

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería



## MEGAPROYECTO: CUBESAT FASE 1

Trabajo de graduación en modalidad de Megaproyecto presentado por:

Emilio José Miranda Rivas, José Eduardo Flores Herrera y Juan Carlos Molina Castejón para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecatrónica; y Lucrecia María Donis Aragón para optar al grado académico de Licenciada en Ingeniería Industrial

Guatemala

2015



# MEGAPROYECTO: CUBESAT FASE 1

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería



## MEGAPROYECTO: CUBESAT FASE 1

Trabajo de graduación en modalidad de Megaproyecto presentado por:

Emilio José Miranda Rivas, José Eduardo Flores Herrera y Juan Carlos Molina Castejón para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecatrónica; y Lucrecia María Donis Aragón para optar al grado académico de Licenciada en Ingeniería Industrial

Guatemala

2015

Coordinador del megaproyecto:

(f)



Ing. Luis Zea / Ing. Víctor Ayerdi

Director de Ingeniería Mecánica:

(f)



Ing. Víctor Ayerdi

Director de Ingeniería Mecatrónica:

(f)



Ing. Carlos Esquit

Director de Ingeniería Industrial:

(f)



Ing. Estuardo Sierra

Fecha de aprobación de examen de graduación:

Guatemala, 22 de Enero de 2015

## AGRADECIMIENTOS

Agradecemos al Ing. Víctor Ayerdi y al Ing. Luis Zea por su invitación a participar en este proyecto, por su apoyo incondicional y por su asesoría durante el proyecto; al Ing. Rodrigo Aragón por su apoyo brindado en la manufactura de la estructura; al Ing. Roberto Saravia por su asesoría en el diseño del controlador del ADCS; al Ing. Eduardo Alvarez por su apoyo y asesoría en el subsistema de comunicación. Además, agradecemos a nuestras familias, padres y hermanos, por su invaluable apoyo y su paciencia a través de todo el proyecto y a nuestros compañeros por el trabajo realizado.

# CONTENIDO

<b>LISTA DE CUADROS</b> .....	<b>X</b>
<b>LISTA DE ILUSTRACIONES</b> .....	<b>XIII</b>
<b>RESUMEN</b> .....	<b>XIX</b>
<b>I. INTRODUCCIÓN</b> .....	<b>1</b>
<b>II. OBJETIVOS</b> .....	<b>2</b>
A. GENERALES .....	2
B. ESPECÍFICOS .....	2
<b>III. JUSTIFICACIÓN</b> .....	<b>3</b>
<b>IV. METODOLOGÍA</b> .....	<b>4</b>
A. DESGLOSE DE EQUIPO (TEAM BREAKDOWN) .....	5
B. ESTRUCTURA DE DESGLOSE DEL TRABAJO (WORK BREAKDOWN STRUCTURE O POR SUS SIGLAS WBS) .....	5
C. REQUISITOS DEL SISTEMA (SYSTEM REQUIREMENTS) .....	6
1. <i>Especificaciones de diseño del CubeSat</i> .....	6
2. <i>Vehículos de lanzamiento</i> .....	7
D. PARÁMETROS CRÍTICOS DEL SISTEMA (SYSTEM DRIVERS) .....	10
E. CONCEPTOS DE OPERACIÓN (CONCEPTS OF OPERATION O CONOPS) .....	10
1. <i>Subsistema mecánico</i> .....	11
2. <i>Subsistema de comunicaciones</i> .....	11
3. <i>ADCS</i> .....	14
a. Definición de modalidades de control .....	14
b. Requerimientos del sistema .....	14
4. <i>Subsistema de potencia</i> .....	17
F. DISEÑO .....	17
1. <i>Subsistema mecánico</i> .....	17
a. Matriz de decisión .....	23
b. Integración de subsistemas a la estructura .....	25
c. Distribución de masa y volumen .....	30
d. Centro de gravedad .....	30
e. Costillas (Ribs) .....	32
f. Pruebas .....	34

1)	Mallado y restricciones físicas de la estructura.....	34
2)	Frecuencias naturales de la estructura.....	34
3)	Vibración aleatoria.....	35
4)	Espectro de reacción a choques .....	36
5)	Cargas quasi-estáticas .....	37
2.	<i>Subsistema de comunicaciones</i> .....	39
a.	Alternativas de diseño.....	40
1)	Antena.....	41
2)	Amplificador RF.....	42
3)	Transceptor .....	43
4)	TNC .....	44
5)	Protocolo de comunicación.....	44
b.	Matriz de decisión .....	45
1)	Antena.....	45
2)	Amplificador RF.....	46
3)	Transceptor .....	47
4)	TNC .....	47
c.	Validación de alternativa seleccionada .....	48
1)	Antena.....	48
2)	Amplificador RF.....	51
3)	Transceptor .....	51
4)	TNC .....	51
d.	Diseño final .....	52
e.	Pruebas .....	56
3.	<i>ADCS</i> .....	64
a.	Selección del método de control.....	64
b.	Modelado de perturbaciones .....	68
c.	Selección de hardware .....	72
1)	Control de actitud .....	72
a)	Reaction Wheel.....	73
b)	Motor DC.....	73
c)	Flywheel (rueda de inercia).....	75
2)	Determinación de actitud .....	78
d.	Diseño del sistema de control .....	82
1)	Modelo matemático .....	82
2)	Sistema de pruebas.....	84
G.	<i>ADMINISTRACIÓN DEL PROYECTO</i> .....	85
1.	<i>Cronograma de actividades</i> .....	86

2.	<i>Matriz de riesgos (Risk Matrix)</i> .....	88
3.	<i>Presupuesto de masa</i> .....	90
4.	<i>Cumplimiento de requisitos</i> .....	91
5.	<i>Investigación de carga útil</i> .....	92
H.	ESTUDIO DE FACTIBILIDAD .....	92
1.	<i>Determinación de las aplicaciones</i> .....	93
a.	Identificación de los sectores.....	93
b.	Selección de las aplicaciones.....	99
1)	Experimentos de microgravedad y microbiología.....	100
2)	Agricultura de precisión.....	101
3)	Cambio climático.....	102
2.	<i>Requerimientos</i> .....	102
a.	Proveedores .....	102
b.	Mano de obra y fuentes de desarrollo .....	102
c.	Vida útil.....	104
d.	Tecnología requerida .....	105
3.	<i>Componentes y costos</i> .....	106
4.	<i>Análisis financiero</i> .....	110
a.	Aplicación #1.....	112
b.	Aplicación #2.....	114
c.	Aplicación #3.....	115
5.	<i>Análisis de resultados</i> .....	117
6.	<i>Conclusiones del estudio de factibilidad</i> .....	119
7.	<i>Recomendaciones derivadas del estudio de factibilidad</i> .....	120
<b>V.</b>	<b>RESULTADOS</b> .....	<b>121</b>
A.	SUBSISTEMA MECÁNICO .....	121
1.	<i>Frecuencias naturales de la estructura</i> .....	121
2.	<i>Vibración aleatoria</i> .....	124
a.	Vibración aleatoria aplicada en el eje “X” (Soyuz) .....	124
b.	Vibración aleatoria aplicada en el eje “Y” (Soyuz) .....	130
c.	Vibración aleatoria aplicada en el eje “Z” (Soyuz).....	131
3.	<i>Espectro de reacción a choques</i> .....	133
a.	Espectro de reacción a choques (Ariane 5 y Falcon 9) .....	133
b.	Espectro de reacción a choques (Soyuz).....	139
4.	<i>Cargas quasi-estáticas</i> .....	140
a.	Cargas en tensión.....	141

b.	Cargas en compresión.....	144
B.	SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES .....	148
C.	ADCS .....	158
1.	<i>Estructura</i> .....	158
2.	<i>Implementación del Sistema</i> .....	164
<b>VI.</b>	<b>ANÁLISIS DE RESULTADOS .....</b>	<b>168</b>
A.	SUBSISTEMA MECÁNICO .....	168
1.	<i>Frecuencias naturales</i> .....	168
2.	<i>Vibración aleatoria</i> .....	168
3.	<i>Reacción de espectro</i> .....	169
4.	<i>Cargas quasi-estáticas</i> .....	170
5.	<i>Manufactura</i> .....	171
B.	SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES .....	171
C.	ADCS .....	176
<b>VII.</b>	<b>CONCLUSIONES .....</b>	<b>180</b>
<b>VIII.</b>	<b>RECOMENDACIONES .....</b>	<b>182</b>
A.	SUBSISTEMA MECÁNICO .....	182
B.	SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES .....	182
C.	ADCS .....	183
<b>IX.</b>	<b>BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>185</b>
<b>X.</b>	<b>APÉNDICE .....</b>	<b>190</b>
A.	SUBSISTEMA MECÁNICO .....	190
1.	<i>Planos estructura diseñada versión inicial</i> .....	190
2.	<i>Planos estructura diseñada versión final</i> .....	195
3.	<i>Planos estructura CubeSat kit</i> .....	206
B.	SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES .....	212
C.	ADCS .....	216
1.	<i>Código utilizado para implementar el sistema de control</i> .....	216
2.	<i>Código de MATLAB® utilizado para la toma de datos</i> .....	227
D.	ESTUDIO DE FACTIBILIDAD.....	230
1.	<i>Guatemala: Valor (FOB) de las exportaciones por producto de la industria agropecuaria (Según clasificación del Banco de Guatemala. Comercio General Años: 2002-2013)</i> .....	230

