10.7	Compra de boletos	7	04/28/2014	05/04/2014	100%
10.8	Shipping de equipo electrónico (si es necesario)	7	05/26/2014	06/01/2014	100%
10.9	Compra de vestimenta de equipo	7	05/26/2014	06/01/2014	100%
10.10	Estadía del equipo en Texas	5	06/12/2014	06/16/2014	100%

Anexo 7: Presupuesto

Componente	Cantidad	Costo Unitario	Costo Total	Estatus	Módulo
Paneles solares	8	\$6	\$48	Actual	Módulo de sistema de energía
Cables	3 m	-	\$5	Actual	General
Headers	16	-	\$0.75	Actual	Módulo de sistema de energía
Pegamento 3M Super 77 Spray	1	\$20	\$20	Actual	Módulo de sistema de energía
Cubierta del contenedor	1	\$809	\$809	Actual	Módulo de estructura
Placas estructurales	4	-	\$165	Actual	Módulo de estructura
Tornillos y tuercas	50	-	\$25	Actual	Módulo de estructura
Servomotor	1	\$40	\$40	Actual	Módulo de estructura
Sistema de protección del huevo	1	-	\$10	Actual	Módulo de estructura
Zip Ties	2	\$0.05	\$0.10	Actual	Módulo de estructura
Cubierta lateral de la carga útil	1	\$32	\$32	Actual	Módulo de estructura
Pintura en spray	1	\$4.25	\$4.25	Actual	Módulo de estructura
XBEE PRO S3B con Antena de cable	2	-	\$39	Actual	Módulo de comunicación inalámbrica
XBEE PRO S3B RPSMA	1	\$39	\$39	Actual	Módulo de comunicación inalámbrica
RPSMA Antena	1	\$8.95	\$8.95	Actual	Módulo de comunicación inalámbrica
Arduino Mega 2560	1	\$35	\$35	Actual	Módulo de comunicación inalámbrica
Cable USB	10m	-	\$45	Actual	Módulo de comunicación inalámbrica
Set Up de la estación de control en Tierra	1	-	\$20	Actual	Módulo de comunicación inalámbrica
Sensor de presiónBMP085/BMP180	1	\$9.95	\$9.95	Actual	Módulo de sensores de vuelo
Sensor de presiónLPS331AP	1	\$7.95	\$7.95	Actual	Módulo de sensores de vuelo
AcelerómetroADXL345	1	\$17.95	\$17.95	Actual	Módulo de sensores de vuelo
PCB del contenedor y carga útil	2	\$10	\$20	Actual	Módulo de sensores de vuelo

Continuación Anexo 7: Presupuesto					
Componente	Cantidad	Costo Unitario	Costo Total	Estatus	Módulo
Tela CDC	1yd	\$13.50	\$13.50	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Líneas CDC	9	-	\$1.50	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Mini anillo CDC	1	-	\$1.91	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Conector CDC	1	-	\$2.55	Actual	Módulo de sistemas de descenso
PDC Membranas Aerodinámicas	4	-	\$20	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Tuercas y tornillos PDC	8	-	\$1.81	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Hules PDC	4	-	\$2.50	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Líneas CDC	9	-	\$1.50	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Mini anillo CDC	1	-	\$1.91	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Conector CDC	1	-	\$2.55	Actual	Módulo de sistemas de descenso
PDC Membranas Aerodinámicas	4	-	\$20	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Tuercas y tornillos PDC	8	-	\$1.81	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Hules PDC	4	-	\$2.50	Actual	Módulo de sistemas de descenso
Presupuesto total					\$1475.94
					Q11,307.18

Anexo 8: Otros costos

OTROS COSTOS	
CONCEPTO	COSTO
Boletos Aéreos	Q 46,646.98
Alimentos y bebidas	Q 2,110.97
Last Minute: Impresión MOM	Q 79.50
Hospedaje	Q 3,488.82
Lata Foam #1	Q 30.03
Lata Foam (Big Gap Filler) + Guantes latex + tornillos y bote	Q 57.53
Baterías Duracell Quantum	Q 41.37
Otros	Q 530.22
Banner	Q 50.00
Botes y tornillos	Q 160.00

Anexo 9: Programa realizado en Python para pruebas de comunicación inalámbrica

```

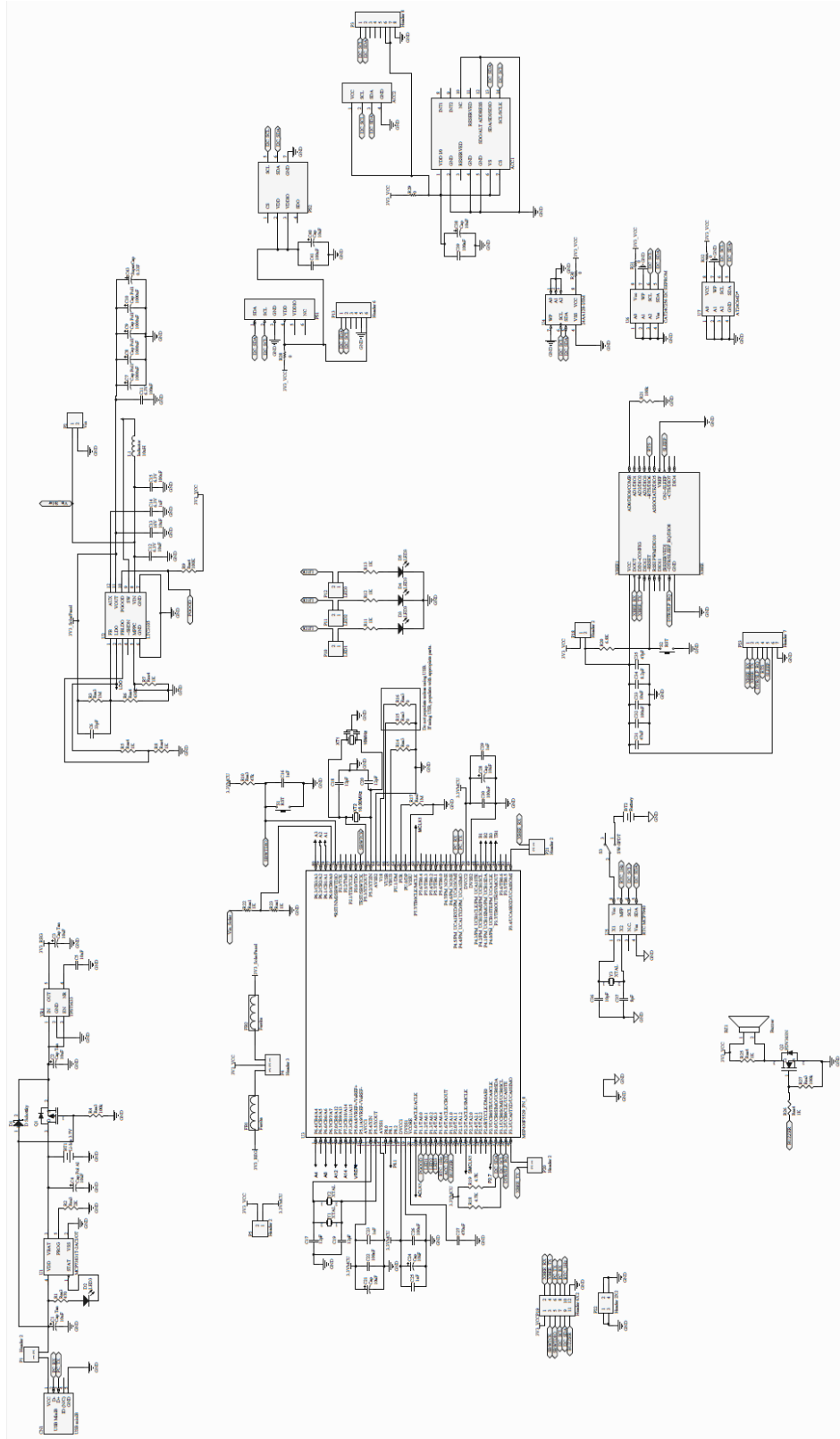
#XBEE.py

import serial
import time
import RPi.GPIO as GPIO
ser = serial.Serial("/dev/ttyAMA0", 9600)
cont = 0
GPIO.setmode(GPIO.BCM)
GPIO.setup(7, GPIO.OUT)
GPIO.output(7, 0)
time.sleep(0.018)
while(cont < 100):
    print ("paquete no: ", cont+1)
    ser.write("\x88")
    ser.write("\x32")
    ser.write("\x36")
    ser.write("\x35")
    ser.write("\x33")
    ser.write("\x2C")
    ser.write("\x31")
    ser.write("\x32")
    ser.write("\x37")
    ser.write("\x2C")
    ser.write("\x35")
    ser.write("\x34")
    ser.write("\x35")
    ser.write("\x36")
    ser.write("\x2C")
    ser.write("\x37")
    ser.write("\x36")
    ser.write("\x31")
    ser.write("\x32")
    ser.write("\x35")
    ser.write("\x37")
    ser.write("\x34")
    ser.write("\x36")
    ser.write("\x38")
    ser.write("\x36")
    ser.write("\x34")
    ser.write("\x36")
    ser.write("\x36")
    ser.write("\x34")
    ser.write("\x35")
    ser.write("\x36")
    ser.write("\x35")
    ser.write("\x31")
    ser.write("\x35")
    ser.write("\x37")
    ser.write("\x31")
    ser.write("\x2C")
    ser.write("\x46")
    ser.write("\x41")
    ser.write("\x0D")
    #delay necesario para paquetizacion de 52 bytes (162.5 ms aprox 170 ms)
    time.sleep(0.170)
    #XBEE se duerme 812 milisegundos
    GPIO.output(7, 1)
    time.sleep(0.812)
    #Se despierta a XBEE y se deja un delay de 18 ms antes de enviar datos
    GPIO.output(7, 0)
    time.sleep(0.018)
    #Conteo de paquetes
    cont += 1
time.sleep(8)
#GPIO.output(7, 1)
ser.close()

```

Ln: 21 Col: 18

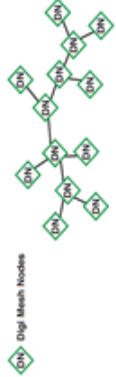
Anexo II: Diagrama esquemático completo del sistema electrónico de carga útil.



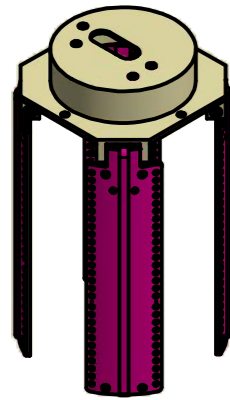
Anexo 13: Ventajas y desventajas de protocolos de comunicación.

No.	ZigBee	DigiMesh
1	Estándar abierto que posee interoperabilidad con otros productos ZigBee.	Patentado
2	La funcionalidad reducida de los nodos "End Device" permite la opción de reducir el costo al consumir menos energía y poder ser alimentados mediante baterías.	Todos los nodos pueden colocarse en modo sleep independientemente del tipo de nodo que sea configurado.
3	Pueden actualizar su firmware mientras se encuentran en funcionamiento.	No pueden actualizar su firmware mientras se encuentran en funcionamiento.
4	Está compuesto por nodos Coordinadores, "Routers", y "End Device".	Está compuesto por un solo tipo de nodo homogéneo. Ofrece mayor flexibilidad para la expansión de la red e incrementa la confiabilidad en ambientes donde los "Routers" pueden perder la comunicación por interferencia.
5	El alcance se encuentra limitado a un máximo de 2 millas (3.2 km) en superficies sin obstáculos.	El alcance máximo es de hasta 40 millas (64 km) en superficies sin obstáculos.
6	Puede enviar hasta 80 bytes de información por paquete.	Puede enviar hasta 256 bytes por paquete, dependiendo del XBee.
7	La memoria interna libre para actualizaciones y mejoras en el firmware es menor.	Posee mayor espacio de memoria libre para actualizar el firmware y añadir mejoras del protocolo.
8	Predomina la frecuencia de 2.4 GHz (250 Kbps)	Existen dispositivos que operan a 900 MHz (10, 125, 150 Kbps) y 2.4 GHz (250 Kbps)
9	Dos capas para direccionamiento. MAC address (64 bit) y Network address (16 bit)	Posee la capa de direccionamiento MAC address (64 bit) únicamente.

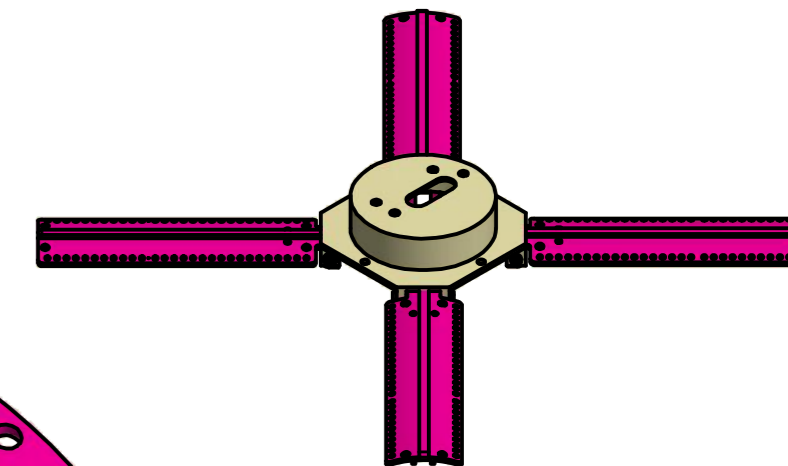
(Digi International Inc. 2008)



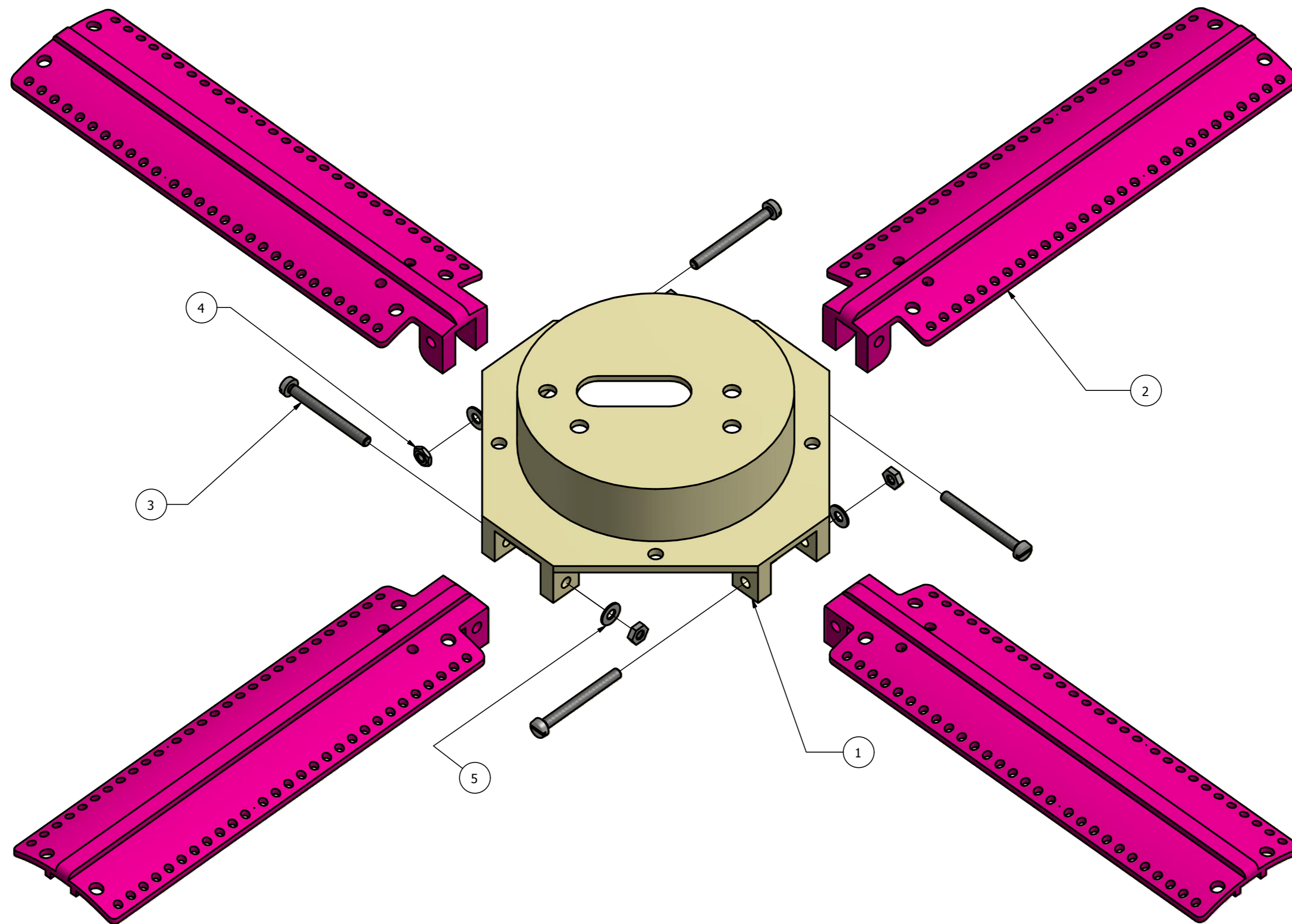
Anexo 14: Planos de distintos sistemas mecánicos