2.	<i>Guatemala: Valor (FOB) de las exportaciones por producto de la industria manufacturera (Según clasificación del Banco de Guatemala. Comercio General Años: 2002-2013).....</i>	<i>232</i>
3.	<i>Clasificación ABC para productos de manufactura exportados (Cifras millones de Quetzales) .....</i>	<i>233</i>
4.	<i>Clasificación ABC para productos agropecuarios exportados (Cifras en millones de Quetzales).....</i>	<i>236</i>
E.	<b>PROYECTO INTEGRADO .....</b>	<b>237</b>
1.	<i>Revisión del Diseño Preliminar (PDR - Preliminary Design Review).....</i>	<i>237</i>
2.	<i>Revisión del Diseño Crítico (CDR - Critical Design Review).....</i>	<i>253</i>
<b>XI.</b>	<b>ACRÓNIMOS.....</b>	<b>280</b>
<b>XII.</b>	<b>GLOSARIO .....</b>	<b>283</b>

## LISTA DE CUADROS

CUADRO I. ESPECIFICACIONES DE DISEÑO SEGÚN EL CDS REVISIÓN 13 DE LA CAL POLY.....	8
CUADRO II. ESPECIFICACIONES DE DISEÑO SEGÚN EL MANUAL DE USUARIO DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 DE ARIANESPACE.....	9
CUADRO III. ESPECIFICACIONES DE DISEÑO SEGÚN EL MANUAL DE USUARIO DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO FALCON 9 DE SPACEX.....	9
CUADRO IV. ESPECIFICACIONES DE DISEÑO SEGÚN EL MANUAL DE USUARIO DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ DE STARSEM.....	10
CUADRO V. COMPARACIÓN DE CARACTERÍSTICAS DEL MÓDULO DE COMUNICACIÓN DE DISTINTOS CUBE SATS.....	12
CUADRO VI. MODOS DE OPERACIÓN DEL ADCS.....	14
CUADRO VII. ESPECIFICACIONES Y REQUERIMIENTOS DEL ADCS.....	16
CUADRO VIII. ESPECIFICACIONES DE SEPARACIÓN PARA ESTABILIZACIÓN SOBRE LOS TRES EJES.....	16
CUADRO IX. CARACTERÍSTICAS A COMPARAR EN LA MATRIZ DE DECISIÓN PARA LA SELECCIÓN DEL MATERIAL A UTILIZAR EN LA ESTRUCTURA DEL CUBE SAT 1U.....	24
CUADRO X. MATRIZ DE DECISIÓN PARA LA SELECCIÓN DEL MATERIAL A UTILIZAR EN LA ESTRUCTURA DEL CUBE SAT 1U.....	24
CUADRO XI. CARACTERÍSTICAS DE LOS RESORTES DE SEPARACIÓN DE UN CUBE SAT.....	28
CUADRO XII. SELECCIÓN DE COMPONENTES DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES PARA EL PDR.....	41
CUADRO XIII. ALTERNATIVAS DE ANTENA PARA EL CUBE SAT Y SUS CARACTERÍSTICAS.....	42
CUADRO XIV. ALTERNATIVAS DE AMPLIFICADORES RF PARA EL CUBE SAT Y SUS CARACTERÍSTICAS.....	43
CUADRO XV. ALTERNATIVAS DE TRANSCPTORES PARA EL CUBE SAT Y SUS CARACTERÍSTICAS.....	43
CUADRO XVI. ALTERNATIVAS DE TNC PARA EL CUBE SAT Y SUS CARACTERÍSTICAS.....	44
CUADRO XVII. CONSTRUCCIÓN DE PAQUETES DE DATOS U Y S USANDO EL PROTOCOLO DE COMUNICACIÓN AX.25.....	45
CUADRO XVIII. CONSTRUCCIÓN DE PAQUETES DE DATOS I USANDO EL PROTOCOLO DE COMUNICACIÓN AX.25.....	45
CUADRO XIX. MATRIZ DE DECISIÓN PARA SELECCIONAR LA ANTENA DEL CUBE SAT.....	45
CUADRO XX. MATRIZ DE DECISIÓN PARA SELECCIONAR EL AMPLIFICADOR RF DEL CUBE SAT.....	46
CUADRO XXI. MATRIZ DE DECISIÓN PARA SELECCIONAR EL TRANSCPTOR DEL CUBE SAT.....	47
CUADRO XXII. MATRIZ DE DECISIÓN PARA SELECCIONAR EL TNC DEL CUBE SAT.....	48
CUADRO XXIII. SELECCIÓN DE COMPONENTES DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES PARA EL CDR.....	52
CUADRO XXIV. CARACTERÍSTICAS DEL MICRO CONTROLADOR ATMEGA328.....	52
CUADRO XXV. SELECCIÓN FINAL DE COMPONENTES PARA EL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES DEL CUBE SAT.....	53
CUADRO XXVI. FORMATO MATRIZ DE EVALUACIÓN DEL DISEÑO.....	56
CUADRO XXVII. FORMATO PRUEBAS DE POTENCIA DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES.....	59

CUADRO XXVIII. LINK BUDGET PARA EL CUBESAT. ....	64
CUADRO XXIX. FORMATO DEL LINK ANALYSIS DEL CUBESAT. ....	64
CUADRO XXX. MATRIZ DE DECISIÓN PARA SELECCIÓN DEL MÉTODO DE CONTROL.....	67
CUADRO XXXI. RESULTADOS OBTENIDOS PARA DIMENSIONAR LOS ACTUADORES. ....	73
CUADRO XXXII. MATRIZ DE DECISIÓN PARA SELECCIONAR EL MOTOR DEL RWA.....	75
CUADRO XXXIII. DIMENSIONAMIENTO DE LA RUEDA DE INERCIA. ....	78
CUADRO XXXIV. MATRIZ DE DECISIÓN PARA SELECCIONAR LA IMU.....	80
CUADRO XXXV. MATRIZ DE DECISIÓN PARA LA SELECCIÓN DEL SENSOR ÓPTICO.....	82
CUADRO XXXVI. MATRIZ DE RIESGO INICIAL DEL PROYECTO. ....	88
CUADRO XXXVII. DESCRIPCIÓN DE RIESGOS INICIALES DEL PROYECTO. ....	89
CUADRO XXXVIII. MATRIZ DE RIESGO FINAL DEL PROYECTO. ....	89
CUADRO XXXIX. DESCRIPCIÓN DE RIESGOS FINALES DEL PROYECTO.....	89
CUADRO XL. PRESUPUESTO DE MASA DEL PROYECTO. ....	90
CUADRO XLI. LISTA DE REQUISITOS COMPLETADOS POR LOS SUBSISTEMAS.....	91
CUADRO XLII. CARGAS ÚTILES PARA DIVERSOS CUBESATS. ....	92
CUADRO XLIII. PRODUCTO INTERNO BRUTO MEDIDO POR EL ORIGEN DE LA PRODUCCIÓN. AÑOS 2001-2013 DEL BANCO DE GUATEMALA (EN MILLONES DE QUETZALES). ....	93
CUADRO XLIV. ENTREVISTAS REALIZADAS. ....	94
CUADRO XLV. RESUMEN DE ENTREVISTAS REALIZADAS.....	95
CUADRO XLVI. PORCENTAJE DE LAS ACTIVIDADES ECONÓMICAS RESPECTO AL PIB EN MILLONES DE QUETZALES. ...	96
CUADRO XLVII. CLASIFICACIÓN ABC PARA PRODUCTOS DE MANUFACTURA EXPORTADOS EN MILLONES DE QUETZALES (CINCO PRIMEROS PRODUCTOS). ....	97
CUADRO XLVIII. CLASIFICACIÓN ABC PARA PRODUCTOS AGROPECUARIOS EXPORTADOS (CINCO PRIMEROS PRODUCTOS).....	98
CUADRO XLIX. PROGRAMAS, ÁREAS Y PROYECTOS DE CENGICAÑA. ....	100
CUADRO L. TABLA DE EVALUACIÓN Y ANÁLISIS DE DISTINTOS PARÁMETROS MEDIDOS POR UN CUBESAT.....	101
CUADRO LI. LISTADO DE PROVEEDORES.....	102
CUADRO LII. TIEMPO DE VIDA DE UN CUBESAT SEGÚN SU ALTITUD DE ÓRBITA INICIAL. (“D”: DÍAS, “Y”: AÑOS). ....	104
CUADRO LIII. TIEMPO DE VIDA DE UN CUBESAT VS. MASA Y ALTITUD DE ÓRBITA INICIAL (“D”: DÍAS, “Y”: AÑOS). .	104
CUADRO LIV. COMPONENTES PARTICULARES DE CADA CUBESAT. ....	106
CUADRO LV. PROVEEDORES, DISTRIBUIDORES Y/O EMPRESAS DE LOS COMPONENTES SELECCIONADOS. ....	106
CUADRO LVI. COMPONENTES Y COSTO DE CUBESAT APLICACIÓN #1 EN QUETZALES.....	107
CUADRO LVII. COMPONENTES Y COSTO DE CUBESAT APLICACIÓN #2 EN QUETZALES. ....	108
CUADRO LVIII. COMPONENTES Y COSTO DE CUBESAT APLICACIÓN #3 EN QUETZALES. ....	109
CUADRO LIX. CUADRO COMPARATIVO DE COSTOS EN QUETZALES DE LAS TRES APLICACIONES DE CUBESATS. ....	110

CUADRO LX. PIB PROMEDIO ANUAL 2002-2013 EN MILLONES DE QUETZALES. ....	110
CUADRO LXI. ENTREVISTAS REALIZADAS PARA CUANTIFICACIÓN DE BENEFICIOS. ....	111
CUADRO LXII. CÁLCULO DE SALARIOS DE OPERACIÓN EN QUETZALES. ....	111
CUADRO LXIII. CÁLCULO DE GASTOS EN QUETZALES. ....	112
CUADRO LXIV. ANÁLISIS COSTO-BENEFICIO EN MILLONES DE QUETZALES PARA APLICACIÓN 1.....	113
CUADRO LXV. ANÁLISIS VPN SEGÚN BENEFICIO MÍNIMO EN ACTIVIDAD ECONÓMICA. ....	113
CUADRO LXVI. ANÁLISIS COSTO-BENEFICIO EN MILLONES DE QUETZALES PARA APLICACIÓN 2.....	114
CUADRO LXVII. ANÁLISIS VPN SEGÚN BENEFICIO MÍNIMO EN ACTIVIDAD ECONÓMICA.....	115
CUADRO LXVIII. COSTO TOTAL DE ESTACIÓN METEOROLÓGICA LABCO EN QUETZALES. ....	115
CUADRO LXIX. ANÁLISIS COSTO-BENEFICIO EN QUETZALES PARA APLICACIÓN 3 SEGÚN CANTIDAD DE ESTACIONES METEOROLÓGICAS. ....	116
CUADRO LXX. COMPARACIÓN DE BENEFICIOS DE LAS APLICACIONES EN QUETZALES. ....	117
CUADRO LXXI. RESUMEN DE FRECUENCIAS NATURALES DE LA ESTRUCTURA. ....	123
CUADRO LXXII. RESUMEN DE DEFORMACIONES Y ESFUERZOS DE VON MISES MÁXIMOS DEBIDOS A VIBRACIONES ALEATORIAS. ....	132
CUADRO LXXIII. RESUMEN DE DEFORMACIONES Y ESFUERZOS DE VON MISES MÁXIMOS DEBIDOS AL ESPECTRO DE REACCIÓN. ....	132
CUADRO LXXIV. RESUMEN DE ACELERACIONES DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS EN TÉRMINOS DE GRAVEDAD DE LOS VEHÍCULOS DE LANZAMIENTO ANALIZADOS. ....	140
CUADRO LXXV. RESUMEN DE ACELERACIONES DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS EN TÉRMINOS DE $M/S^2$ DE LOS VEHÍCULOS DE LANZAMIENTO ANALIZADOS. ....	140
CUADRO LXXVI. CARGAS QUASI-ESTÁTICAS APLICADAS A LA ESTRUCTURA. ....	140
CUADRO LXXVII. RESUMEN DE DEFORMACIONES Y ESFUERZOS DE VON MISES MÁXIMOS DEBIDOS A LAS CARGAS QUASI-ESTÁTICAS. ....	148
CUADRO LXXVIII. RESULTADOS DE LAS PRUEBAS DE POTENCIA DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES.....	151
CUADRO LXXIX. MATRIZ DE EVALUACIÓN DEL DISEÑO PARA EL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES DEL CUBESAT. .....	155
CUADRO LXXX. PROPIEDADES DE LAS PIEZAS DISEÑADAS PARA LA ESTRUCTURA. ....	158
CUADRO LXXXI. MATRIZ DE INERCIA DE LA ESTRUCTURA DEL ADCS .....	158
CUADRO LXXXII. VELOCIDAD DEL RWA A DIFERENTES CICLOS DE TRABAJO DE PWM. ....	164

## LISTA DE ILUSTRACIONES

FIGURA 1. DESGLOSE DE EQUIPO DE DISEÑO DE CUBESAT. ....	5
FIGURA 2. ESTRUCTURA DE DESGLOSE DE TRABAJO DE CUBESAT. ....	6
FIGURA 3. DISTRIBUIDOR ORBITAL DE POLI-PICOSATÉLITES (P-POD) Y SU SECCIÓN TRANSVERSAL. ....	7
FIGURA 4. CONCEPTOS DE OPERACIÓN DE SUBSISTEMA MECÁNICO. ....	11
FIGURA 5. FUNCIONAMIENTO BÁSICO DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES ....	12
FIGURA 6. MARCO DE REFERENCIA PARA LA ACTITUD DE UN SATÉLITE. ....	15
FIGURA 7. CONCEPTOS DE OPERACIÓN DE SUBSISTEMA DE POTENCIA. ....	17
FIGURA 8. DIMENSIONES GENERALES PARA UN CUBESAT 1U. ....	18
FIGURA 9. DIMENSIONES GENERALES EN MM DE ESTRUCTURA TIPO 1U DISEÑADA (VISTA FRONTAL). ....	19
FIGURA 10. DIMENSIONES GENERALES EN MM DE CUBESAT CON SUBSISTEMAS Y PANELES SOLARES INTEGRADOS Y ANTENAS PLEGADAS. (CONFIGURACIÓN DENTRO DE P-POD). ....	20
FIGURA 11. DIMENSIONES GENERALES EN MM DE CUBESAT CON SUBSISTEMAS Y PANELES SOLARES INTEGRADOS Y ANTENAS PLEGADAS. (CONFIGURACIÓN LUEGO DE SER LIBERADO DEL P-POD). ....	20
FIGURA 12. ESTRUCTURA TIPO 1U DISEÑADA (VISTA ISOMÉTRICA). ....	21
FIGURA 13. ESTRUCTURA TIPO 1U DEL CUBESAT KIT. ....	22
FIGURA 14. ENSAMBLAJE DE ESTRUCTURA DEL CUBESAT KIT. ....	22
FIGURA 15. COMPONENTES DEL CUBESAT KIT DE PUMPKIN INC. ....	23
FIGURA 16. PLANO DE ARANDELA GROWER M4. ....	25
FIGURA 17. INTEGRACIÓN DE SUBSISTEMAS A LA ESTRUCTURA (VISTA ISOMÉTRICA). ....	26
FIGURA 18. INTEGRACIÓN DE SUBSISTEMAS A LA ESTRUCTURA (VISTA FRONTAL). ....	26
FIGURA 19. INTEGRACIÓN DE ANTENAS A LA ESTRUCTURA (VISTA ISOMÉTRICA). ....	27
FIGURA 20. PROYECCIÓN DE ELEMENTOS QUE COMPONEN AL CUBESAT. ....	28
FIGURA 21. ESPECIFICACIONES DE RESORTES DE SEPARACIÓN PERSONALIZADOS DE LA CAL POLY. ....	29
FIGURA 22. OPCIONES DE COLOCACIÓN DE RESORTES DE SEPARACIÓN Y DE INTERRUPTORES DE DESPEGUE. ....	29
FIGURA 23. COMPARACIÓN DEL TAMAÑO DE UN RESORTE DE SEPARACIÓN CON LA PALMA DE LA MANO. ....	30
FIGURA 24. CENTRO DE GRAVEDAD DEL CUBESAT CON LAS ANTENAS PLEGADAS. (CONFIGURACIÓN DENTRO DE P-POD). ....	31
FIGURA 25. CENTRO DE GRAVEDAD DEL CUBESAT CON ANTENAS DESPLEGADAS. (CONFIGURACIÓN LUEGO DE SER LIBERADO DEL P-POD). ....	31
FIGURA 26. PLACA LATERAL B (VISTA ISOMÉTRICA). NÓTESE EL DISEÑO DE LAS COSTILLAS IMPLEMENTADAS PARA EL AUMENTO DE RIGIDEZ EN LA PLACA. ....	32
FIGURA 27. MOMENTO DE INERCIA DE LA PLACA LATERAL B SIN COSTILLAS. ....	33