POSICIÓN CERRADA
ESCALA 1:4



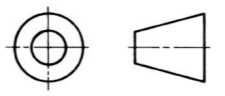


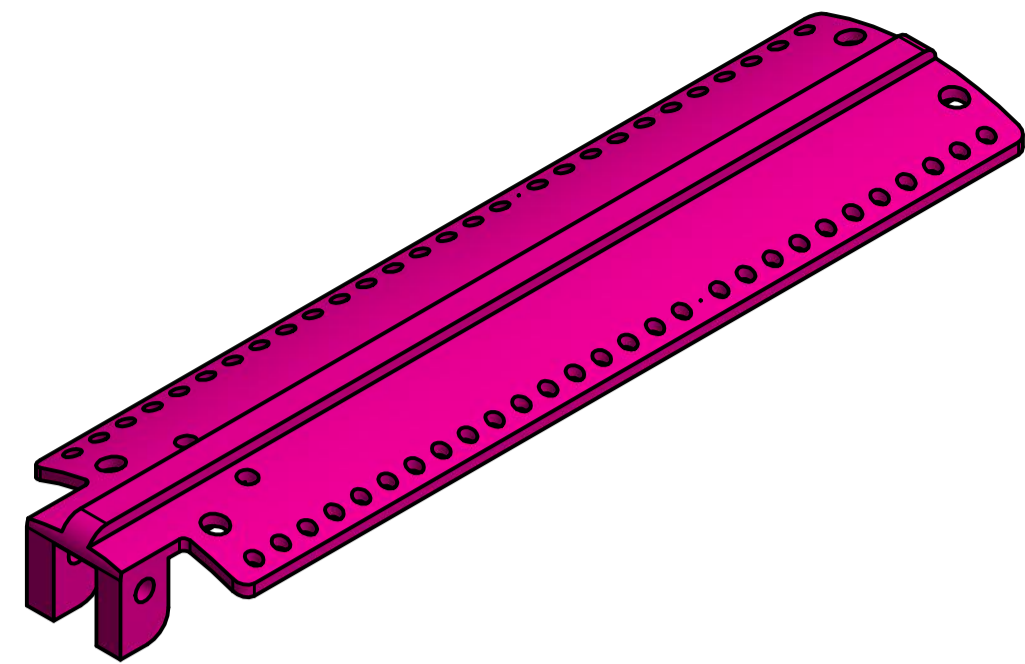
POSICIÓN DESPLEGADA
ESCALA 1:4



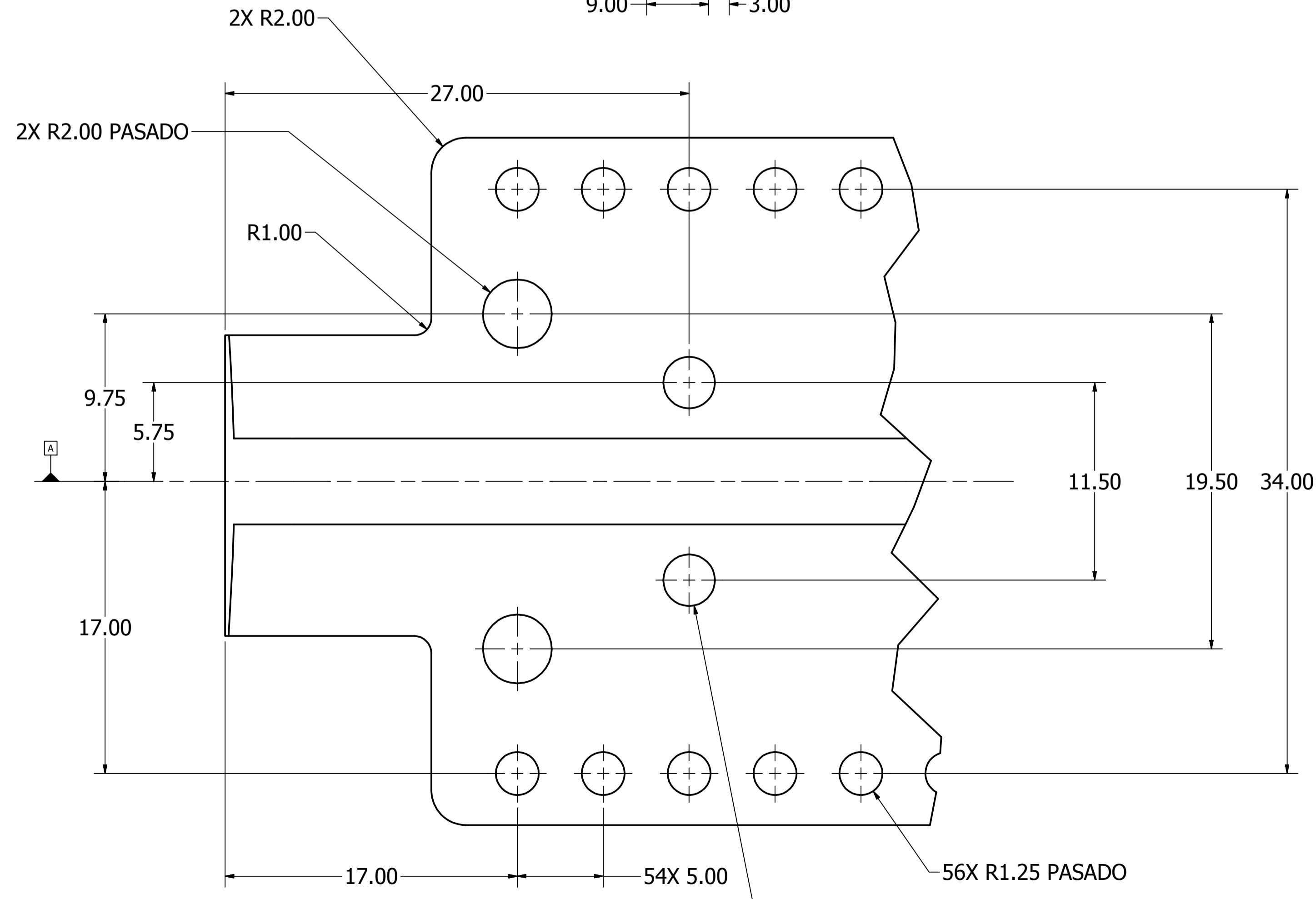
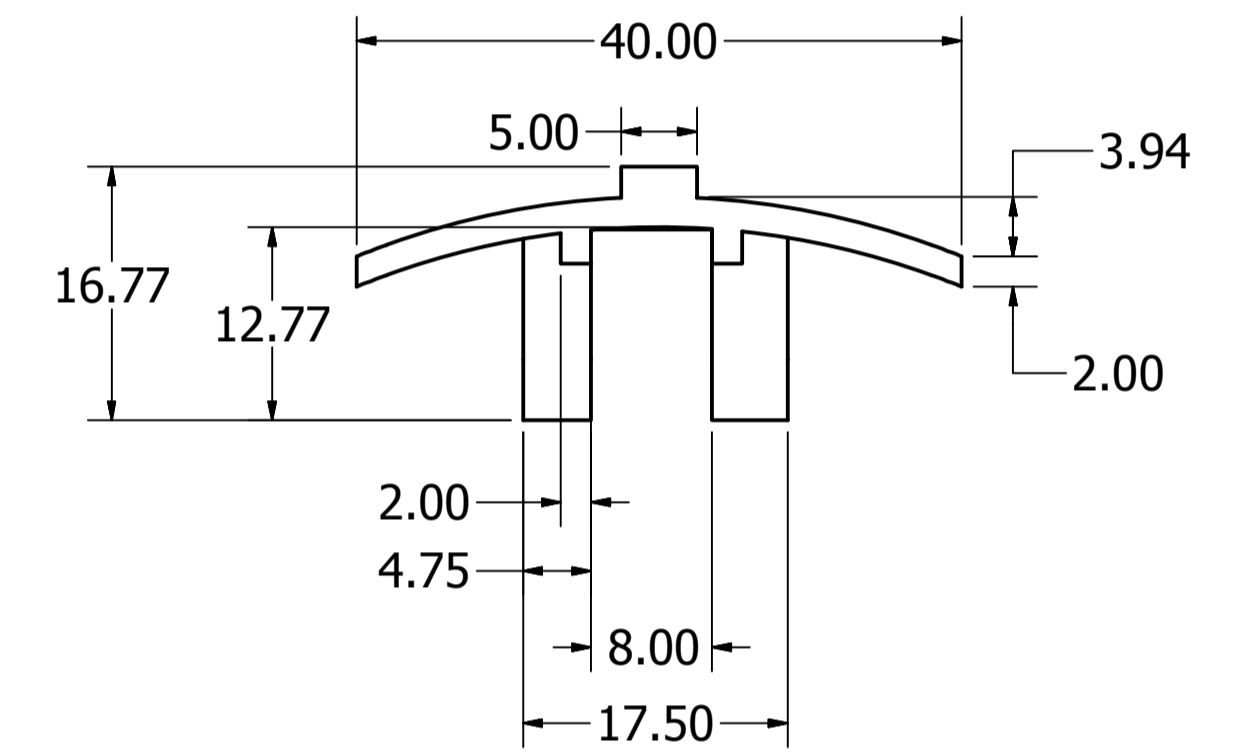
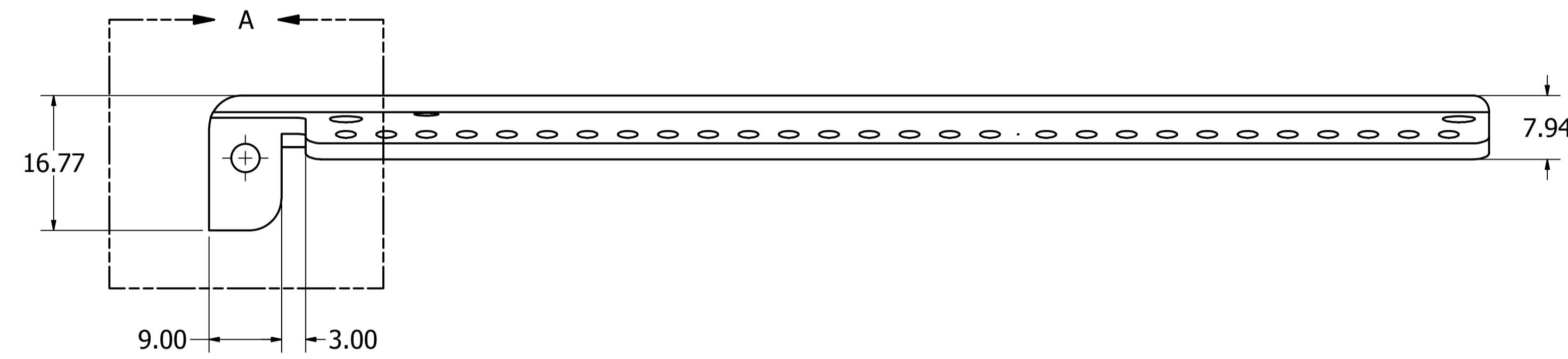
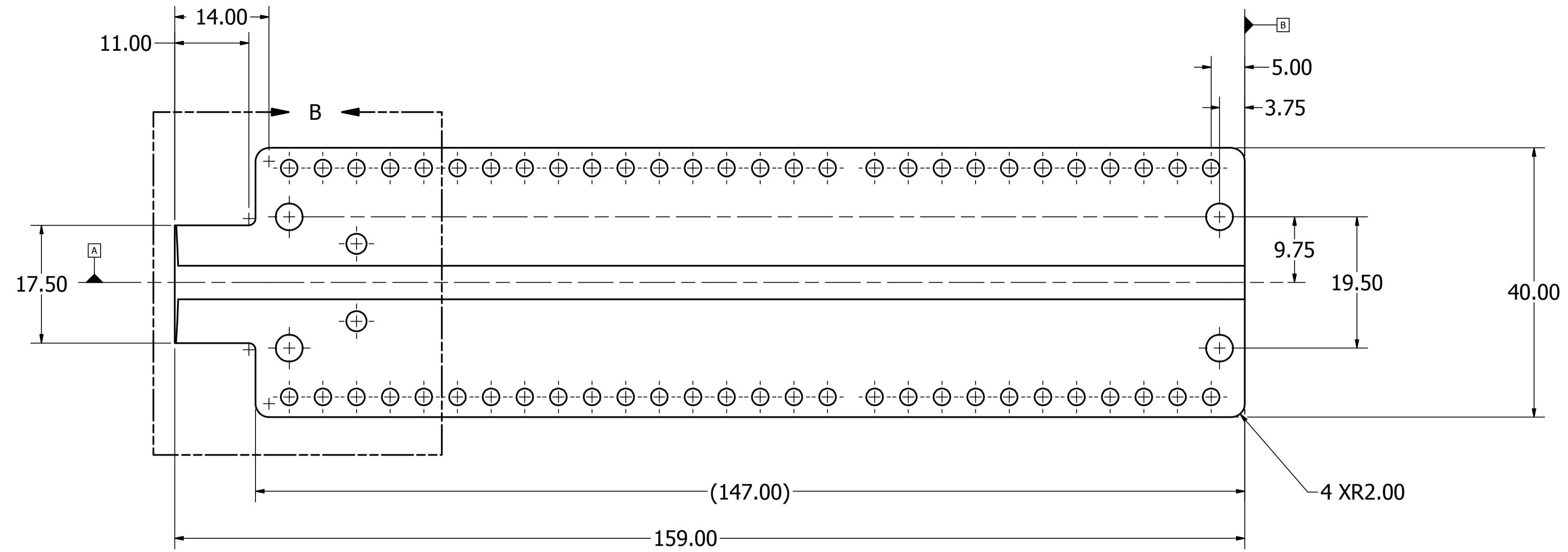
NOTA 1: EL COMPONENTE 1 NO ES PARTE DEL DISEÑO Y ANÁLISIS DEL MÓDULO.
NOTA 2: EN EL SISTEMA NO SE ENCUENTRA MOSTRADA LA TELA DE NYLON F111 CERO POROSIDAD.

LISTA DE COMPONENTES			
NO. COMPONENTE	CANTIDAD	PARTE	MATERIAL
1	1	DISCO SUPERIOR DE CARGA ÚTIL	ERTALÓN
2	4	MEMBRANA AERODINÁMICA	PLA 4043D, 3MM, UNTLA01WHT, ULTIMACHINE
3	4	TORNILLO M3 X 3MM	ACERO
4	4	TUERCA M3	ACERO
5	4	ARANDELA M3	ACERO

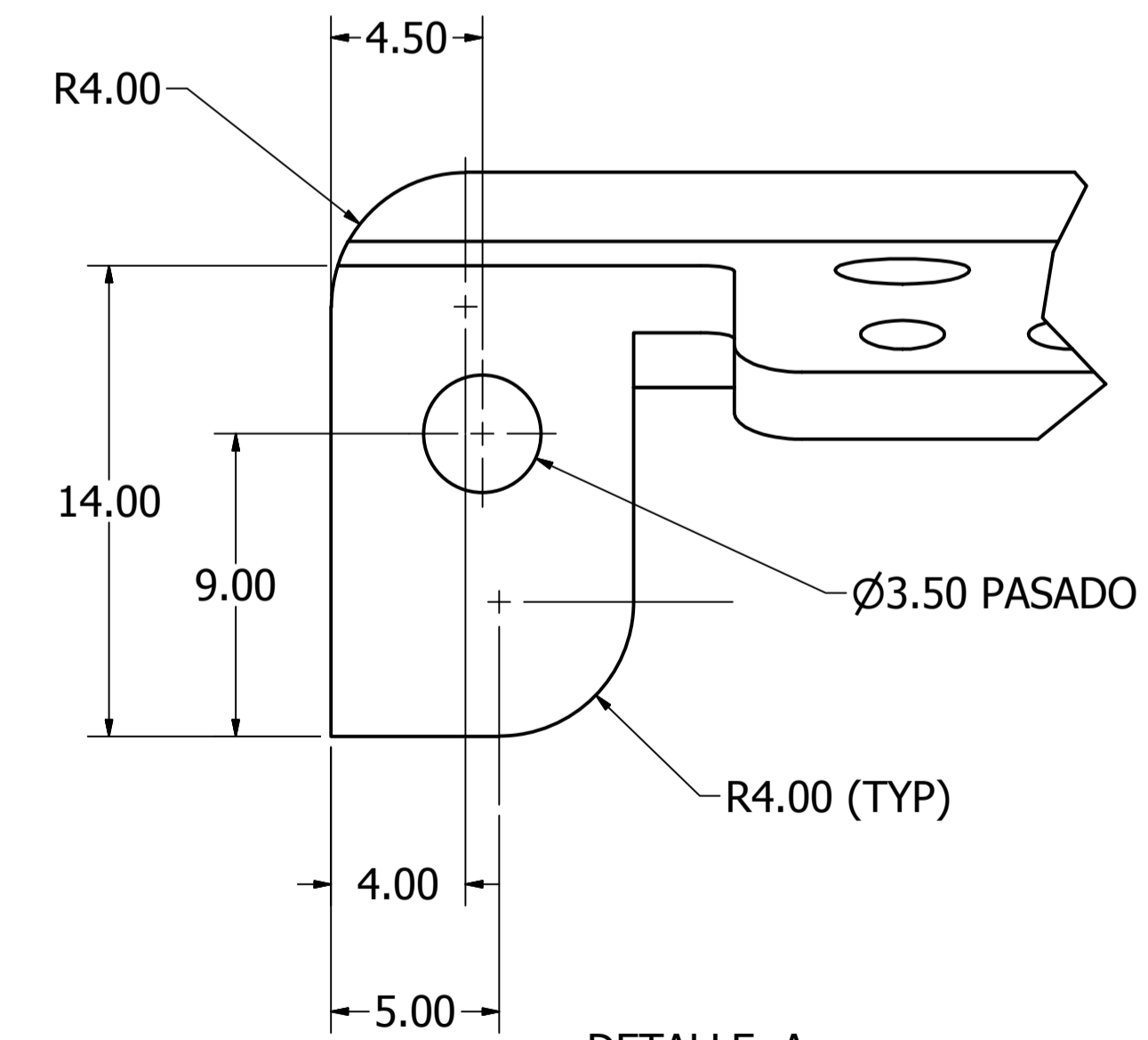
TODAS LAS MEDIDAS EN MILÍMETROS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO		DIBUJADO POR MA.FERNANDA ANDREU	FECHA 16/04/2014	 UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX:(502) 2634-0336/ 40
TOLERANCIAS GENERALES .X ± 0.2 .XX ± 0.25		DISEÑADO POR MA.FERNANDA ANDREU	FECHA 16/04/2014	
		REVISADO POR ANDRÉS VIAU	FECHA 04/11/2014	 DEVALLE GRUPO EDUCATIVO
		APROBADO POR ANDRÉS VIAU	FECHA 04/11/2014	
 TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN		NOMBRE CANSAT FASE 2		TÍTULO: SISTEMAS DE DESCENSO DEL CANSAT
		NÚMERO DE DIBUJO: CSF2-PDC01		FORMATO A2
		ESCALA: 1 : 1		UNIDADES: mm
		PÁGINA 1 DE 3		REV 2