FIGURA 28. MOMENTO DE INERCIA DE LA PLACA LATERAL B CON COSTILLAS. ....	33
FIGURA 29. MALLADO Y RESTRICCIONES FÍSICAS EN LA ESTRUCTURA DEL CUBESAT. ....	35
FIGURA 30. DENSIDAD ESPECTRAL DE POTENCIA DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ. ....	36
FIGURA 31. ESPECTRO DE CHOQUE DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ. ....	36
FIGURA 32. ESPECTRO DE CHOQUE DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5. ....	37
FIGURA 33. ESPECTRO DE CHOQUE DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO FALCON 9. ....	37
FIGURA 34. CARGAS QUASI-ESTÁTICAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5. ....	38
FIGURA 35. CARGAS QUASI-ESTÁTICAS DURANTE EL VUELO DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ. ....	39
FIGURA 36. CARGAS QUASI-ESTÁTICAS PREVIAS AL VUELO DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ. ....	39
FIGURA 37. DIAGRAMA DE BLOQUES INICIAL DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES. ....	40
FIGURA 38. ANTENA DE DIPOLO INSTALADA EN EL CUBESAT XI-II. ....	49
FIGURA 39. ANTENA DE DIPOLO INSTALADA EN EL CUBESAT CP2. ....	49
FIGURA 40. ANTENA DE DIPOLO INSTALADA EN EL CUBESAT CP5. ....	49
FIGURA 41. COMPARATIVA MECANISMOS DE DESPLIEGUE DE LA ANTENA. ....	50
FIGURA 42. DIAGRAMA DE FLUJO DE DOWNLINK PARA EL CUBESAT. ....	53
FIGURA 43. DIAGRAMA DE FLUJO DE UPLINK PARA EL CUBESAT. ....	54
FIGURA 44. MODULACIÓN POR DESPLAZAMIENTO DE FRECUENCIA GAUSSIANA, GFSK. ....	55
FIGURA 45. COMPARATIVA ENTRE LA MODULACIÓN GFSK Y LA MODULACIÓN FSK. ....	55
FIGURA 46. VISTA PRINCIPAL DE SMARTRF STUDIO PARA CONFIGURAR EL TRANSCÉPTOR CC1101. ....	58
FIGURA 47. ENSAMBLE DE LA ANTENA A LA ESTRUCTURA DEL CUBESAT. (VISTA INFERIOR) ....	60
FIGURA 48. ENSAMBLE DE LA ANTENA A LA ESTRUCTURA DEL CUBESAT. (VISTA SUPERIOR) ....	60
FIGURA 49. ENSAMBLAJE DEL CUBESAT CON LA ANTENA DESPLEGADA. ....	61
FIGURA 50. CIRCUITO DE CONTROL DEL MECANISMO DE DESPLIEGUE DE LA ANTENA. ....	61
FIGURA 51. DIAGRAMA DE EJEMPLIFICACIÓN DEL LINK BUDGET PARA UNA CONEXIÓN DE DATOS. ....	63
FIGURA 52. TIPOS DE CONTROL Y ACTUADORES PARA CUBESATS. ....	66
FIGURA 53. SIMULACIÓN DE ÓRBITA POLAR CON OBTENIDA EN EL CUBESAT TOOLBOX DE MATLAB®. ....	69
FIGURA 54. SIMULACIÓN NUMÉRICA DEL CAMPO MAGNÉTICO DE LA TIERRA. ....	69
FIGURA 55. TORQUES DE PERTURBACIÓN POR ARRASTRE ATMOSFÉRICO. ....	70
FIGURA 56. TORQUE DE PERTURBACIÓN POR DIPOLO RESIDUAL. ....	70
FIGURA 57. TORQUES DE PERTURBACIÓN POR PRESIÓN SOLAR. ....	71
FIGURA 58. TORQUE TOTAL QUE AFECTA AL CUBESAT EN ÓRBITA. ....	71
FIGURA 59. PLANOS DEL MOTOR FAULHABER 1509 006B. ....	74
FIGURA 60. CAMBIOS DE MOMENTO EN UN CUBESAT 1U AL MANTENER UN ACTITUD DE 0° ....	76
FIGURA 61. GEOMETRÍA DE LA RUEDA DE INERCIA DISEÑADA. ....	77
FIGURA 62. MARCO DE REFERENCIA INERCIAL ECI. ....	79

FIGURA 63. MARCO DE REFERENCIA ROTACIONAL LVLH.....	79
FIGURA 64. DIAGRAMA A LAZO CERRADO PARA CONTROL DE ACTITUD SOBRE 1 EJE. ....	83
FIGURA 65. COJINETE ESFÉRICO DE ALTA PRECISIÓN.....	85
FIGURA 66. CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES INICIAL DEL PROYECTO. ....	86
FIGURA 67. CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES FINAL DEL PROYECTO. ....	87
FIGURA 68. FACTORES A CONSIDERAR PARA LA CLASIFICACIÓN DE RIESGOS. ....	88
FIGURA 69. PRODUCTO INTERNO BRUTO MEDIDO POR EL ORIGEN DE LA PRODUCCIÓN AÑOS: 2001-2013 (MILLONES DE QUETZALES CONSTANTES A PRECIOS DE 2001) .....	95
FIGURA 70. PRODUCTOS DE EXPORTACIÓN DE LA INDUSTRIA MANUFACTURERA. ....	97
FIGURA 71. PRODUCTOS DE EXPORTACIÓN DE LA INDUSTRIA AGROPECUARIA. ....	98
FIGURA 72. FUENTE DE DESARROLLO DE MISIÓN DE CUBESAT POR AÑO DE LANZAMIENTO. ....	103
FIGURA 73. ÉXITO Y FRACASO DE MISIONES DE CUBESAT EN LA INDUSTRIA Y EN LA UNIVERSIDAD COMO PORCENTAJE DE TODOS LOS INTENTOS DE LANZAMIENTOS ENTRE LOS AÑOS 2000-2012.....	103
FIGURA 74. DISTINTAS CONFIGURACIONES DE ESTRUCTURA MECÁNICA DE CUBESAT.....	105
FIGURA 75. FRECUENCIA NATURAL No. 1 DE LA ESTRUCTURA (VISTA ISOMÉTRICA). ....	121
FIGURA 76. FRECUENCIA NATURAL No. 2 DE LA ESTRUCTURA (VISTA ISOMÉTRICA). ....	121
FIGURA 77. FRECUENCIA NATURAL No. 3 DE LA ESTRUCTURA (VISTA ISOMÉTRICA). ....	122
FIGURA 78. FRECUENCIA NATURAL No. 4 DE LA ESTRUCTURA (VISTA ISOMÉTRICA). ....	122
FIGURA 79. FRECUENCIA NATURAL No. 5 DE LA ESTRUCTURA (VISTA ISOMÉTRICA). ....	123
FIGURA 80. DEFORMACIONES DEBIDAS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” PARA LA FRECUENCIA NATURAL No. 1 (VISTA ISOMÉTRICA). ....	124
FIGURA 81. DEFORMACIONES DEBIDAS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” PARA LA FRECUENCIA NATURAL No. 2 (VISTA ISOMÉTRICA). ....	124
FIGURA 82. DEFORMACIONES DEBIDAS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” PARA LA FRECUENCIA NATURAL No. 3 (VISTA ISOMÉTRICA). ....	125
FIGURA 83. DEFORMACIONES DEBIDAS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” PARA LA FRECUENCIA NATURAL No. 4 (VISTA ISOMÉTRICA). ....	125
FIGURA 84. DEFORMACIONES DEBIDAS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” PARA LA FRECUENCIA NATURAL No. 5 (VISTA ISOMÉTRICA). ....	126
FIGURA 85. DEFORMACIONES DEBIDAS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” (VISTA ISOMÉTRICA). RESULTANTE DE LAS 5 FRECUENCIAS NATURALES. ....	126
FIGURA 86. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” PARA LA FRECUENCIA NATURAL No. 1 (VISTA ISOMÉTRICA). ....	127
FIGURA 87. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” PARA LA FRECUENCIA NATURAL No. 2 (VISTA ISOMÉTRICA). ....	127

FIGURA 88. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 3 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	128
FIGURA 89. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 4 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	128
FIGURA 90. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 5 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	129
FIGURA 91. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “X” (VISTA ISOMÉTRICA). RESULTANTE DE LAS 5 FRECUENCIAS NATURALES. ....	129
FIGURA 92. DEFORMACIONES DEBIDAS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “Y” (VISTA ISOMÉTRICA). RESULTANTE DE LAS 5 FRECUENCIAS NATURALES. ....	130
FIGURA 93. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “Y” (VISTA ISOMÉTRICA). RESULTANTE DE LAS 5 FRECUENCIAS NATURALES. ....	130
FIGURA 94. DEFORMACIONES DEBIDAS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “Z” (VISTA ISOMÉTRICA). RESULTANTE DE LAS 5 FRECUENCIAS NATURALES.....	131
FIGURA 95. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A VIBRACIONES ALEATORIAS DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ APLICADAS EN EL EJE “Z” (VISTA ISOMÉTRICA). RESULTANTE DE LAS 5 FRECUENCIAS NATURALES.....	131
FIGURA 96. DEFORMACIONES DEBIDAS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 1 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	133
FIGURA 97. DEFORMACIONES DEBIDAS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 2 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	133
FIGURA 98. DEFORMACIONES DEBIDAS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 3 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	134
FIGURA 99. DEFORMACIONES DEBIDAS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 4 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	134
FIGURA 100. DEFORMACIONES DEBIDAS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 5 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	135
FIGURA 101. DEFORMACIONES DEBIDAS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 (VISTA ISOMÉTRICA). RESULTANTE DE LAS 5 FRECUENCIAS NATURALES. ....	135
FIGURA 102. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 1 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	136
FIGURA 103. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 2 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	136
FIGURA 104. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 3 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	137
FIGURA 105. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 4 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	137

FIGURA 106. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 PARA LA FRECUENCIA NATURAL NO. 5 (VISTA ISOMÉTRICA). .....	138
FIGURA 107. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO ARIANE 5 Y FALCON 9 (VISTA ISOMÉTRICA). RESULTANTE DE LAS 5 FRECUENCIAS NATURALES. ....	138
FIGURA 108. DEFORMACIONES DEBIDAS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ (VISTA ISOMÉTRICA). RESULTANTE DE LAS 5 FRECUENCIAS NATURALES. ....	139
FIGURA 109. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A ESPECTRO DE REACCIÓN DEL VEHÍCULO DE LANZAMIENTO SOYUZ (VISTA ISOMÉTRICA). RESULTANTE DE LAS 5 FRECUENCIAS NATURALES. ....	139
FIGURA 110. APLICACIÓN DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS LONGITUDINALES (TENSIÓN). (VISTA FRONTAL). ....	141
FIGURA 111. APLICACIÓN DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS LONGITUDINALES (TENSIÓN). (VISTA LATERAL DERECHA). .....	141
FIGURA 112. APLICACIÓN DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS LATERALES (TENSIÓN). (VISTA FRONTAL).....	142
FIGURA 113. APLICACIÓN DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS LATERALES (TENSIÓN). (VISTA LATERAL DERECHA). ....	142
FIGURA 114. APLICACIÓN DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS LATERALES (VISTA ISOMÉTRICA). ....	143
FIGURA 115. DEFORMACIONES DEBIDAS A CARGAS QUASI-ESTÁTICAS (TENSIÓN). (VISTA ISOMÉTRICA). ....	143
FIGURA 116. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A CARGAS QUASI-ESTÁTICAS (TENSIÓN). (VISTA ISOMÉTRICA). ....	144
FIGURA 117. APLICACIÓN DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS LONGITUDINALES (COMPRESIÓN). (VISTA FRONTAL). ....	144
FIGURA 118. APLICACIÓN DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS LONGITUDINALES (COMPRESIÓN). (VISTA LATERAL DERECHA). .....	145
FIGURA 119. APLICACIÓN DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS LATERALES (TENSIÓN). (VISTA FRONTAL).....	145
FIGURA 120. APLICACIÓN DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS LATERALES (COMPRESIÓN). (VISTA FRONTAL).....	146
FIGURA 121. APLICACIÓN DE CARGAS QUASI-ESTÁTICAS LATERALES. (VISTA ISOMÉTRICA). ....	146
FIGURA 122. DEFORMACIONES DEBIDAS A CARGAS QUASI-ESTÁTICAS (COMPRESIÓN). (VISTA ISOMÉTRICA). ....	147
FIGURA 123. ESFUERZOS DE VON MISES DEBIDOS A CARGAS QUASI-ESTÁTICAS (COMPRESIÓN). (VISTA ISOMÉTRICA). .....	147
FIGURA 124. VALORES ENVIADOS DESDE EL COMPONENTE TRANSMISOR. ....	148
FIGURA 125. VALORES RECIBIDOS EN EL COMPONENTE RECEPTOR. ....	149
FIGURA 126. PAQUETES DE DATOS CODIFICADOS POR EL TNC ENVIADOS VÍA SPI HACIA EL TRANSECTOR DURANTE TX. ....	149
FIGURA 127. VISTA DE CONFIGURACIÓN DE LOS REGISTROS DEL TRANSECTOR CC1101 EN EL SOFTWARE SMARTRF STUDIO. ....	150
FIGURA 128. VISTA DETALLADA DE LOS PARÁMETROS RF CONFIGURADOS PARA EL TRANSECTOR EN EL SOFTWARE SMARTRF STUDIO. ....	150
FIGURA 129. DISEÑO DE LOS SIDE PLATES DEL PROTOTIPO DE ESTRUCTURA DEL CUBESAT. ....	151
FIGURA 130. ENSAMBLE DE LAS SIDE PLATES CON LA BOTTOM PLATE DEL PROTOTIPO DE ESTRUCTURA DEL CUBESAT. .....	152

FIGURA 131. PROCESO DE ENSAMBLE DEL PROTOTIPO DE ESTRUCTURA DEL CUBESAT. ....	152
FIGURA 132. ACOPLA DE LA ANTENA A LA ESTRUCTURA DEL CUBESAT. ....	153
FIGURA 133. DETALLE DEL ACOPLA DE LA ANTENA A LA ESTRUCTURA IMPRESA. ....	153
FIGURA 134. ANTENA INSTALADA EN EL PROTOTIPO DE ESTRUCTURA DEL CUBESAT. ....	154
FIGURA 135. LINK BUDGET Y LINK ANALYSIS PARA EL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES DEL CUBESAT. ....	155
FIGURA 136. DISEÑO PCB DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES, TOP PLATE. ....	156
FIGURA 137. DISEÑO PCB SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES, BOTTOM PLATE. ....	156
FIGURA 138. PCB DEL TRANSECTOR CC1101, TOP PLATE. ....	157
FIGURA 139. PCB DEL TRANSECTOR CC1101, BOTTOM PLATE. ....	157
FIGURA 140. ESTRUCTURA DISEÑADA PARA LAS PRUEBAS DEL ADCS. ....	159
FIGURA 141. VISTA FRONTAL DE LA ESTRUCTURA DEL ADCS. ....	159
FIGURA 142. ALINEACIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD CON LA REACTION WHEEL. ....	160
FIGURA 143. CENTRO DE GRAVEDAD DEL ADCS. ....	160
FIGURA 144. VISTA LATERAL DEL SISTEMA SIN TAPADERA. ....	161
FIGURA 145. VISTA FRONTAL DEL SISTEMA SIN TAPADERA. ....	161
FIGURA 146. VISTA LATERAL DEL SISTEMA INTEGRADO. ....	162
FIGURA 147. VISTA INVERTIDA DEL SISTEMA INTEGRADO. ....	162
FIGURA 148. BASE DE YESO CONSTRUIDA PARA PROBAR EL SISTEMA. ....	163
FIGURA 149. SISTEMA COMPLETO UTILIZADO PARA REALIZAR LAS PRUEBAS. ....	163
FIGURA 150. VELOCIDAD DEL RWA A DIFERENTES CICLOS DE TRABAJO DE PWM. ....	165
FIGURA 151. SALIDA DE GIROSCOPIO SIN FILTRAR. ....	165
FIGURA 152. SALIDA FILTRADA DEL GIROSCOPIO. ....	165
FIGURA 153. FRECUENCIA DE LA REACTION WHEEL A LA VELOCIDAD MÍNIMA. ....	166
FIGURA 154. FRECUENCIA DE LA REACTION WHEEL A MÁXIMA VELOCIDAD. ....	166
FIGURA 155. TIEMPO DE MUESTREO UTILIZADO EN EL SISTEMA DE CONTROL. ....	166
FIGURA 156. RESPUESTA DEL SISTEMA SIN RETROALIMENTACIÓN DE VELOCIDAD ANGULAR. ....	167
FIGURA 157. RESPUESTA DEL SISTEMA CON RETROALIMENTACIÓN DE VELOCIDAD ANGULAR. ....	167
FIGURA 158. ESQUEMÁTICO DEL MÓDULO DE EVALUACIÓN DEL TRANSECTOR CC1101. ....	213
FIGURA 159. ESQUEMÁTICO DEL PROTOTIPO DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES CONSTRUIDO. ....	214
FIGURA 160. ESQUEMÁTICO DEL DISEÑO FINAL DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES. ....	215