COMPONENTE NO. 2



DETALLE B
ESCALA 5 : 1

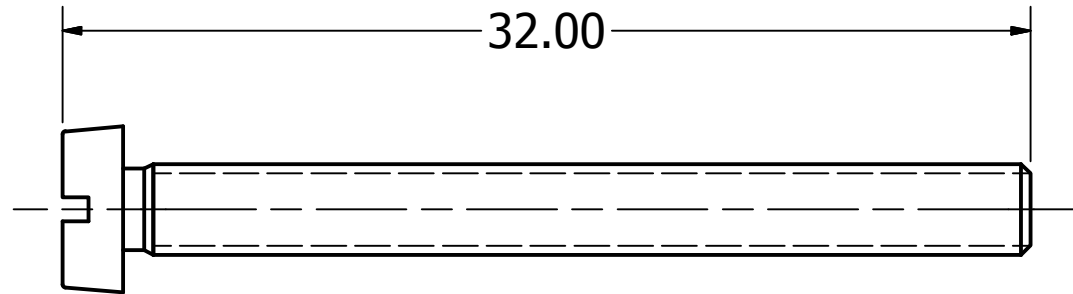


DETALLE A
ESCALA 5 : 1

TODAS LAS MEDIDAS EN MILÍMETROS SALVO SE INDICARE EL CONTRARIO	DIBUJADO POR MA.FERNANDA ANDREU	FECHA 16/04/2014	UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX:(502) 2634-0336/ 40
TOLERANCIAS GENERALES .X ± 0.2 .XX ± 0.25	DISEÑADO POR MA.FERNANDA ANDREU	FECHA 16/04/2014	
	REVISADO POR ANDRÉS VIAU	FECHA 04/11/2014	TÍTULO: MEMBRANA AERODINÁMICA
	APROBADO POR ANDRÉS VIAU	FECHA 04/11/2014	NÚMERO DE DIBUJO: CSF2-PDC01
TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN	NOMBRE CANSAT FASE 2		ESCALA: 2 : 1 UNIDADES: mm
			FORMATO A1
			PÁGINA 2 DE 3
			REV 2

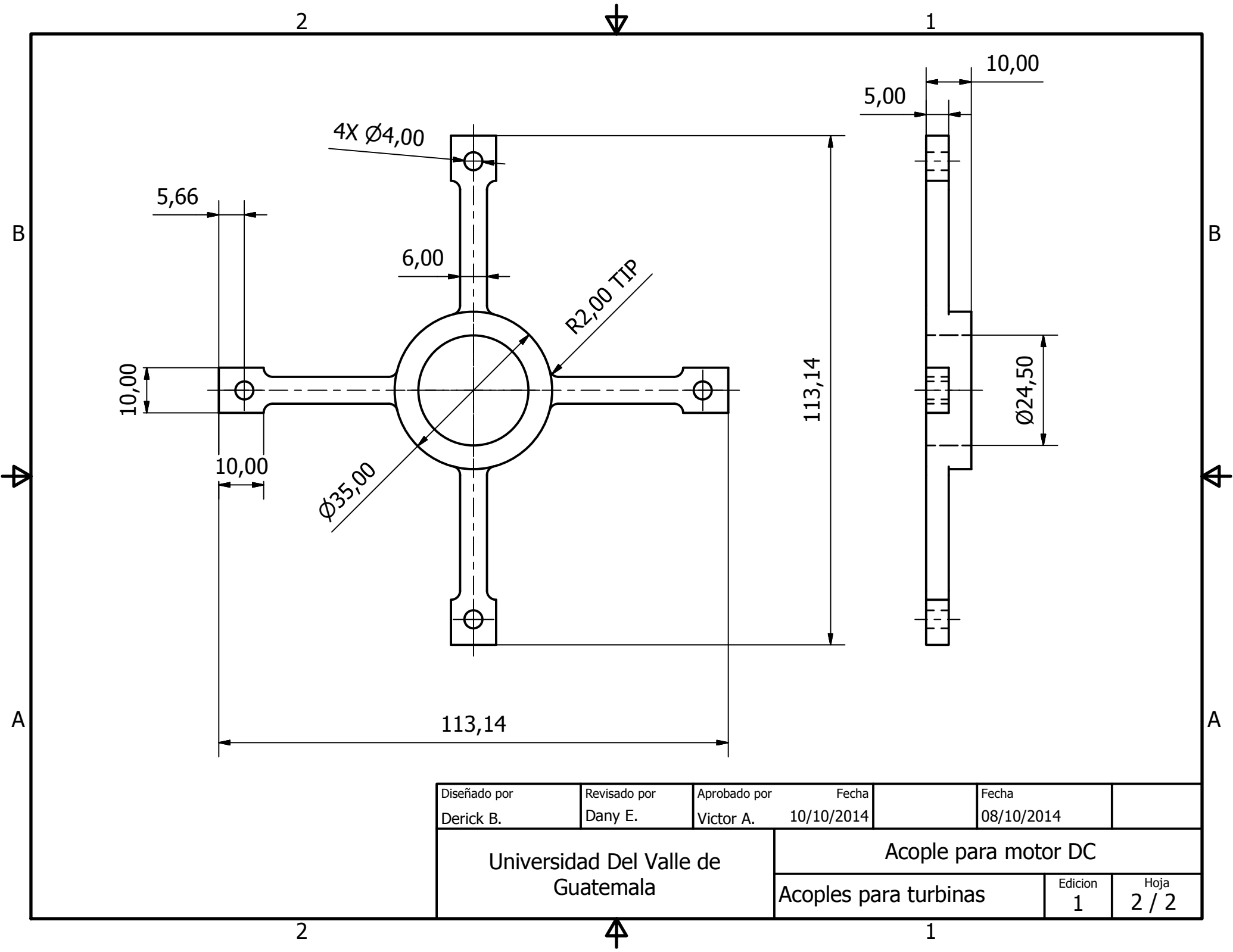


COMPONENTE NO. 3

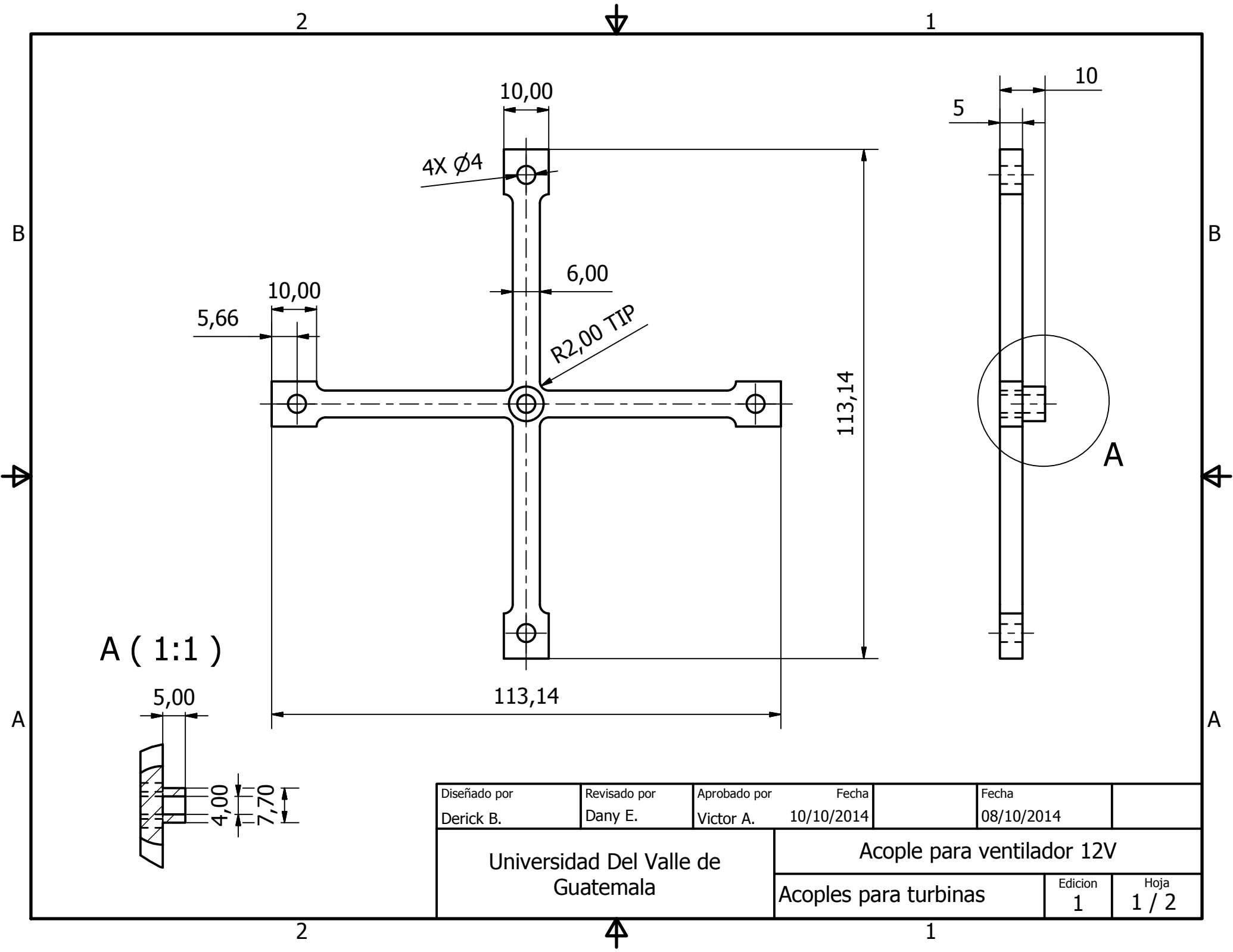


NOTA: TORNILLO M2 x 3 mm CON LONGITUD MODIFICADA.

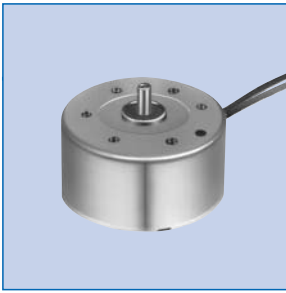
TODAS LAS MEDIDAS EN MILIMETROS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO	DIBUJADO POR MA.FERNANDA ANDREU	FECHA 16/04/2014		UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA	
	DISEÑADO POR MA.FERNANDA ANDREU	FECHA 16/04/2014		18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX:(502) 2634-0336/ 40	
TOLERANCIAS GENERALES .X ± 0.2 .XX ± 0.25	REVISADO POR ANDRÉS VIAU	FECHA 04/11/2014		TÍTULO: TORNILLO	
	APROBADO POR ANDRÉS VIAU	FECHA 04/11/2014			NÚMERO DE DIBUJO: CSF2-PDC01
 TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN	NOMBRE CANSAT FASE 2		FORMATO A4	ESCALA: 4 : 1	UNIDADES: mm
	TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL QUEDA PROHIBIDA SALVO PREVIA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.			PÁGINA 3 DE 3	REV 2



Diseñado por Derick B.	Revisado por Dany E.	Aprobado por Victor A.	Fecha 10/10/2014	Fecha 08/10/2014
Universidad Del Valle de Guatemala			Acople para motor DC	
			Acoples para turbinas	Edicion 1



Diseñado por Derick B.	Revisado por Dany E.	Aprobado por Victor A.	Fecha 10/10/2014	Fecha 08/10/2014
Universidad Del Valle de Guatemala			Acople para ventilador 12V	
			Acoples para turbinas	Edicion 1



RF-300FA (TORQUE UP TYPE)



Precious metal-brush motors

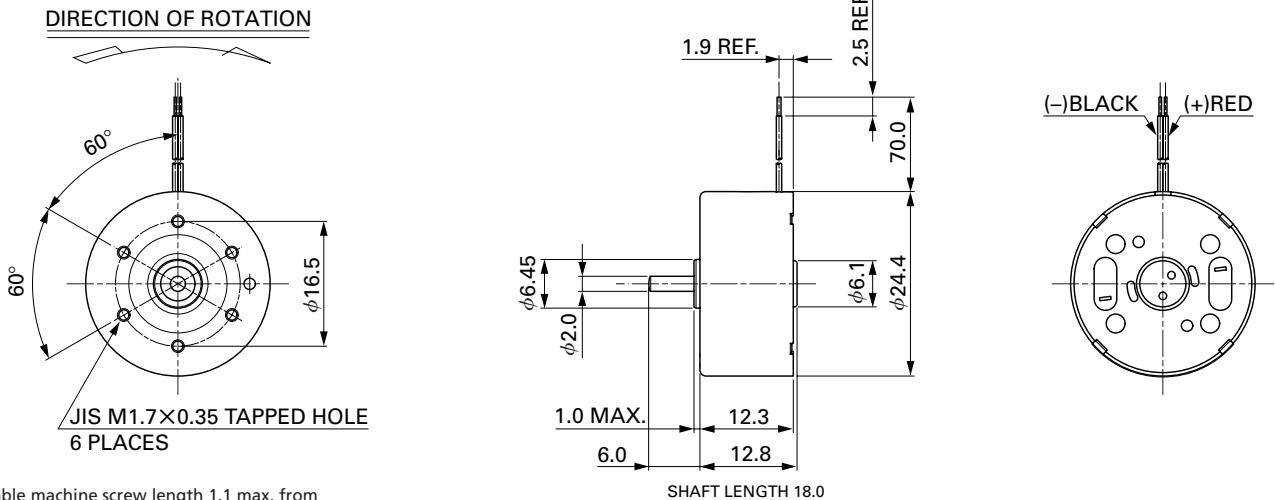
OUTPUT : 0.02W~1.8W (APPROX)

WEIGHT : 22g (APPROX)

Typical Applications Office Automation Equipment : CD/DVD-ROM Drive

MODEL	VOLTAGE		NO LOAD		AT MAXIMUM EFFICIENCY				STALL			
	OPERATING RANGE	NOMINAL	SPEED	CURRENT	SPEED	CURRENT	TORQUE	OUTPUT	TORQUE	CURRENT		
			r/min	A	r/min	A	mN-m	g-cm	W	mN-m	g-cm	A
RF-300FA-11420	1.7~6.0	3V CONSTANT	2900	0.017	2320	0.068	0.42	4.3	0.10	2.11	22	0.27
RF-300FA-12350	1.5~6.0	3V CONSTANT	3500	0.022	2830	0.093	0.48	4.9	0.14	2.51	26	0.39

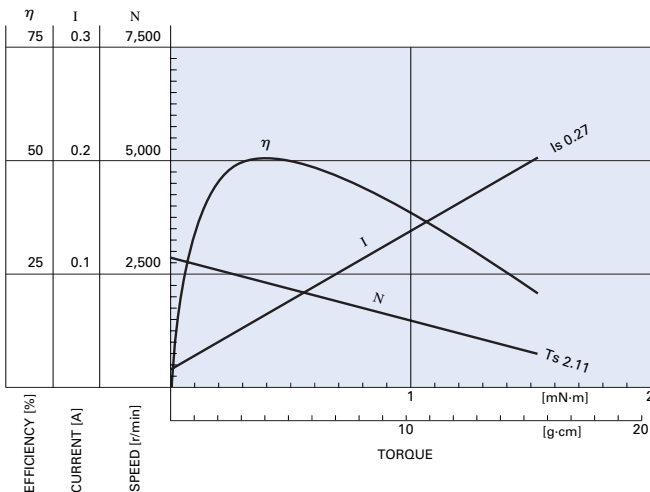
Also available with terminals (without leadwires).



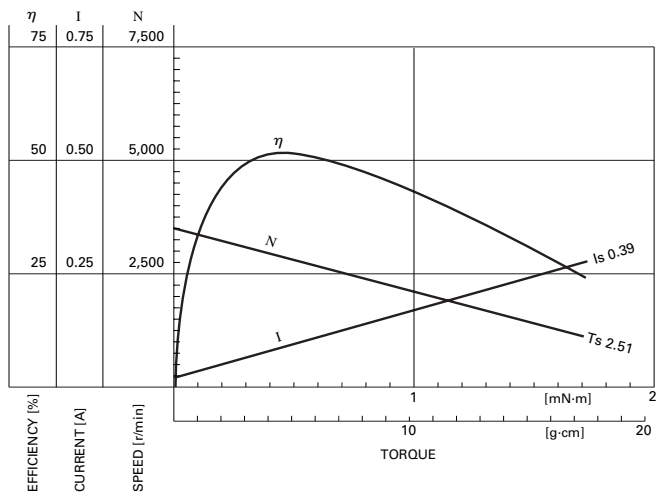
Usable machine screw length 1.1 max. from motor mounting surface.

UNIT: MILLIMETERS

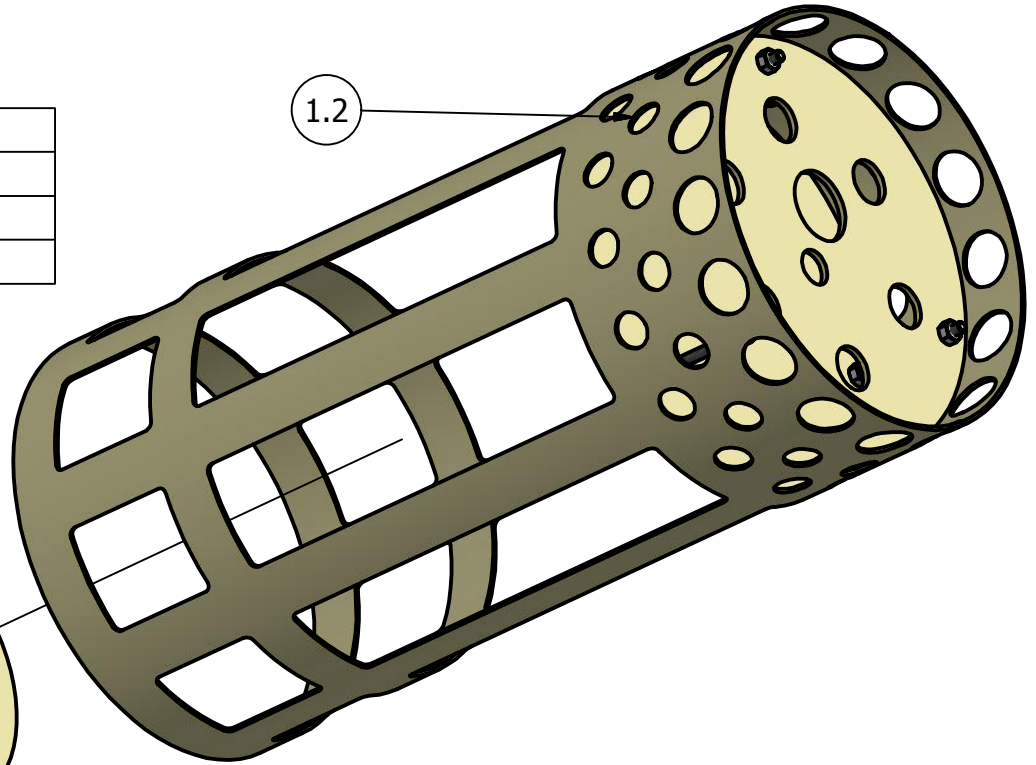
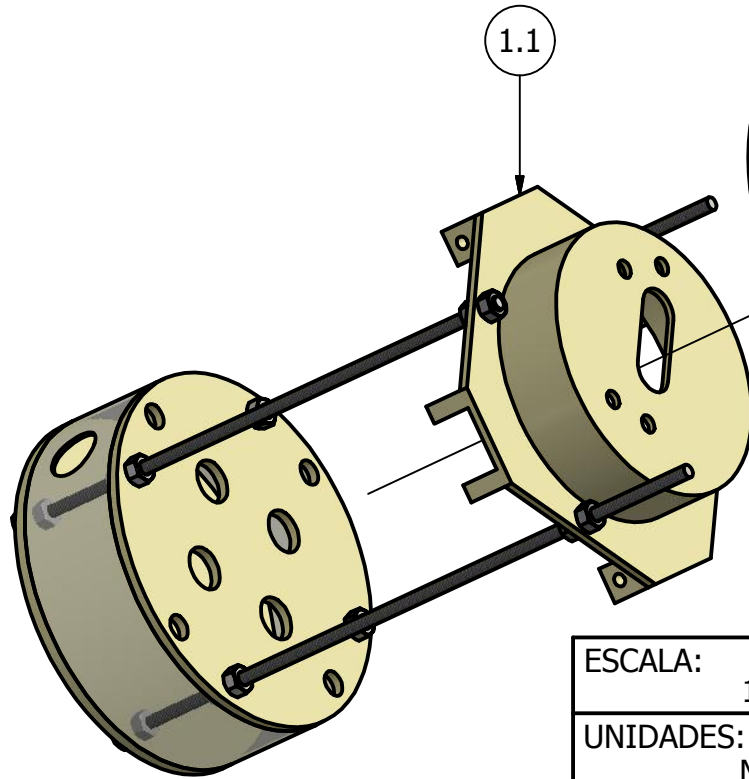
RF-300FA-11420 3.0V



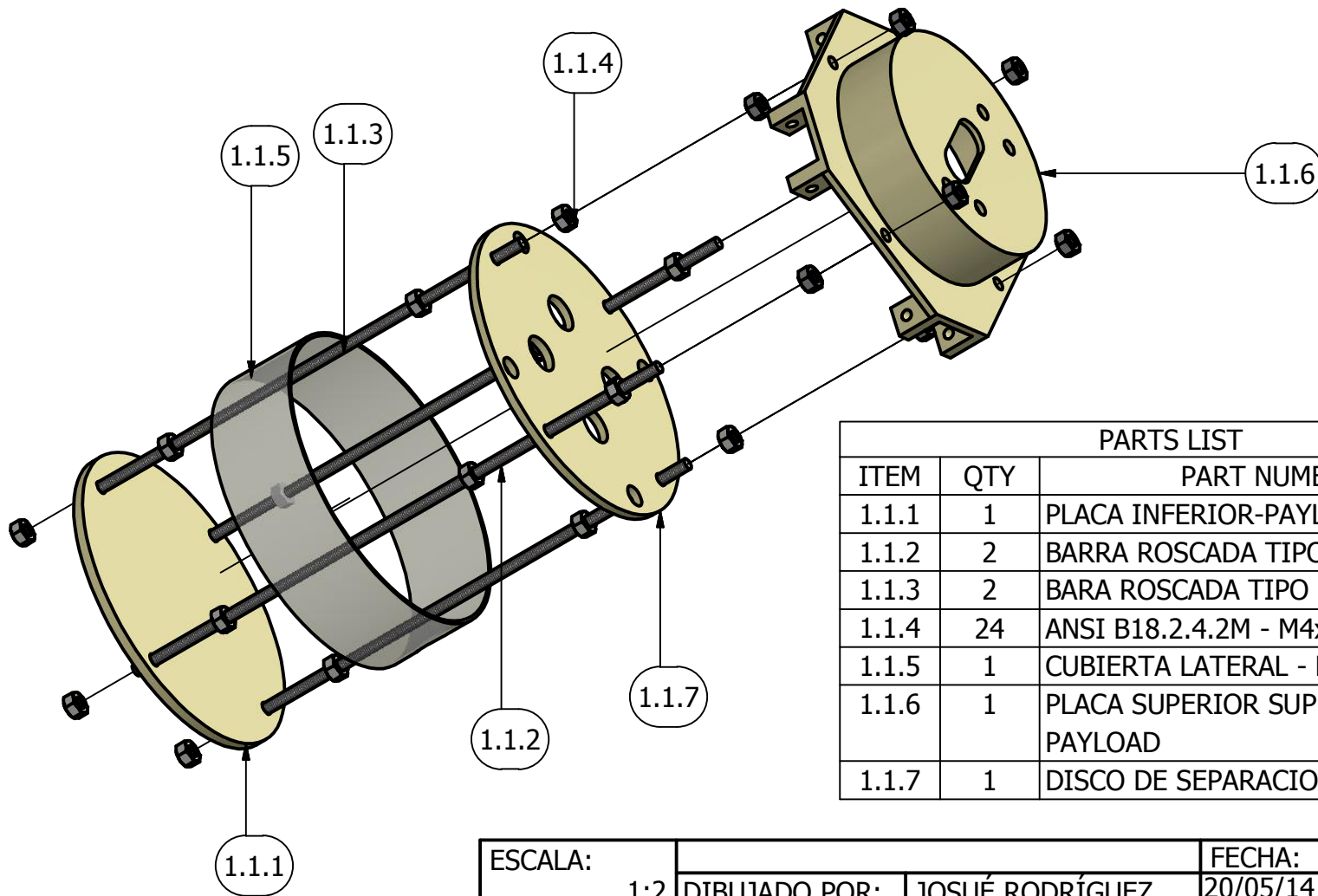
RF-300FA-12350 3.0V



PARTS LIST		
ITEM	QTY	PART NUMBER
1.1	1	PAYLOAD
1.2	1	CONTAINER

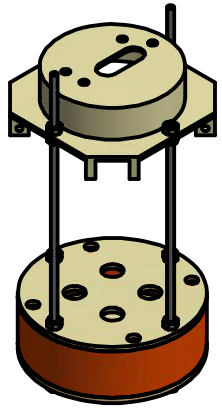
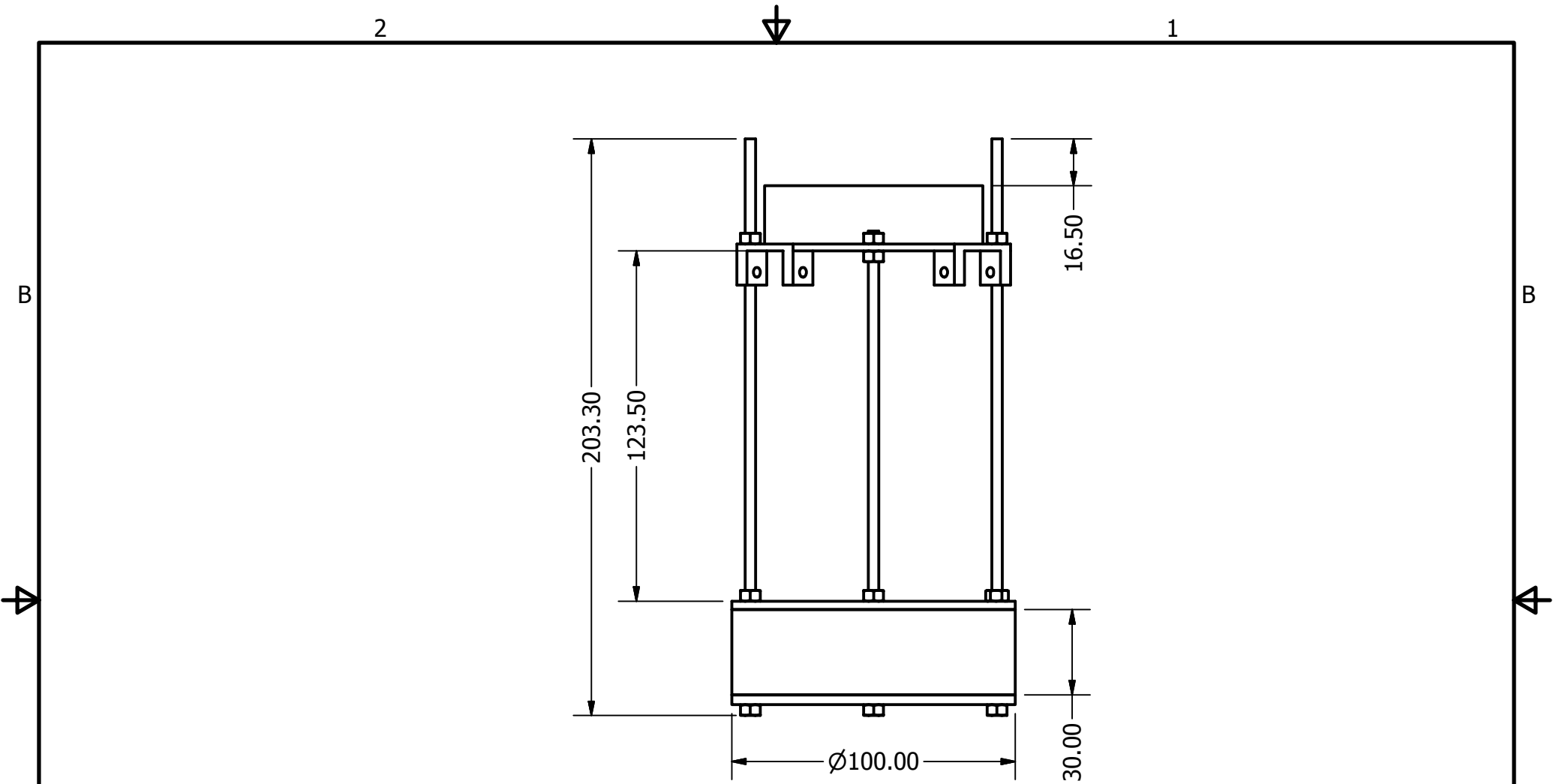


ESCALA:	1/2	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14	
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14		
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14		
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14		
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: ENSAMBLE - CANSAT 1			TOLERANCIAS	
	MATERIAL:	VARIOS	PESO:	0.296 kg	ANGULAR:	LONGITUD:
					.XX ±0.05	.X ±0.5
					RADIAL:	.XX ±0.05
					.XX±0.05°	.XXX ±0.005
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						1
						DE: 22

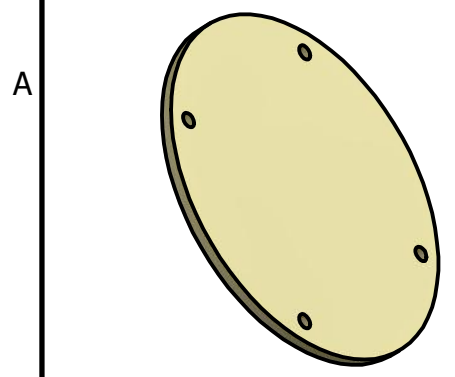
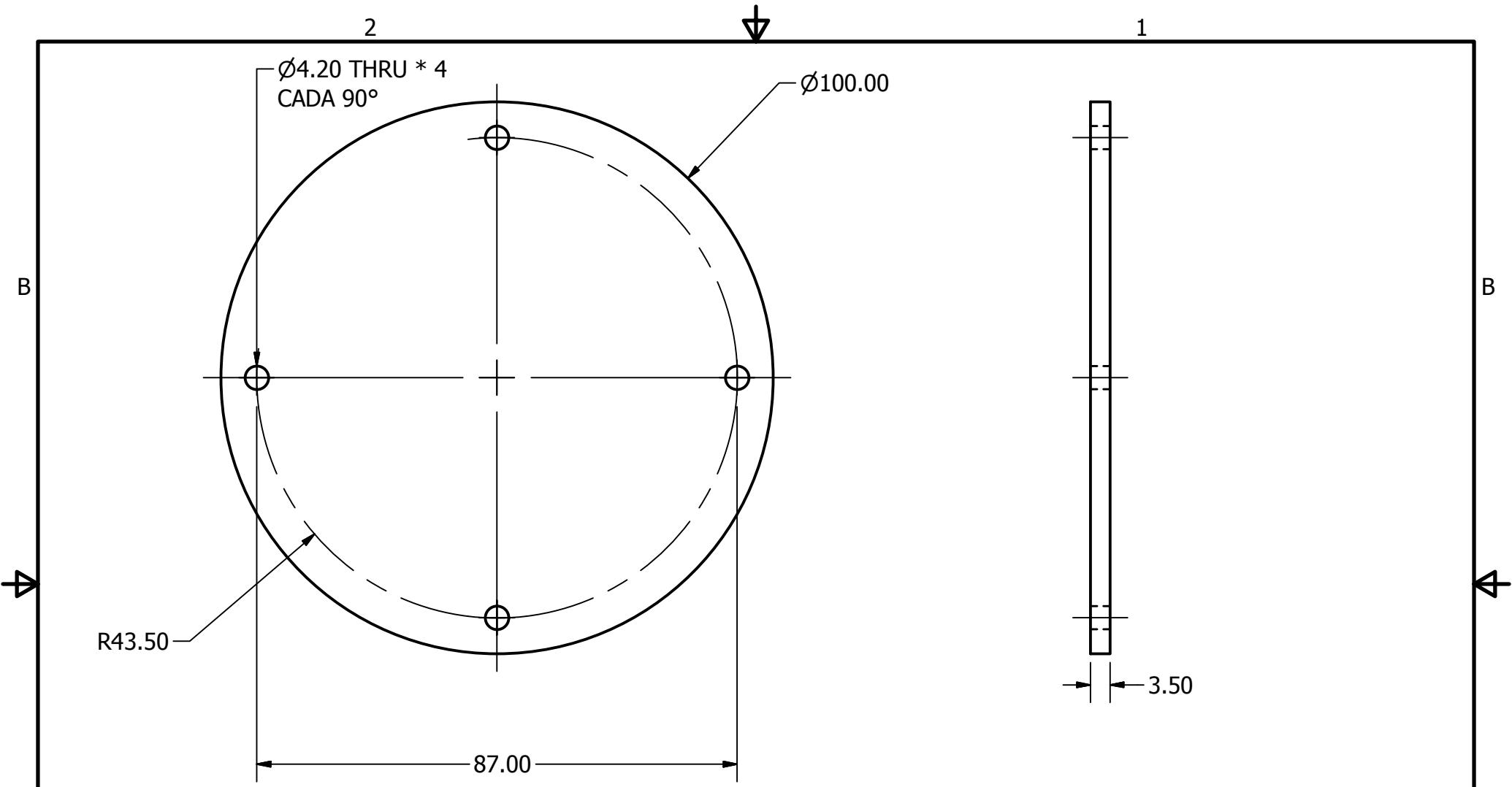


PARTS LIST		
ITEM	QTY	PART NUMBER
1.1.1	1	PLACA INFERIOR-PAYLOAD
1.1.2	2	BARRA ROSCADA TIPO A
1.1.3	2	BARRA ROSCADA TIPO B
1.1.4	24	ANSI B18.2.4.2M - M4x0.7
1.1.5	1	CUBIERTA LATERAL - PAYLOAD
1.1.6	1	PLACA SUPERIOR SUPERIOR - PAYLOAD
1.1.7	1	DISCO DE SEPARACION - PAYLOAD

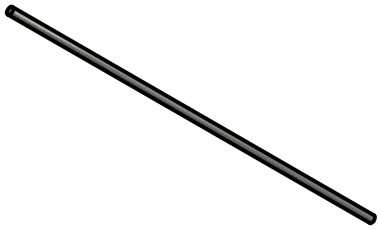
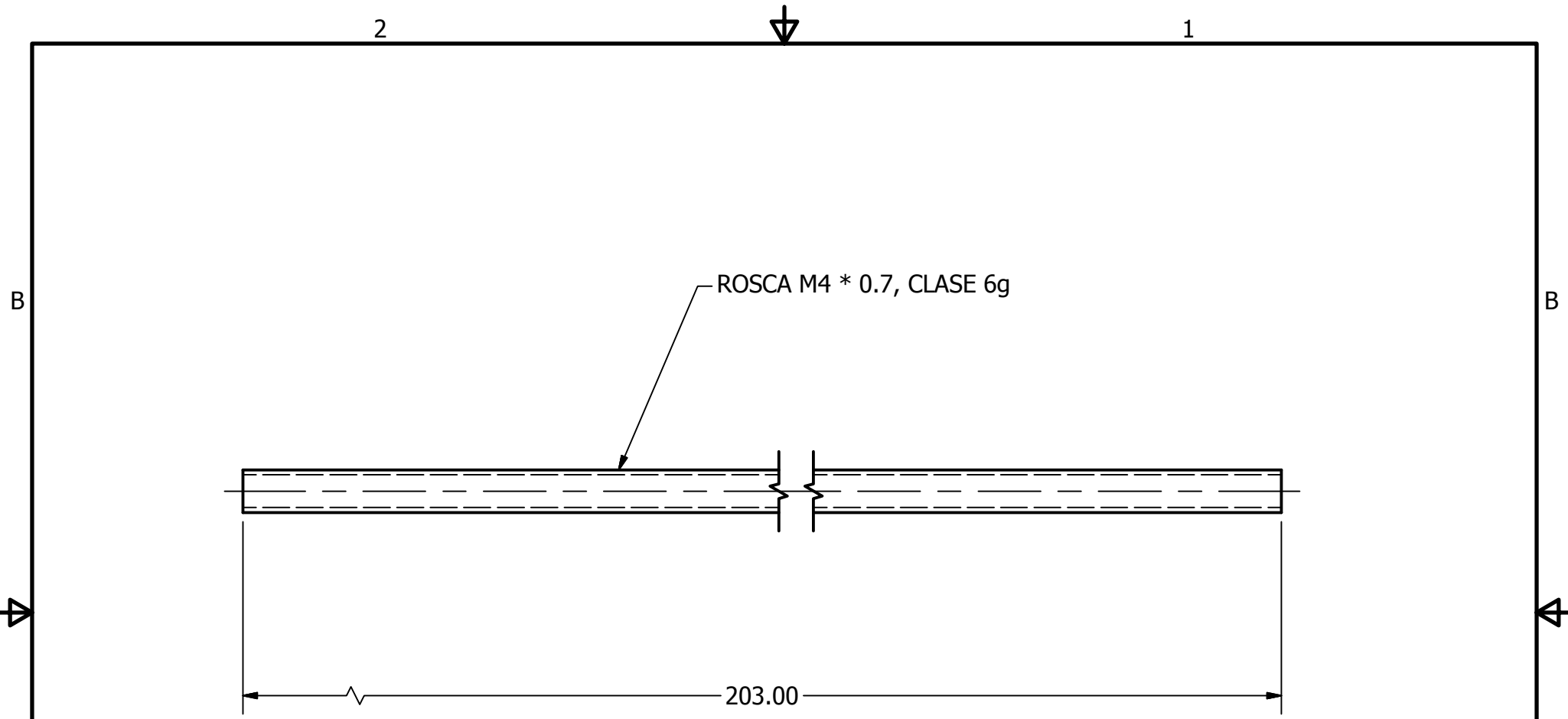
ESCALA:	1:2	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14	
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14		
FORMATO:	A	REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14		
		APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14		
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: EXPLOSIÓN - PAYLOAD 1.1			TOLERANCIAS	
	MATERIAL:	VARIOS	PESO:	0.183 kg	ANGULAR:	LONGITUD:
					.XX ±0.05	.X ±0.5
					RADIAL:	.XX ±0.05
					.XX±0.05°	.XXX ±0.005
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						2
						DE: 22