## RESUMEN

El presente trabajo resalta el proceso de diseño utilizado para desarrollar el subsistema mecánico, de comunicaciones, de control y de potencia para un CubeSat de una unidad (1U). La metodología empleada por la NASA para el desarrollo de proyectos (Systems Engineering) fue implementada durante el ciclo de vida de todo el proyecto. Esto ayudó a mantener un control sobre la toma de decisiones durante cada etapa, así como a coordinar el trabajo realizado por todos los involucrados en el proyecto.

La estructura fue diseñada para soportar las condiciones de despegue de los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz. Se realizó un análisis de elementos finitos para determinar las frecuencias naturales y para aplicar el espectro de reacción, vibración aleatoria y cargas quasi-estáticas usando el software Autodesk® Simulation Mechanical 2014.

Los componentes básicos seleccionados para integrar el subsistema de comunicación fueron un transceptor de baja potencia y un controlador de nodo terminal implementado en software. Así mismo, el subsistema está equipado con una antena de dipolo que utiliza la banda de frecuencia UHF (433 MHz) para transmitir y recibir datos y comandos. Se utilizó el protocolo de comunicación AX.25, el cual es un estándar dentro de la comunidad de radio aficionados.

El subsistema de determinación y control de actitud (ADCS) fue diseñado para controlar los tres ejes de rotación del satélite. Se diseñaron ruedas de reacción a la medida que al ser configuradas ortogonalmente proveen un método eficiente para estabilizar al CubeSat en órbita. La determinación de la actitud se realizó utilizando una unidad de medición inercial (IMU) de nueve grados de libertad, lo cual provee los datos necesarios para realizar un control de torque sobre las ruedas de reacción. Además, se realizaron pruebas de diseño utilizando una plataforma simple que utiliza presión de aire como lubricante simulando las condiciones de órbita.

Los componentes del subsistema de potencia incluyen la fuente de alimentación, de almacenamiento y la distribución de potencia. Este subsistema aún se encuentra en proceso de diseño, considerando las potencias necesarias para el ADCS, el subsistema de comunicación y una estimación de la potencia necesaria para una carga útil. Los detalles finales del mismo se incluirán en una segunda fase de este proyecto que se publicará el próximo año, aunque se incluye información preliminar en el PDR y CDR incluidos en el apéndice.

Se diseñó una estructura capaz de soportar las condiciones de despegue de los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz. Se desarrolló un sistema de potencia capaz de distribuir, almacenar y recolectar radiación solar. Se diseñó y comprobó un sistema capaz de controlar la actitud de un satélite en el eje vertical. Se diseñó y construyó un prototipo del subsistema de comunicación de abordaje capaz de transmitir y recibir datos desde el satélite.

Adicionalmente se realizó en paralelo un estudio de factibilidad cuyos objetivos fueron los de identificar la arquitectura, costos y beneficios mejor aplicables para el primer satélite de Guatemala.

# I. INTRODUCCIÓN

El estándar CubeSat brinda la oportunidad de participar en actividades relacionadas con tecnología espacial sin la necesidad de una inversión significativa. Los beneficios de desarrollar la tecnología necesaria para un satélite tiene un impacto directo en los estudiantes, ingenieros y científicos involucrados, que al mismo tiempo contribuye positivamente al desarrollo del país.

El estándar CubeSat surgió como un proyecto colaborativo entre la Universidad Politécnica de California (Cal Poly) y el laboratorio de desarrollo para sistemas espaciales de la Universidad de Stanford. Su propósito es reducir el costo y tiempo de desarrollo implicados en el desarrollo de un satélite, incrementando así la accesibilidad al espacio para cargas útiles pequeñas.

Un CubeSat es un cubo de  $10 \text{ cm}^3$  con una masa de hasta 1.33 kg por unidad. De acuerdo con las Especificaciones de diseño del CubeSat (CubeSat Design Specification o por sus siglas CDS) rev.13, es posible construir CubeSats de hasta tres unidades. Cualquier diseño tiene que garantizar un modo de operación seguro que cumpla con los requerimientos mínimos descritos en el CDS.

Adicionalmente, la estructura del CubeSat debe ser compatible con la interfaz de lanzamiento estándar para CubeSats, el Distribuidor orbital de Poli-picosatélites (Poly Picosatellite Orbital Deployer o por sus siglas P-POD). Este sistema, diseñado por Cal Poly, tiene la capacidad de almacenar tres CubeSats de una unidad y tiene como función facilitar el manejo de los CubeSats dentro del vehículo de lanzamiento.

La Universidad del Valle (UVG) incursionó en el tema de tecnología espacial al participar por dos años consecutivos en la competencia de CanSats en Texas. Un CanSat es un tipo de carga útil utilizada en cohetes sonda para experimentar con tecnología espacial, cuyas dimensiones le deben permitir entrar en una lata de gaseosa. A partir del aprendizaje y experiencias obtenidas en las competencias de CanSat, es posible comenzar a trabajar en un satélite real (CubeSat) que últimamente será puesto en órbita.

La Universidad del Valle de Guatemala actualmente está tomando los primeros pasos para diseñar y desarrollar un prototipo de CubeSat. El principal propósito del proyecto es comprobar la posibilidad de construir un CubeSat 1U en un país en desarrollo con limitaciones económicas y tecnológicas.

## II. OBJETIVOS

### A. Generales

1. Diseñar un CubeSat Bus 1U para una carga útil no especificada.
2. Construir un prototipo del CubeSat diseñado.

### B. Específicos

1. Diseñar un sistema de comunicación para el prototipo de CubeSat
2. Construir un medio de comunicación entre el prototipo de CubeSat y la estación de control en Tierra.
3. Desarrollar un módulo de energía que pueda almacenar, generar, controlar y distribuir la energía eléctrica a otros subsistemas.
4. Diseñar un sistema de determinación y control de actitud para un CubeSat 1-Unidad mediante el cual se pueda estabilizar y mantener un perfil de actitud deseada luego de ser puesto en órbita.
5. Diseñar y construir la estructura de un CubeSat 1-Unidad sin una carga útil específica capaz de soportar las condiciones de despegue de los vehículos de lanzamiento Soyuz, Falcon 9 y Ariane 5.
6. Establecer la factibilidad del desarrollo e implementación de un picosatélite CubeSat en Guatemala.

### III. JUSTIFICACIÓN

El desarrollo y el análisis de información desde un CubeSat promueven el crecimiento de la ciencia y la utilización de la tecnología en países en desarrollo. Esto se debe básicamente a que la prosperidad económica a largo plazo de un país depende en gran parte de su capital intelectual, el cual requiere el entrenamiento de personal calificado para utilizar y eventualmente desarrollar tecnología innovadora.

Para poder enviar un CubeSat al espacio es necesario cumplir con una serie de requerimientos mecánicos, eléctricos y de operación. Cada uno de los módulos que componen a un CubeSat debe ser verificado y validado antes de poder optar a un servicio comercial de lanzamiento espacial. Por esta razón es fundamental contar con un prototipo mediante el cual se puedan realizar pruebas de cada uno de los módulos del CubeSat, y de esta forma poder iterar en el diseño hasta alcanzar un sistema integral cuyo desempeño sea aceptable.

## IV. METODOLOGÍA

La metodología de ingeniería de sistemas de la Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (National Aeronautics and Space Administration o por sus siglas NASA) fue implementada a través de todo el ciclo de vida del proyecto. Esto ayudó a mantener el control de la toma de decisiones de los procesos en todas las etapas, así como para coordinar el trabajo realizado por todos los involucrados en el proyecto.