ESCALA:	1/2	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14		
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14			
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14			
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14			
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: ENSAMBLE - PAYLOAD 1.1			TOLERANCIAS		
				ANGULAR:	.XX ±0.05	LONGITUD:	.X ±0.5
				RADIAL:	.XX ±0.05		
					.XX ±0.05°		.XXX ±0.005
		MATERIAL:	VARIOS	PESO:	0.183 kg		
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						3	DE: 22



ESCALA:	1/1	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14		
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14			
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14			
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14			
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: PLACA INFERIOR - PAYLOAD 1.1.1			TOLERANCIAS		
				ANGULAR:	.XX ±0.05	LONGITUD:	.X ±0.5
				RADIAL:	.XX ±0.05		.XXX ±0.005
					.XX ±0.05°		
				MATERIAL:	ERTALÓN	PESO:	0.031 kg
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						4	DE: 22



ESCALA:	2/1	DIBUJADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		FECHA:	20/05/14	
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		20/05/14		
		REVISADO POR: ING. LOARCA		20/05/14		
FORMATO:	A	APROBADO POR: ING. AYERDI		20/05/14		
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: BARRA ROSCADA TIPO A 1.1.2			TOLERANCIAS	
		MATERIAL: ACERO INOX. GRADO 5		PESO: 0.017 kg	ANGULAR: .XX ±0.05	LONGITUD: .X ±0.5
				RADIAL: .XX±0.05°	.XXX ±0.005	
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						5
						DE: 22

2

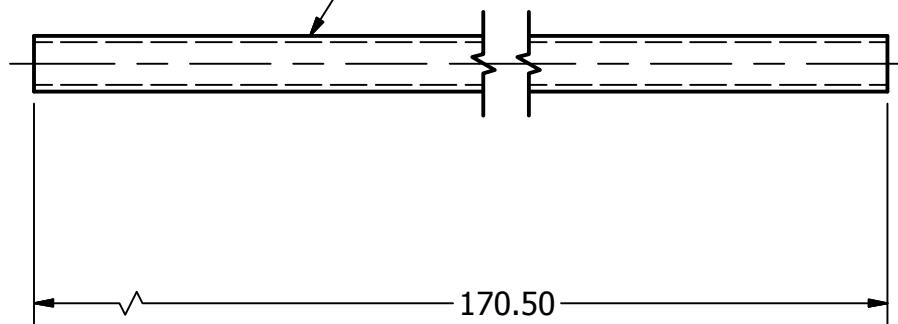


1

B

B

ROSCA M4 * 0.7, CLASE 6g



170.50



A

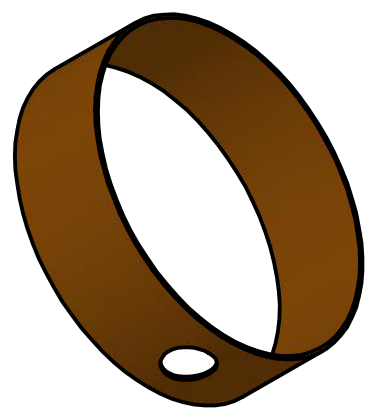
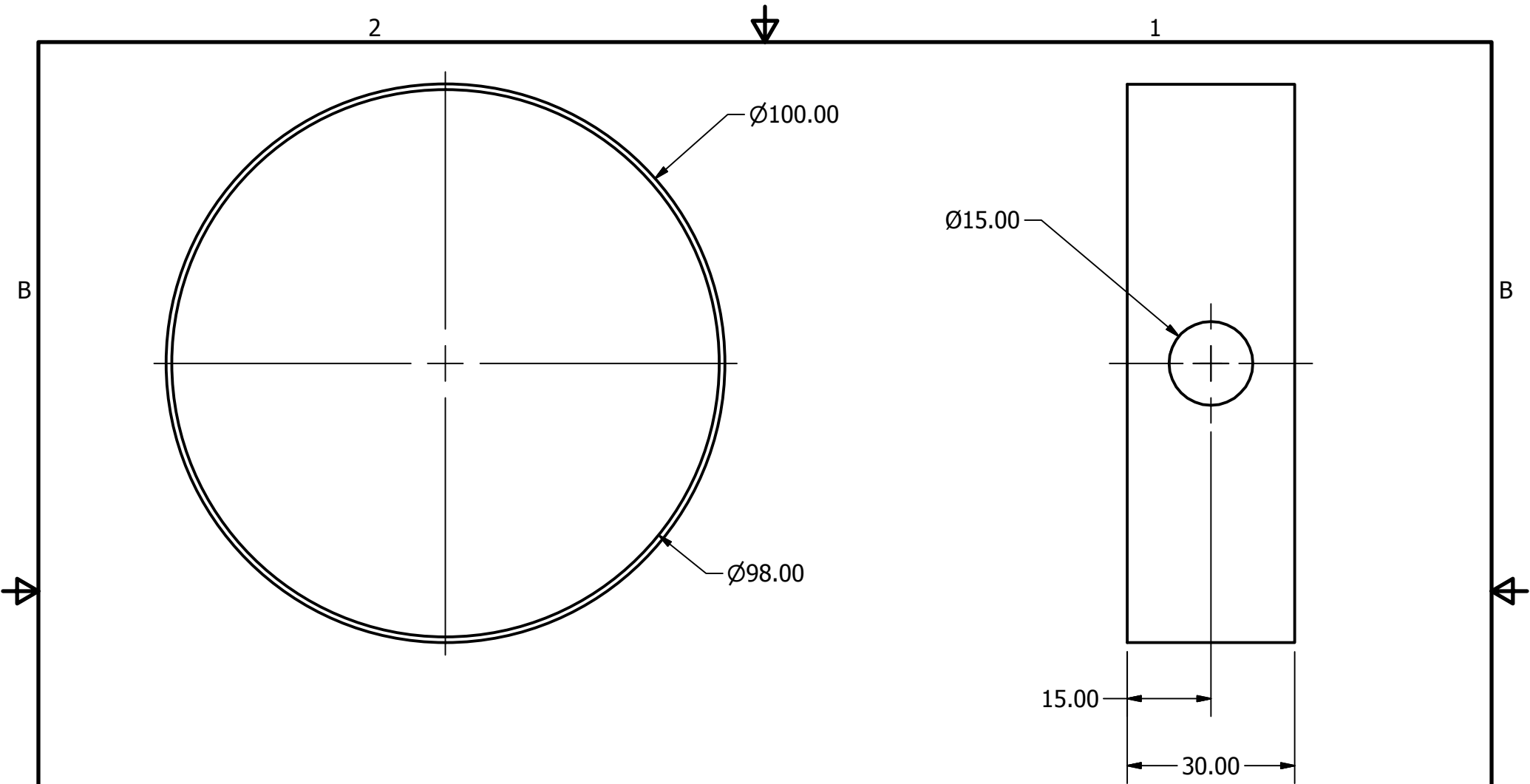
A

ESCALA:	2/1	DIBUJADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		FECHA:	20/05/14	
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		20/05/14		
		REVISADO POR: ING. LOARCA		20/05/14		
FORMATO:	A	APROBADO POR: ING. AYERDI		20/05/14		
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: BARRA ROSCADA TIPO B 1.1.3			TOLERANCIAS	
		MATERIAL:		PESO:	RADIAL:	LONGITUD:
		ACERO INOX. CLASE 5		0.014 kg	.XX ±0.05°	.X ±0.5
					.XX ±0.05	.XXX ±0.005
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						6
						DE: 22

2

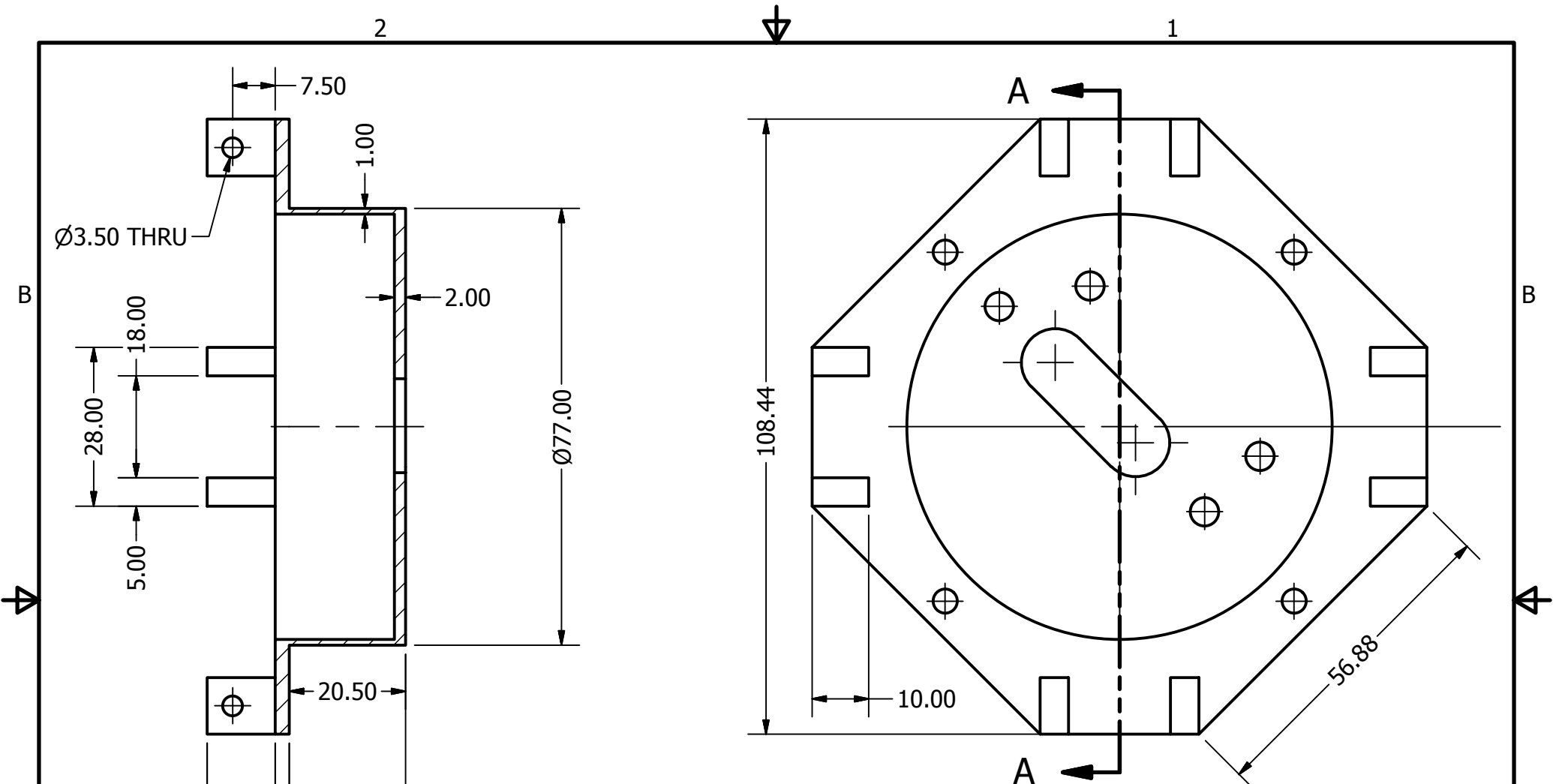


1



ESCALA:	1/1	DIBUJADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		FECHA:	20/05/14	
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		20/05/14		
		REVISADO POR: ING. LOARCA		20/05/14		
FORMATO:	A	APROBADO POR: ING. AYERDI		20/05/14		
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CUBIERTA LATERAL - PAYLOAD 1.1.5			TOLERANCIAS	
	MATERIAL:	ERTALÓN	PESO:	ANGULAR:	LONGITUD:	
				0.010 kg	.XX ±0.05	.X ±0.5
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.				RADIAL:	.XX ±0.05	
				.XX±0.05°	.XXX ±0.005	
					7	
					DE: 22	

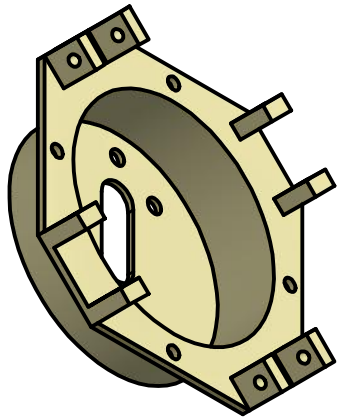
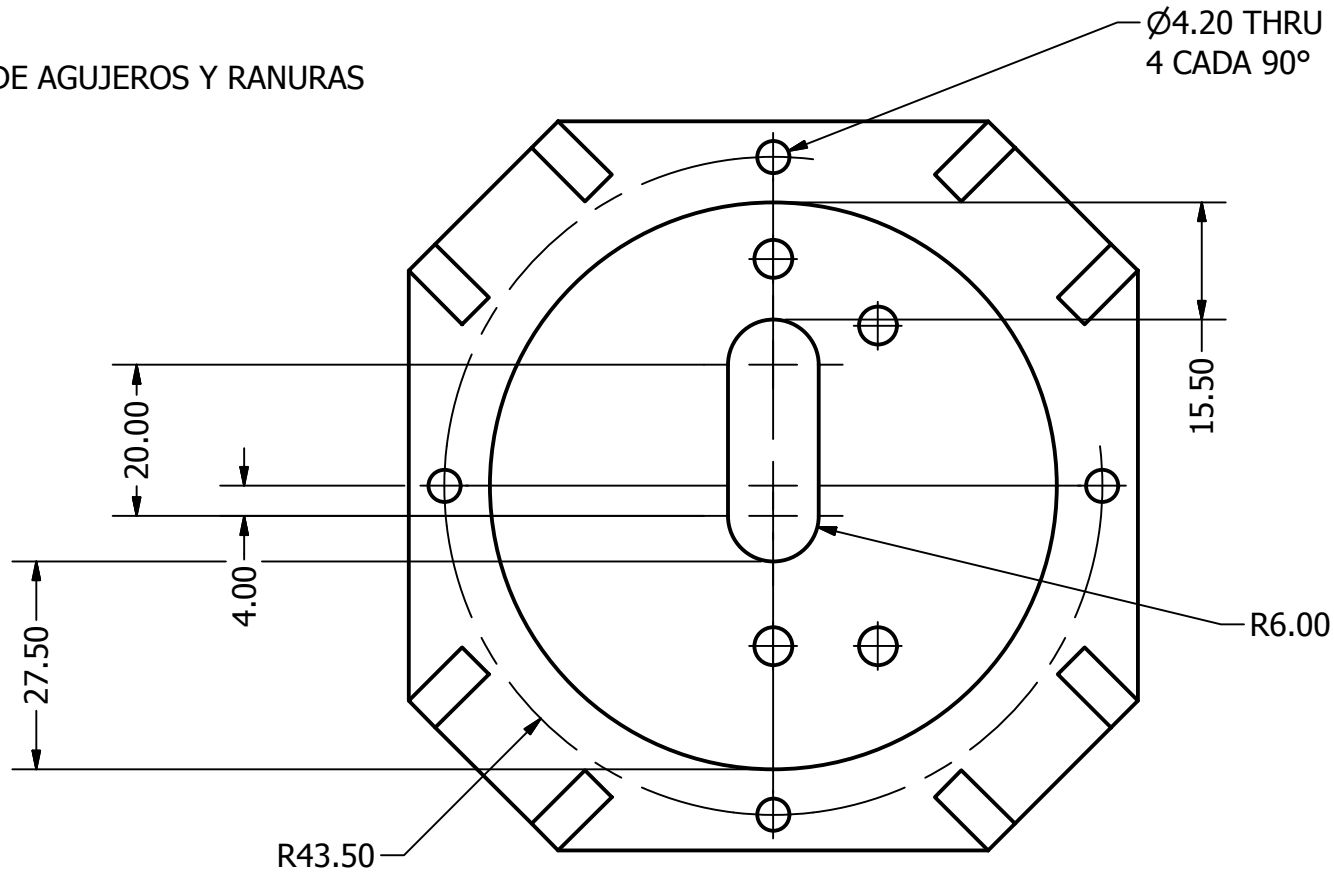




SECTION A-A
SCALE 1 : 1

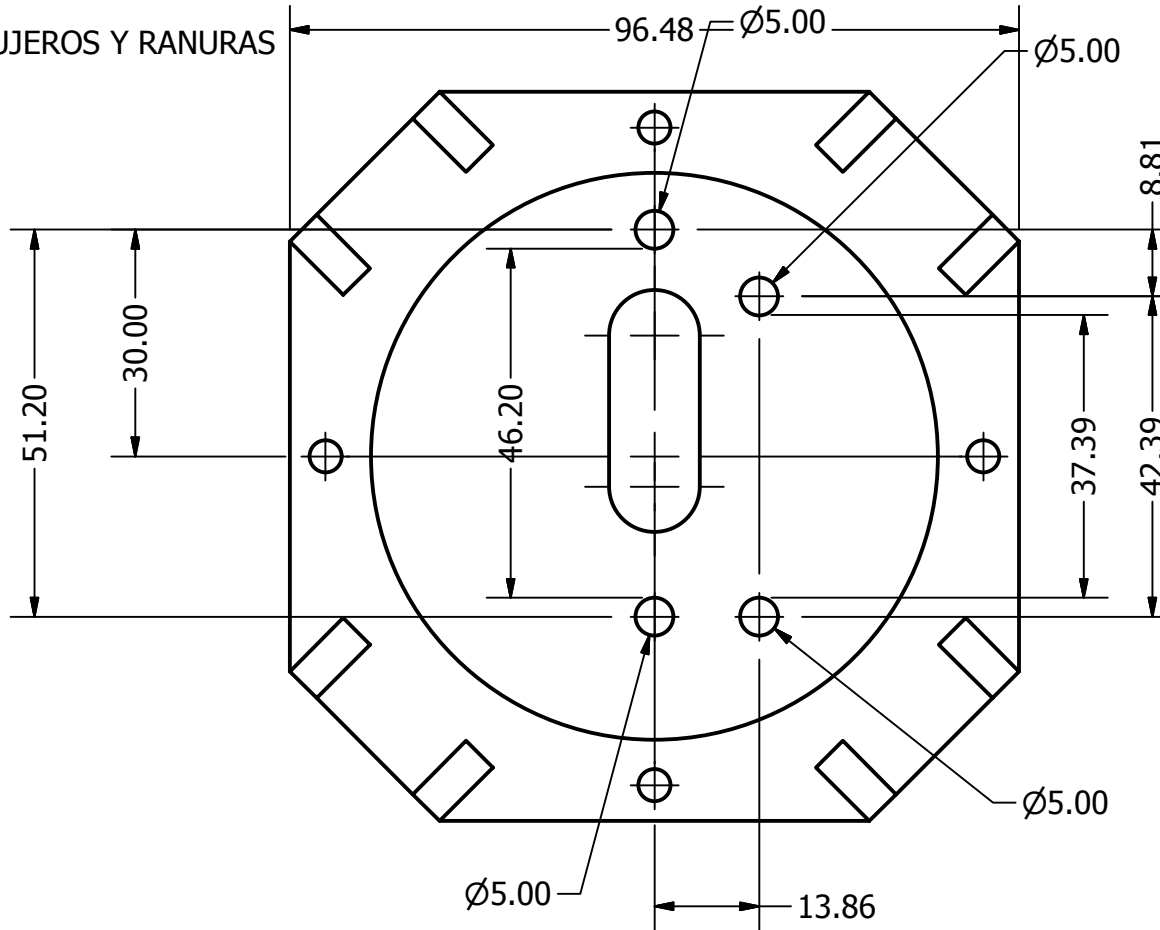
ESCALA: 1/1.25	DIBUJADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA: 20/05/14	
UNIDADES: MM	DISEÑADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14	
FORMATO: A	REVISADO POR: ING. LOARCA	20/05/14	
REVISIÓN #: 3	APROBADO POR: ING. AYERDI	20/05/14	
NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: PLACA SUPERIOR - PAYLOAD 1.1.6		TOLERANCIAS	
MATERIAL: ERTALÓN		ANGULAR: .XX ±0.05	LONGITUD: .X ±0.5
		PESO: 0.031 kg	RADIAL: .XX ±0.05
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.			8 DE: 22