«La ingeniería de sistemas es un enfoque metódico y disciplinado para el diseño, realización, gestión técnica, operaciones y la jubilación de un sistema.» (Administration, 2007)

A lo largo del ciclo de vida del proyecto se realizaron dos presentaciones de los avances realizados hasta la fecha. Estas presentaciones fueron basadas en reportes realizados en fases de la metodología de ingeniería de sistemas. La primera presentación se basó en la revisión de diseño preliminar (Preliminary Design Review o por sus siglas PDR) y la segunda en la revisión crítica de diseño (Critical Design Review o por sus siglas CDR).

El PDR es un reporte del diseño preliminar que permite la autorización del financiamiento del proyecto. El PDR debe demostrar que el diseño preliminar cumple con todos los requisitos del sistema con una probabilidad aceptable de riesgo y dentro del presupuesto de costo y tiempo establecidos. Esta fase del proyecto permite proceder con un diseño más detallado y refleja la correcta selección de alternativas, identificación de interfaces y la descripción completa de la metodología.

«El PDR refleja el refinamiento sucesivo de los requisitos en diseños. Los problemas de diseño encontrados en el PDR deben ser resueltos para que el diseño final pueda comenzar sin ambigüedades. Desde este punto en adelante, se espera que los cambios representen refinamientos sucesivos del diseño y no cambios fundamentales. Antes de continuar con el diseño, la arquitectura del sistema, el diseño preliminar y los conceptos de operación deben haber sido validados por suficiente análisis técnico y trabajo de diseño para establecer un diseño creíble y factible.» (Administration, 2007)

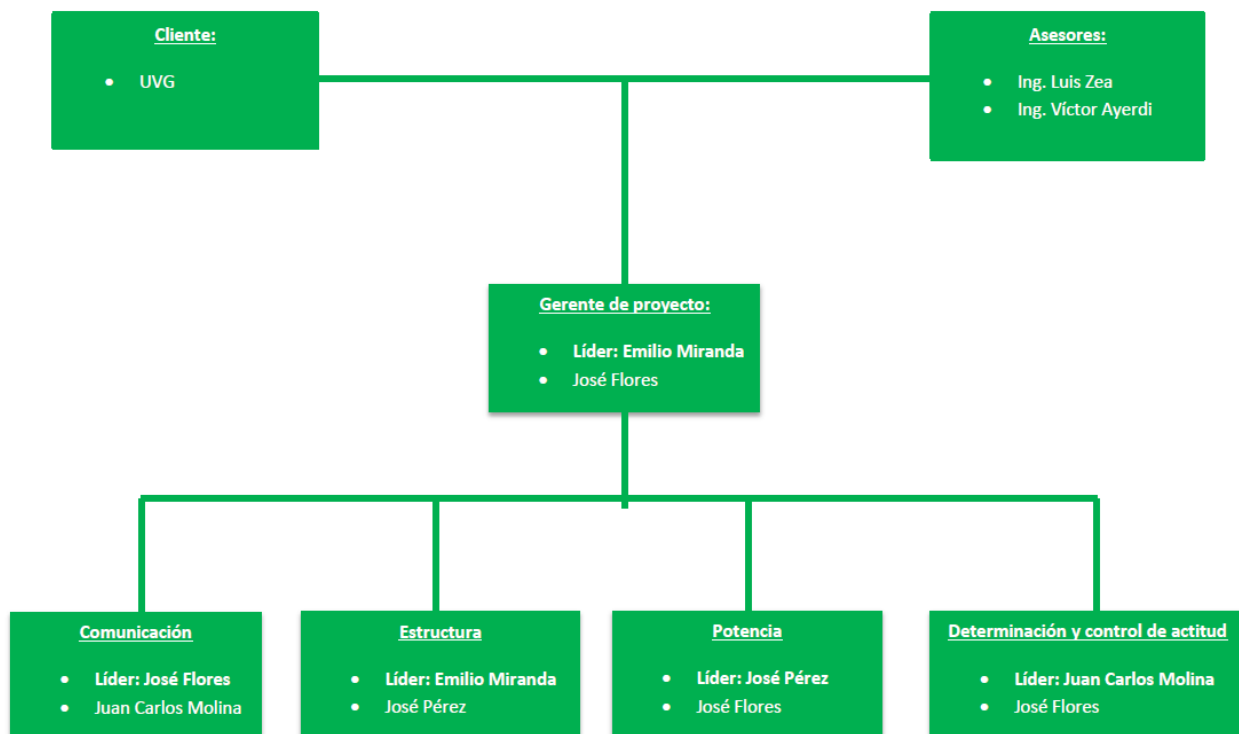
El CDR debe demostrar que la madurez del diseño preliminar es apropiado para proceder a la fabricación a escala completa de los módulos, su integración y a la realización de pruebas. El CDR determina que los esfuerzos técnicos están encaminados a completar el desarrollo y las operaciones de la misión cumpliendo con los requisitos de desempeño de la misión y dentro del presupuesto de costo y tiempo delimitado.

«Un CDR debería ser aprobado para cada elemento antes de comenzar su fabricación/producción de hardware y antes de comenzar a desarrollar código en productos que involucren software. Generalmente, la secuencia del CDR refleja el proceso de integración que tendrá lugar en la siguiente fase, esto es de CDR de bajo nivel a un CDR a nivel de sistema.» (Administration, 2007)

## A. Desglose de equipo (Team Breakdown)

El desglose de equipo es una descomposición jerárquica de las posiciones dentro del proyecto de cada uno de los miembros.

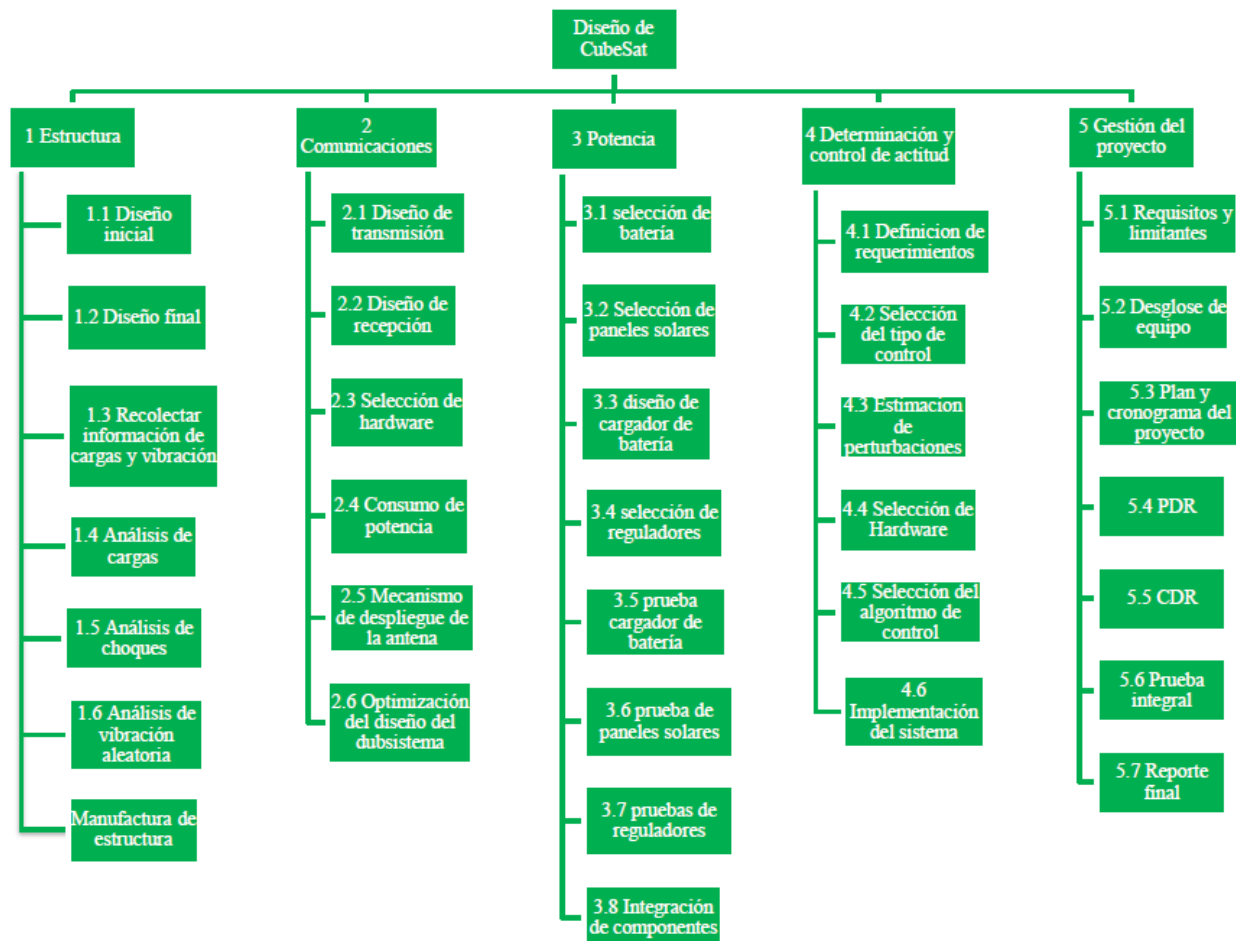
Figura 1. Desglose de equipo de diseño de CubeSat.