DIAGRAMA DE AGUJEROS Y RANURAS

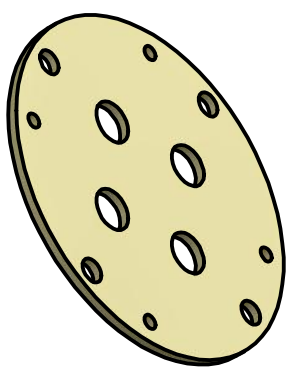
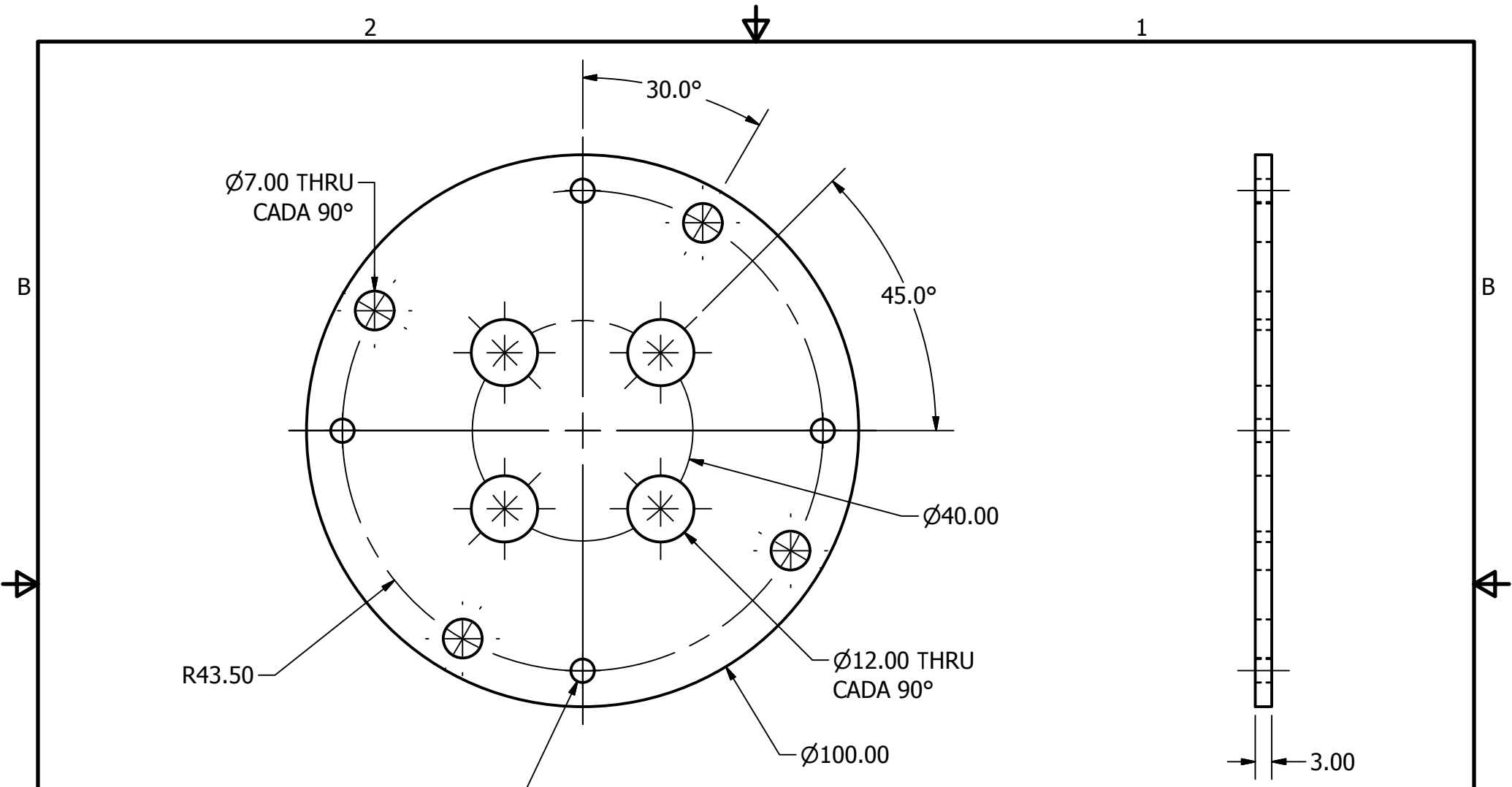


ESCALA:	1/1	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14		
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14			
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14			
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14			
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: PLACA SUPERIOR - PAYLOAD 1.1.6			TOLERANCIAS		
				ANGULAR:	.XX ±0.05	LONGITUD:	.X ±0.5
				RADIAL:	.XX ±0.05		.XXX ±0.005
					.XX ±0.05°		
		MATERIAL:	ERTALÓN	PESO:	0.031 kg	9	
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						DE: 22	

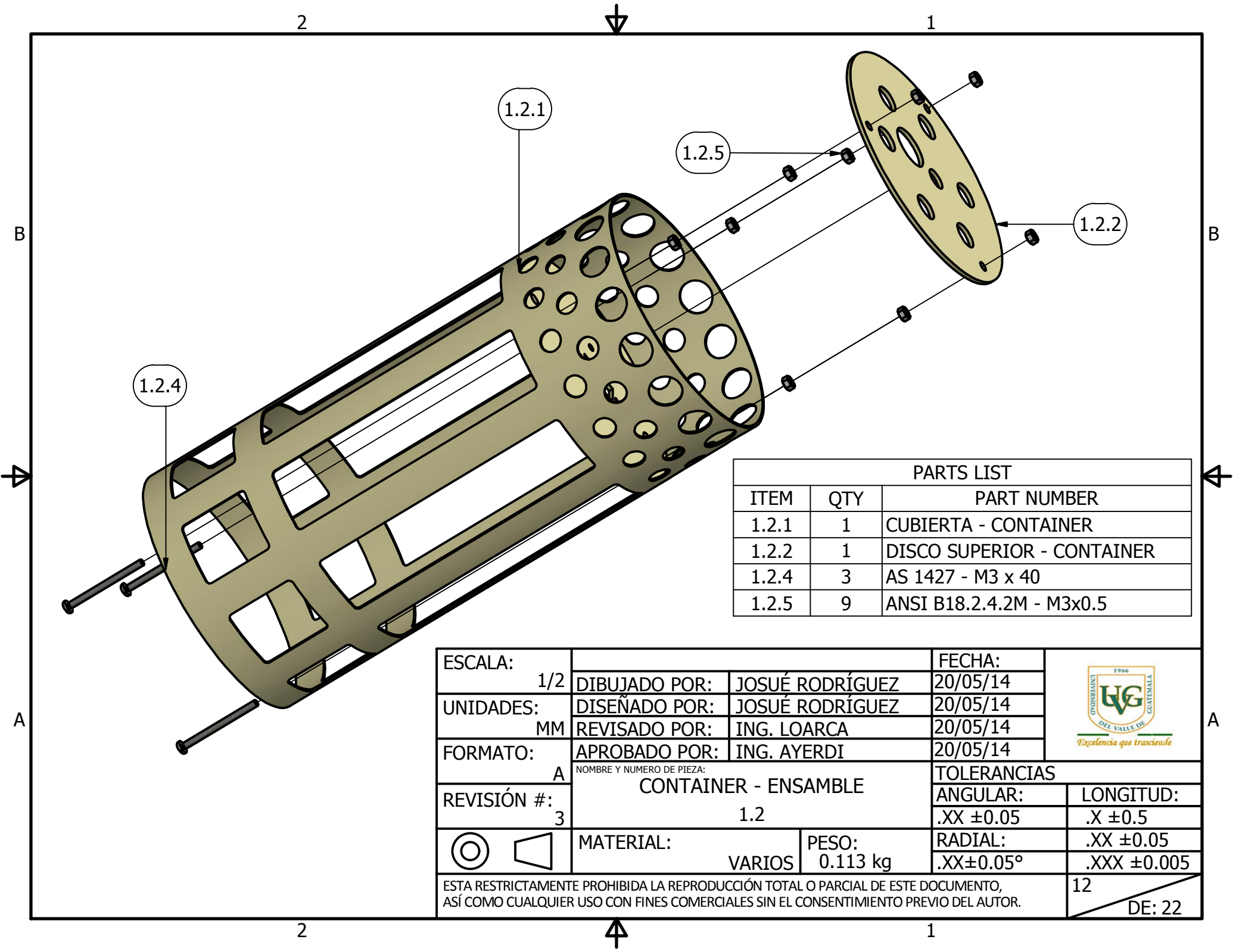
DIAGRAMA DE AGUJEROS Y RANURAS



ESCALA:	1/1	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14		
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14			
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14			
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14			
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: PLACA SUPERIOR - PAYLOAD 1.1.6			TOLERANCIAS		
				ANGULAR:	.XX ±0.05	LONGITUD:	.X ±0.5
				RADIAL:	.XX ±0.05		.XXX ±0.005
				.XX±0.05°			
MATERIAL: ERTALÓN PESO: 0.031 kg				10		DE: 22	
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.							

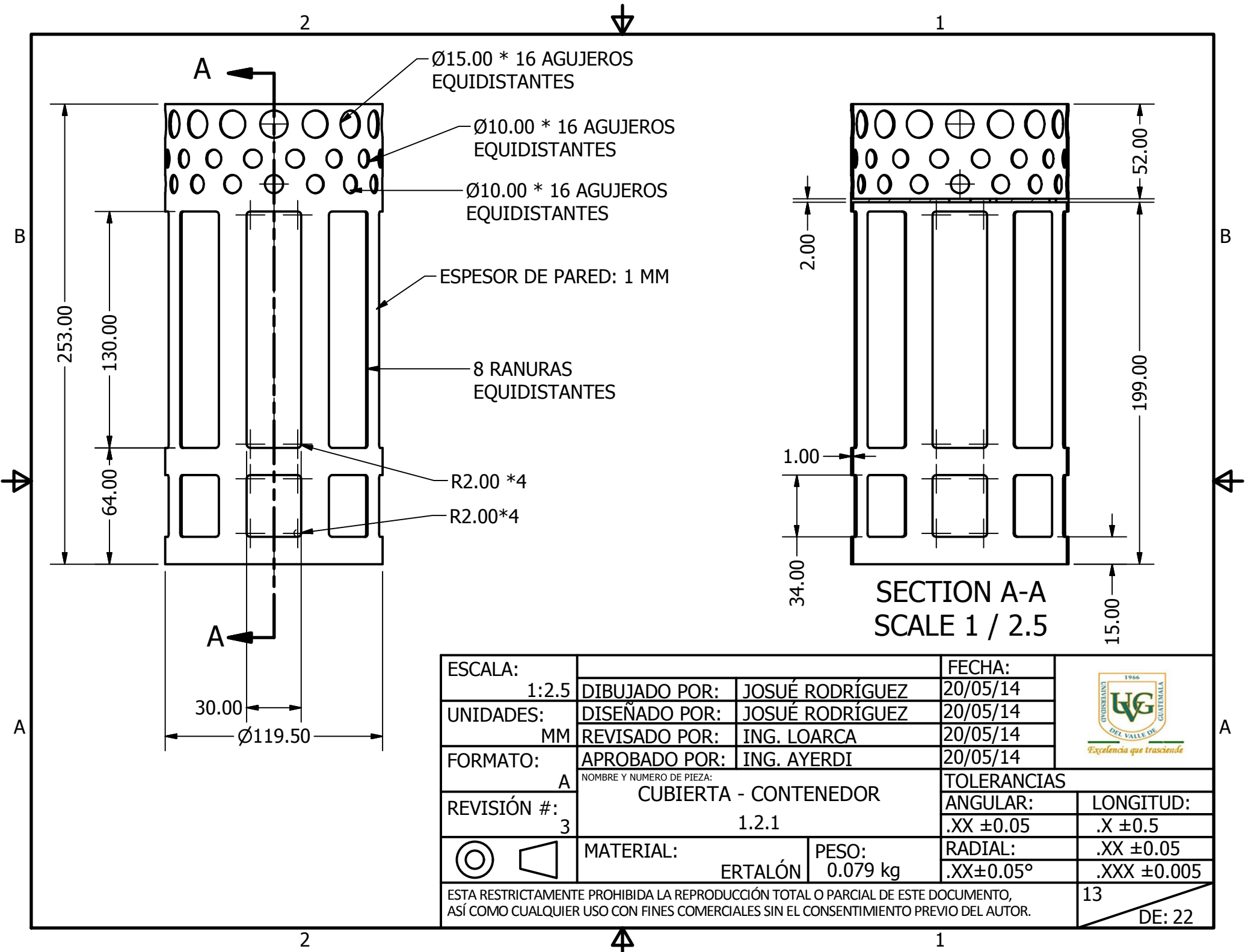


ESCALA:	1/1	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14		
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14			
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14			
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14			
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: DISCO DE SEPARACIÓN - PAYLOAD 1.1.7			TOLERANCIAS		
		MATERIAL:	ERTALÓN	PESO:	0.024 kg	ANGULAR:	LONGITUD:
						.XX ±0.05	.X ±0.5
						RADIAL:	.XX ±0.05
						.XX±0.05°	.XXX ±0.005
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						11	DE: 22

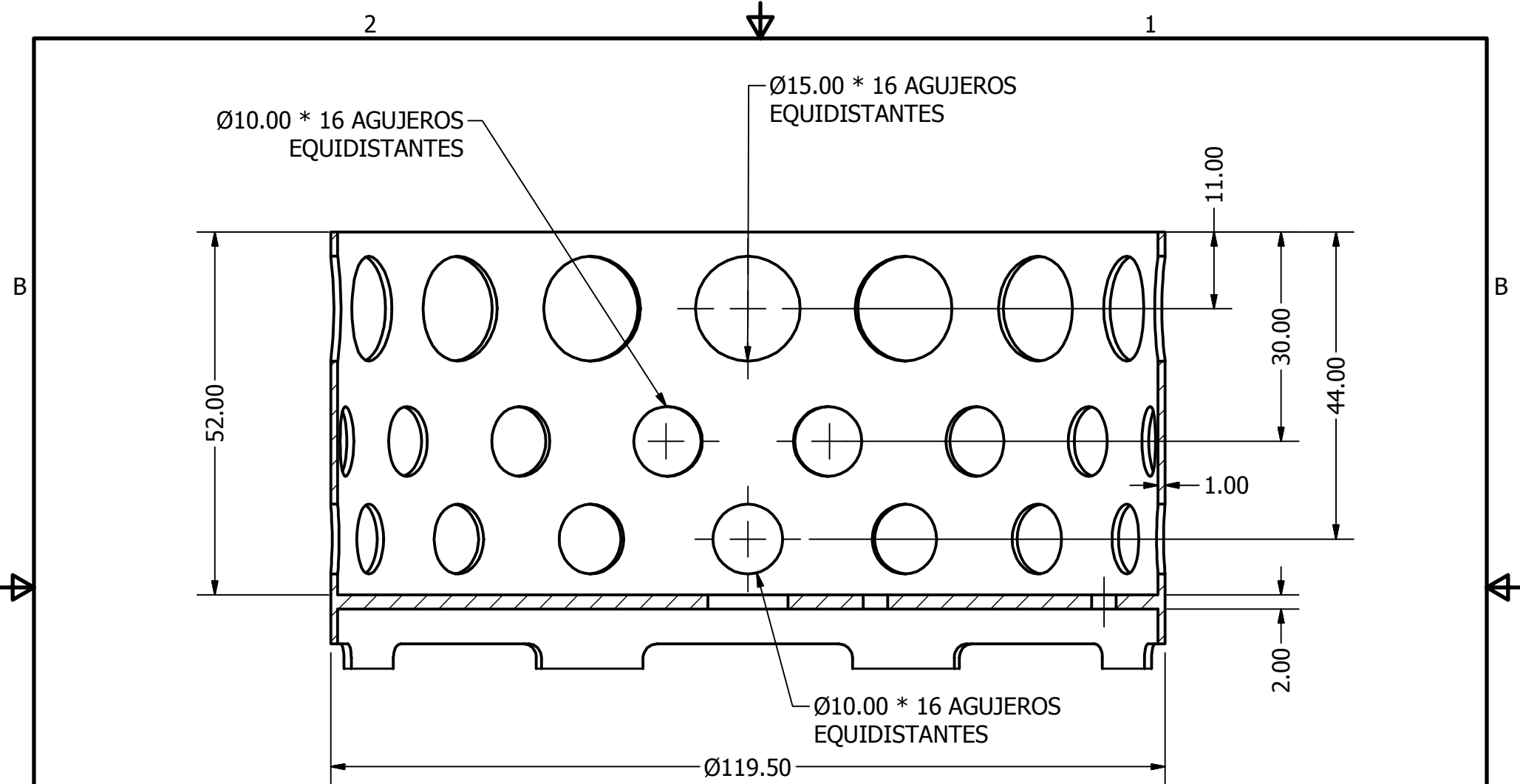


PARTS LIST		
ITEM	QTY	PART NUMBER
1.2.1	1	CUBIERTA - CONTAINER
1.2.2	1	DISCO SUPERIOR - CONTAINER
1.2.4	3	AS 1427 - M3 x 40
1.2.5	9	ANSI B18.2.4.2M - M3x0.5

ESCALA:	1/2	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14		
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14			
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14			
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14			
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CONTAINER - ENSAMBLE 1.2			TOLERANCIAS		
				ANGULAR:	.XX ±0.05	LONGITUD:	.X ±0.5
				RADIAL:	.XX ±0.05		.XXX ±0.005
		MATERIAL:	VARIOS	PESO:	0.113 kg		
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						12	DE: 22



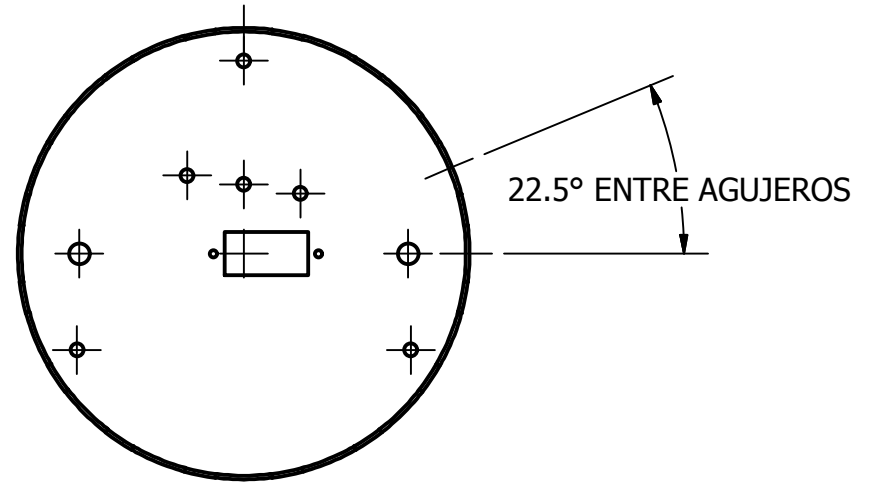
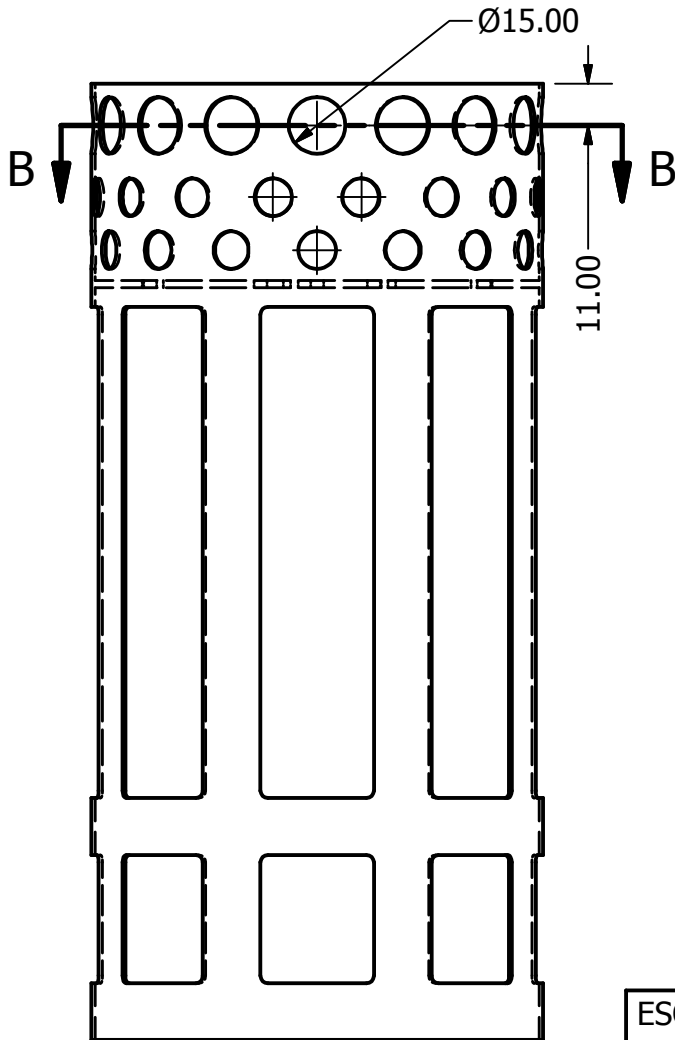
ESCALA: 1:2.5	DIBUJADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		FECHA: 20/05/14	
UNIDADES: MM	DISEÑADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		20/05/14	
FORMATO: A	REVISADO POR: ING. LOARCA		20/05/14	
REVISIÓN #: 3	APROBADO POR: ING. AYERDI		20/05/14	
NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CUBIERTA - CONTENEDOR 1.2.1			TOLERANCIAS	
			ANGULAR: .XX ±0.05	LONGITUD: .X ±0.5
			RADIAL: .XX±0.05°	.XXX ±0.005
MATERIAL: ERTALÓN		PESO: 0.079 kg	13	
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.				DE: 22



ESCALA: 1.25/1	DIBUJADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		FECHA: 20/05/14	
UNIDADES: MM	DISEÑADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		20/05/14	
FORMATO: A	REVISADO POR: ING. LOARCA		20/05/14	
REVISIÓN #: 3	APROBADO POR: ING. AYERDI		20/05/14	
NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CUBIERTA - CONTAINER 1.2.1			TOLERANCIAS	
			ANGULAR: .XX ± 0.05	LONGITUD: .X ± 0.5
			RADIAL: .XX $\pm 0.05^\circ$.XXX ± 0.005
MATERIAL: ERTALÓN		PESO: 0.079 kg	14	
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.				DE: 22

DETALLE DE POSICIÓN DE AGUJEROS DE LA CUBIERTA

ROTACIÓN INICIAL DE AGUJEROS = 0°

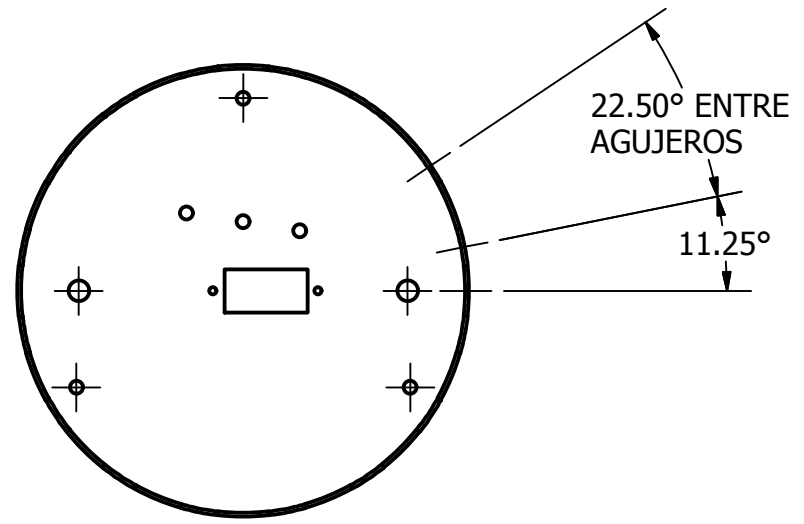
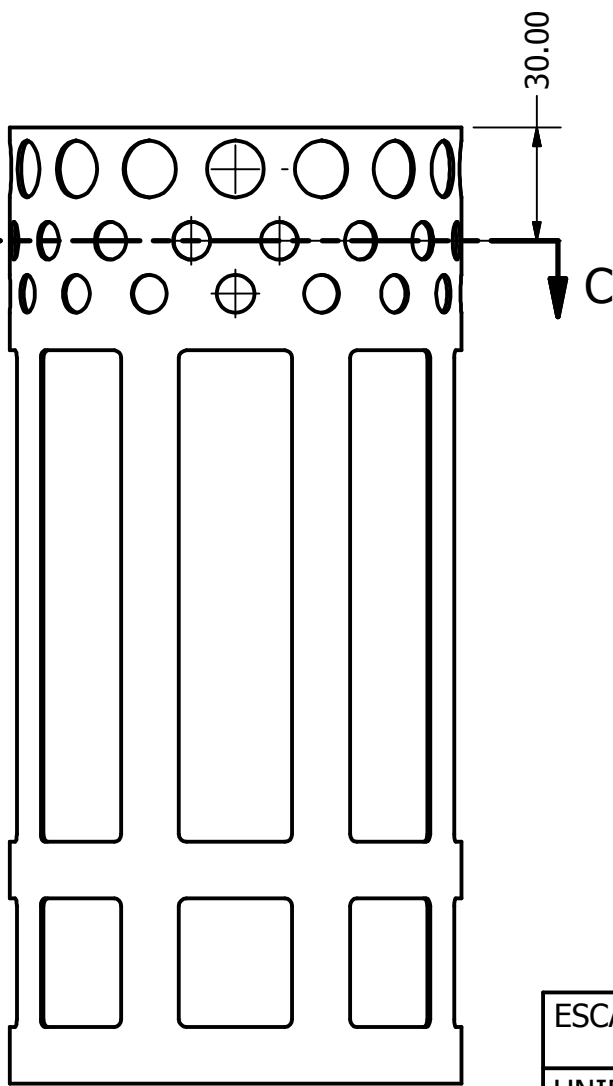


SECTION B-B
SCALE 1/2

ESCALA:	1/2	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14		
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14			
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14			
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14			
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CUBIERTA - CONTAINER 1.2.1			TOLERANCIAS		
				ANGULAR:	.XX ±0.05	LONGITUD:	.X ±0.5
				RADIAL:	.XX ±0.05		
					.XX ±0.05°		.XXX ±0.005
		MATERIAL:	ERTALÓN	PESO:	0.079 kg	15	
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						DE: 22	

DETALLE DE POSICIÓN DE AGUJEROS DE LA CUBIERTA

ROTACIÓN INICIAL DE AGUJEROS= 11.25°

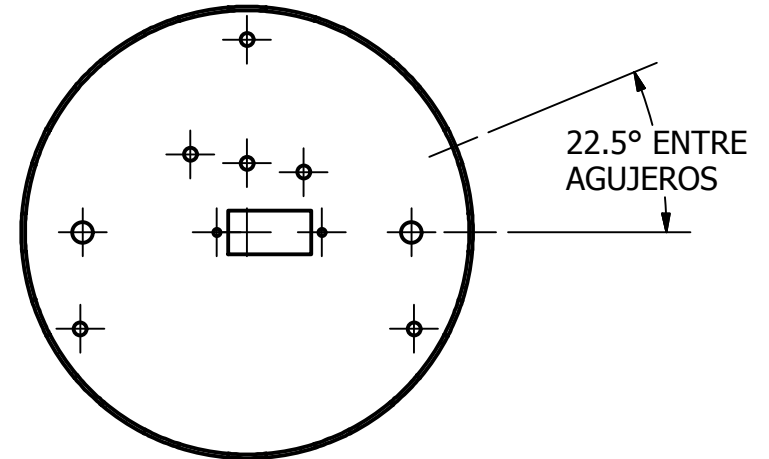
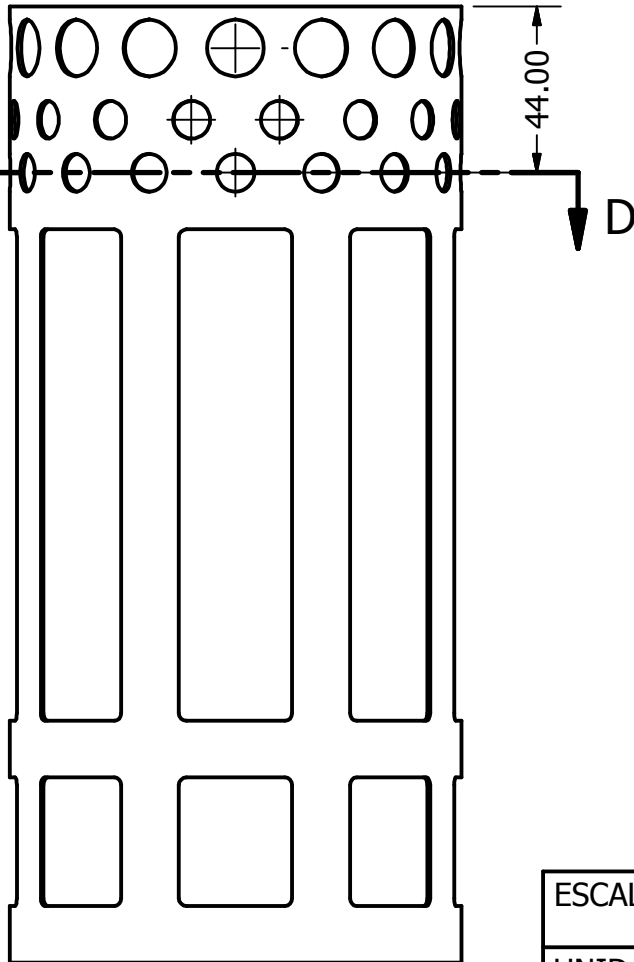


SECTION C-C
SCALE 1 / 2

ESCALA:	1/2	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14		
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14			
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14			
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14			
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CUBIERTA - CONTAINER 1.2.1			TOLERANCIAS		
				ANGULAR:	.XX ±0.05	LONGITUD:	.X ±0.5
				RADIAL:	.XX ±0.05		
				.XX ±0.05°		.XXX ±0.005	
		MATERIAL:	ERTALÓN	PESO:	0.079 kg	16	
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						DE: 22	

DETALLE DE POSICIÓN DE AGUJEROS DE LA CUBIERTA

ROTACIÓN INICIAL DE AGUJEROS = 0°

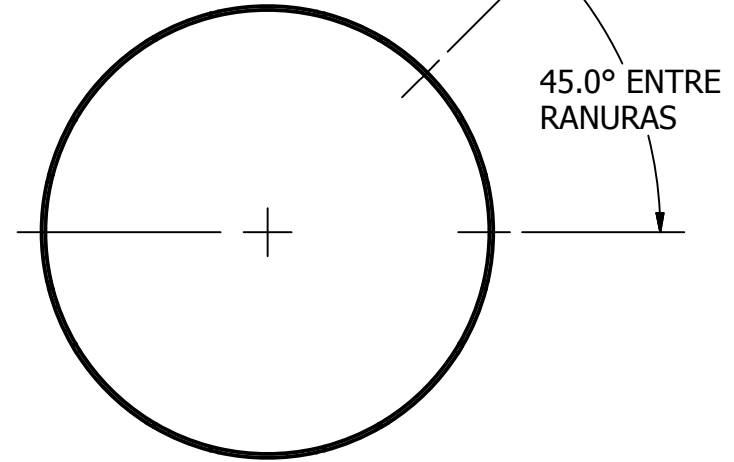
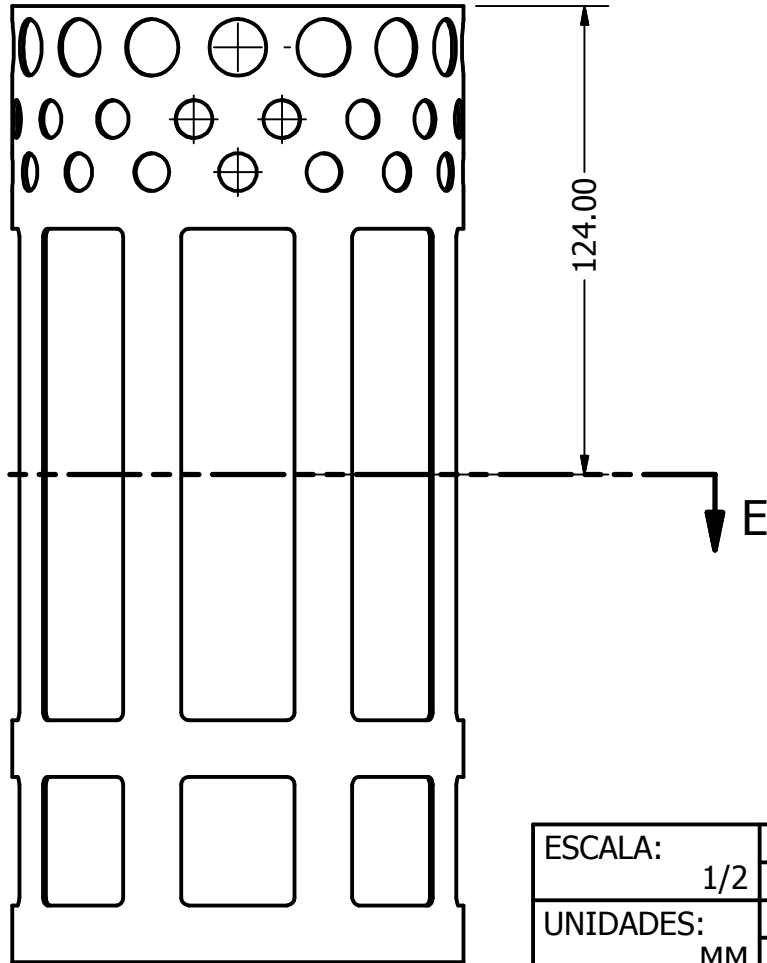


SECTION D-D
SCALE 1 / 2

ESCALA:	1/2	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14		
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14			
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14			
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14			
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CUBIERTA - CONTAINER 1.2.1			TOLERANCIAS		
				ANGULAR:	.XX ±0.05	LONGITUD:	.X ±0.5
				RADIAL:	.XX ±0.05		
					.XX±0.05°		.XXX ±0.005
MATERIAL: ERTALÓN				PESO:	0.079 kg		
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						17	DE: 22

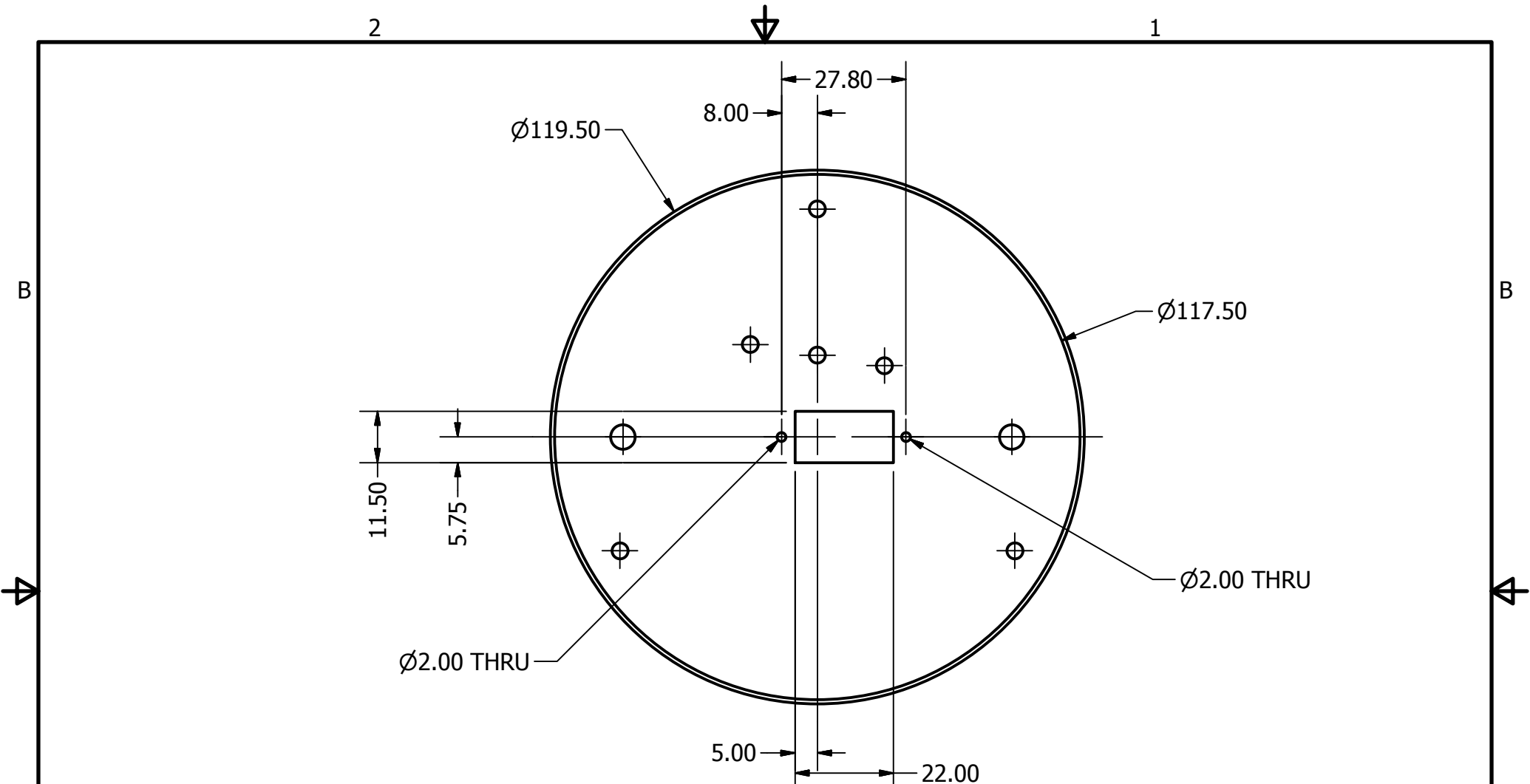
DETALLE DE POSICIÓN DE RANURAS DE LA CUBIERTA

ROTACIÓN INICIAL DE RANURAS = 0°

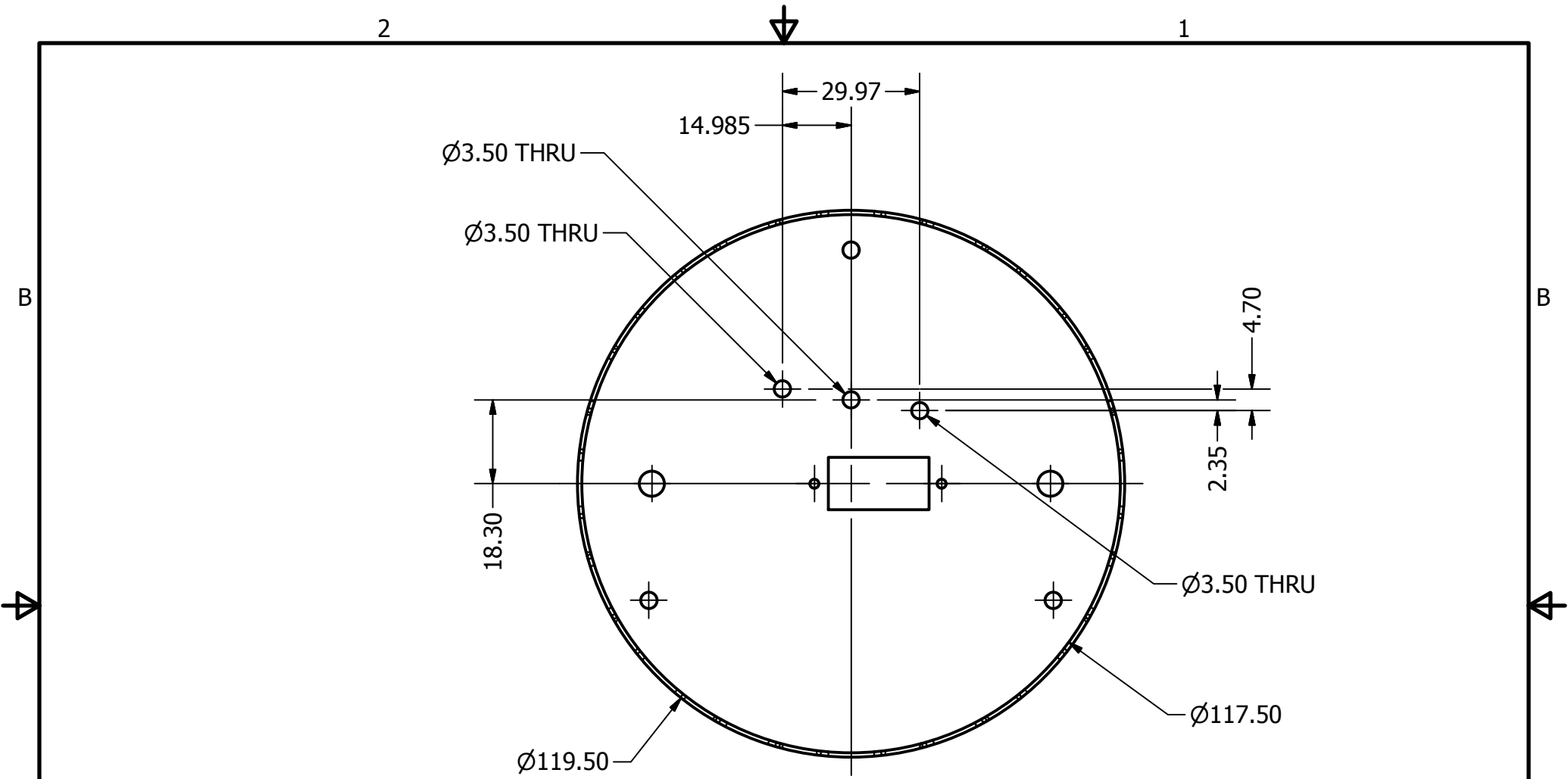


SECTION E-E
SCALE 1 / 2

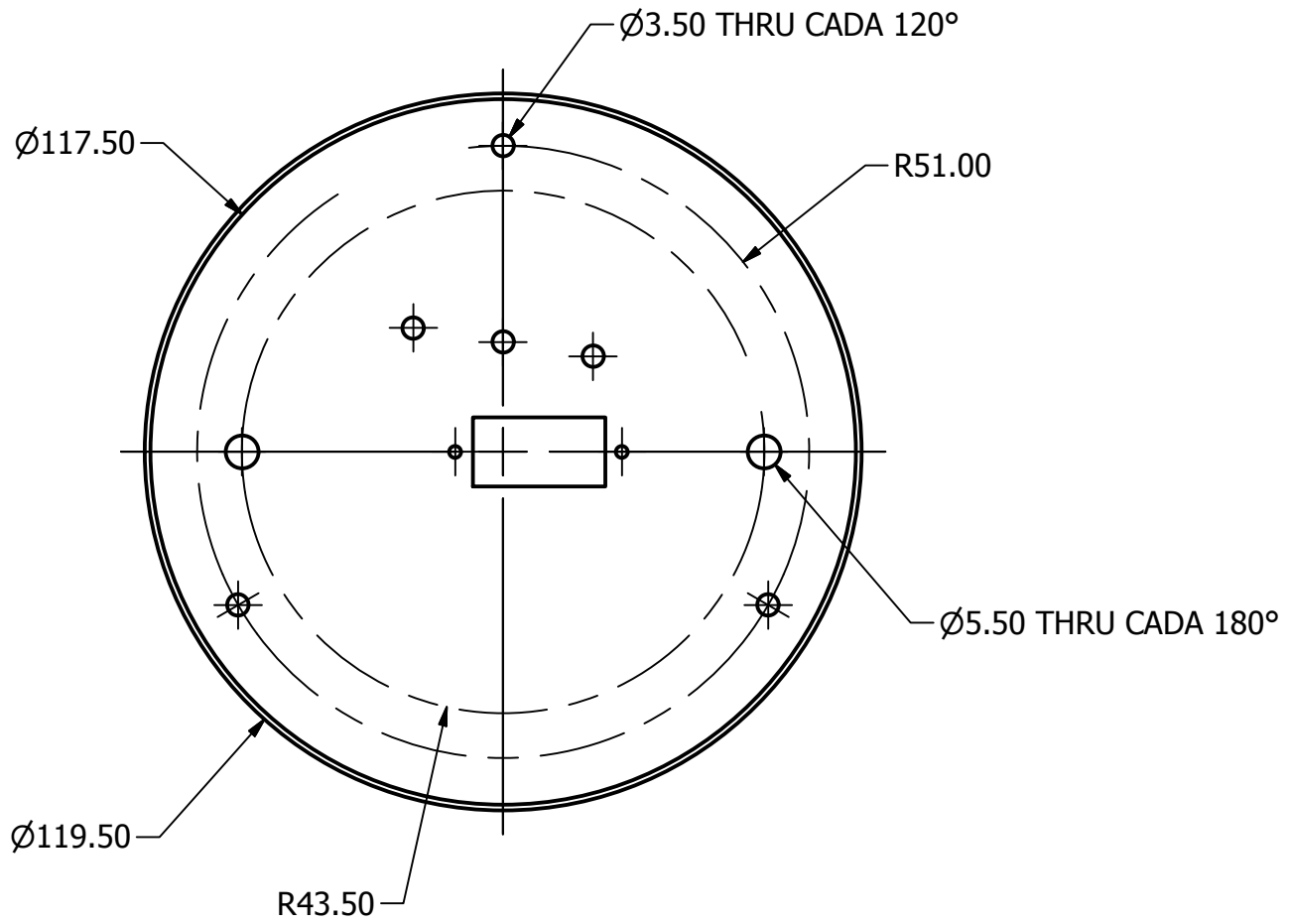
ESCALA:	1/2	DIBUJADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA:	20/05/14		
UNIDADES:	MM	DISEÑADO POR:	JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14			
		REVISADO POR:	ING. LOARCA	20/05/14			
FORMATO:	A	APROBADO POR:	ING. AYERDI	20/05/14			
REVISIÓN #:	3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CUBIERTA - CONTAINER 1.2.1			TOLERANCIAS		
				ANGULAR:	.XX ±0.05	LONGITUD:	.X ±0.5
				RADIAL:	.XX ±0.05		
					.XX ±0.05°		.XXX ±0.005
				MATERIAL:	ERTALÓN	PESO:	0.079 kg
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.						18	DE: 22



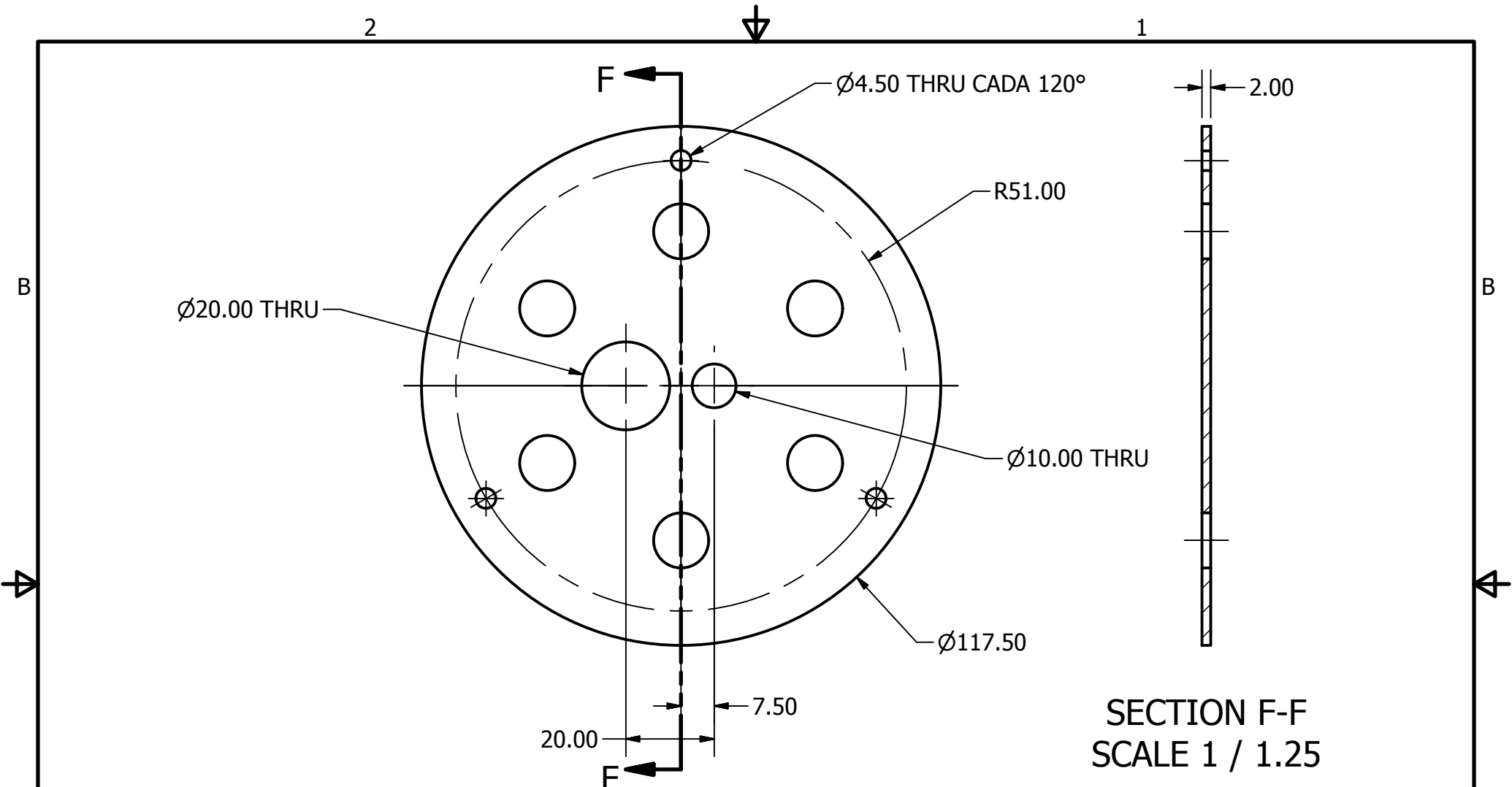
ESCALA: 1:2.5	DIBUJADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA: 20/05/14	
UNIDADES: MM	DISEÑADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14	
FORMATO: A	REVISADO POR: ING. LOARCA	20/05/14	
REVISIÓN #: 3	APROBADO POR: ING. AYERDI	20/05/14	
NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CUBIERTA - CONTAINER 1.2.1		TOLERANCIAS	
		ANGULAR: .XX ± 0.05	LONGITUD: .X ± 0.5
		RADIAL: .XX $\pm 0.05^\circ$.XXX ± 0.005
MATERIAL: ERTALÓN		PESO: 0.079 kg	19
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.			DE: 22



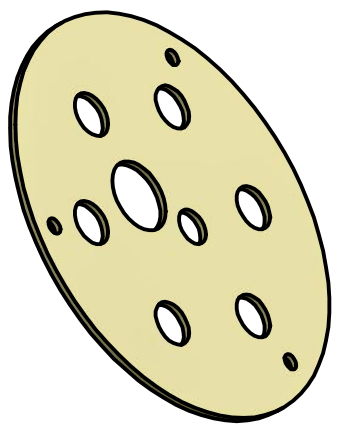
ESCALA: 1/1.25	DIBUJADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		FECHA: 20/05/14	
UNIDADES: MM	DISEÑADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		20/05/14	
	REVISADO POR: ING. LOARCA		20/05/14	
FORMATO: A	APROBADO POR: ING. AYERDI		20/05/14	
REVISIÓN #: 3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CUBIERTA - CONTAINER 1.2.1			TOLERANCIAS
	MATERIAL: ERTALÓN	PESO: 0.079 kg	ANGULAR: .XX ±0.05	LONGITUD: .X ±0.5
			RADIAL: .XX±0.05°	.XXX ±0.005
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.				20 DE: 22



ESCALA: 1/1.25	DIBUJADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		FECHA: 20/05/14	
UNIDADES: MM	DISEÑADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ		20/05/14	
	REVISADO POR: ING. LOARCA		20/05/14	
FORMATO: A	APROBADO POR: ING. AYERDI		20/05/14	
REVISIÓN #: 3	NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: CBIERTA - CONTAINER 1.2.1			TOLERANCIAS
	MATERIAL: ERTALÓN	PESO: 0.079 kg	ANGULAR: .XX ± 0.05	LONGITUD: .X ± 0.5
			RADIAL: .XX $\pm 0.05^\circ$.XXX ± 0.005
ESTA RESTRICTAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.				21 DE: 22



SECTION F-F
SCALE 1 / 1.25



ESCALA: 1/1.25	DIBUJADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ	FECHA: 20/05/14	
UNIDADES: MM	DISEÑADO POR: JOSUÉ RODRÍGUEZ	20/05/14	
FORMATO: A	REVISADO POR: ING. LOARCA	20/05/14	
REVISIÓN #: 3	APROBADO POR: ING. AYERDI	20/05/14	
NOMBRE Y NUMERO DE PIEZA: DISCO SUPERIOR - CONTAINER 1.2.2		TOLERANCIAS	
		ANGULAR: .XX ±0.05	LONGITUD: .X ±0.5
		RADIAL: .XX±0.05°	.XXX ±0.005
MATERIAL: ERTALÓN		PESO: 0.022 kg	22
ESTA RESTRINGIDAMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL DE ESTE DOCUMENTO, ASÍ COMO CUALQUIER USO CON FINES COMERCIALES SIN EL CONSENTIMIENTO PREVIO DEL AUTOR.			DE: 22