## B. Estructura de desglose del trabajo (Work Breakdown Structure o por sus siglas WBS)

«El WBS es una descomposición jerárquica del trabajo necesaria para completar el proyecto. El WBS contiene la estructura de desglose del producto (Product Breakdown Structure o por sus siglas PBS), que es una descomposición jerárquica de los productos como elementos de hardware, software e información.» (Administration, 2007)

Figura 2. Estructura de desglose de trabajo de CubeSat.



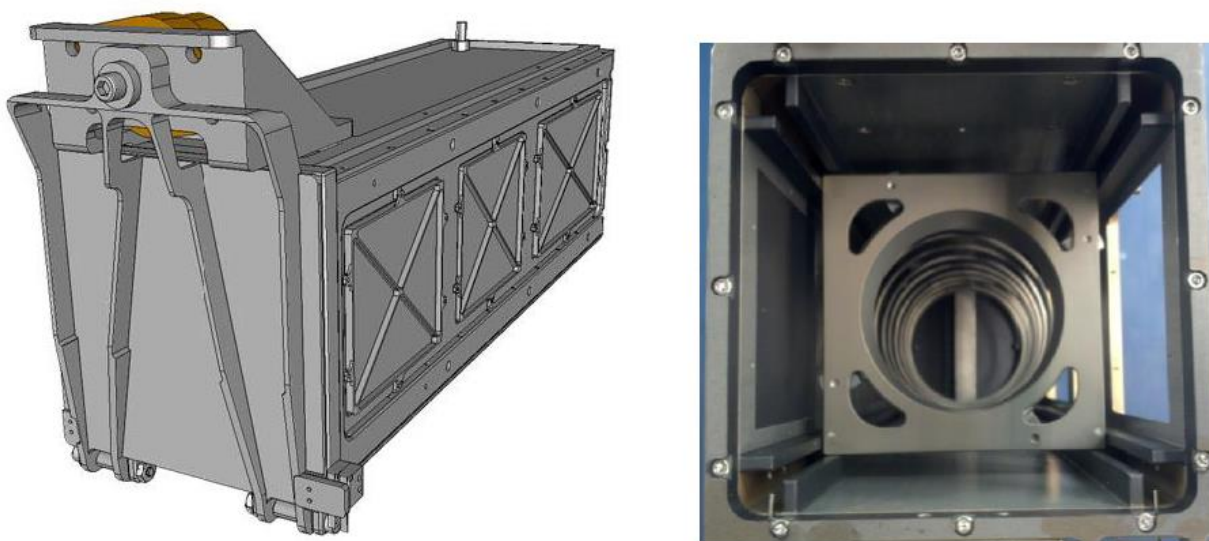
### C. Requisitos del sistema (System Requirements)

Los principales requisitos a cumplir durante el proyecto fueron los impuestos en el CDS y en los vehículos de lanzamientos analizados.

1. Especificaciones de diseño del CubeSat. El CDS es un manual creado por la Cal Poly y la Universidad de Stanford con el objetivo de simplificar el diseño y manufactura de la estructura y los componentes del satélite para que este sea funcional y de bajo costo. El manual tiene además como objetivo el establecer las condiciones necesarias para acoplar el CubeSat al P-POD. Como se mencionó anteriormente, el P-POD es un contenedor capaz de almacenar y transportar un máximo de tres CubeSats. La principal responsabilidad de la Cal Poly es asegurar la seguridad del CubeSat y proteger al vehículo de lanzamiento, la carga principal útil y a los otros CubeSats. Gracias a esto, se reducen problemas burocráticos y prohibiciones que se presentaban anteriormente a la creación de dicho contenedor. El CDS también describe una serie de pruebas que deben ser cumplidas por los diseñadores de un CubeSat para asegurar el éxito de la misión. Cualquier falla podría dañar al vehículo de lanzamiento o a la carga útil principal

poniendo en riesgo todo el programa CubeSat. Es importante mencionar que el diseño de un CubeSat debe acoplarse a las especificaciones del CDS de la última revisión. Este proyecto se realizó con las especificaciones de diseño de la revisión 13. La última revisión del CDS puede descargarse del siguiente enlace: <http://www.CubeSat.org/index.php/documents/developers>. En el Cuadro I se presentan los requisitos descritos en el CDS.

Figura 3. Distribuidor orbital de Poli-picosatélites (P-POD) y su sección transversal.



(University, 2014)

2. **Vehículos de lanzamiento.** Además de cumplir con los requisitos descritos en el CDS, el diseño de un CubeSat debe cumplir las especificaciones de diseño descritas en el manual del vehículo de lanzamiento en el cual el CubeSat será eventualmente puesto en órbita. Un vehículo de lanzamiento o un cohete portador es un vehículo especializado usado para transportar una carga útil de la superficie de la Tierra hacia el espacio exterior. Para este proyecto se seleccionaron tres posibles vehículos de lanzamiento y se diseñó un CubeSat con base a sus manuales de usuario. Los vehículos seleccionados fueron el Ariane 5 de Arianespace, Falcon 9 de SpaceX (Space Exploration Technologies) y el Soyuz de Starsem. En estos manuales se presentan las características generales, desempeño, condiciones ambientales (ambiente mecánico, térmico, electromagnético, etc.), diseño y verificación de requisitos, entre otros aspectos propios del vehículo de lanzamiento.

En el Cuadro II, Cuadro III y Cuadro IV se presentan los requisitos descritos en el manual de usuario de los vehículos de lanzamiento estudiados.

Cuadro I. Especificaciones de diseño según el CDS revisión 13 de la Cal Poly.

CubeSat Design Specification (Cal Poly)			
Section	No.	Requirement	Responsibility
Overview	1.1	Maximum volume of 10 cm <sup>3</sup> .	General
	1.1	Maximum mass of 1.33 kg.	General
General Requirements	3.1.1	CubeSats which incorporate any deviation from the CDS shall submit a DAR and adhere to the waiver process.	General
	3.1.2	All the parts shall remain attached to the CubeSat during launch, ejection and operation.	General
	3.1.3	No pyrotechnics shall be permitted.	General
	3.1.4	Any propulsion systems shall be designed, integrated, and tested in accordance with AFSPCMAN 91-710 Volume 3.	ADCS
	3.1.5	Propulsion systems shall have at least 3 inhibits to activation.	ADCS
	3.1.6	Total stored chemical energy shall not exceed 100 Watt-Hours.	Power
	3.1.7	CubeSat hazardous materials shall conform to AFSPCMAN 91-710, Volume 3.	General
	3.1.8.1	CubeSats materials shall have a Total Mass Loss (TML) $\leq$ 1.0%	General
	3.1.8.2	CubeSat materials shall have a Collected Volatile Condensable Material (CVCM) $\leq$ 0.1%	General
	3.1.9	The latest revision of the CubeSat Design Specification will be the official version which all CubeSat developers will adhere to. The latest revision is available at <a href="http://www.cubesat.org">http://www.cubesat.org</a> .	General
	3.1.9.1	Cal Poly will send updates to the CubeSat mailing list upon any changes to the specification. You can sign-up for the CubeSat mailing list here: <a href="http://www.cubesat.org/index.php/about-us/how-to-join">www.cubesat.org/index.php/about-us/how-to-join</a> .	General
3.1.10	Limit magnetic field outside the CubeSat static envelope to 0.5 Gauss above Earth's magnetic field.	ADCS	
3.1.11	The CubeSat shall be designed to accommodate ascent venting per ventable volume/area $<$ 2000 inches.	General	
Mechanical Requirements	3.2.1	The CubeSat coordinate system will match the P-POD coordinate system while integrated into the P-POD. The origin of the CubeSat coordinate system is located at the geometric center of the CubeSat.	Structure
	3.2.1.1	The CubeSat configuration and physical dimensions shall be per the appropriate section of Appendix B.	Structure
	3.2.2	The -Z face of the CubeSat will be inserted first into the P-POD.	Structure
	3.2.3	No components on the green and yellow shaded sides shall exceed 6.5 mm normal to the surface.	Structure
	3.2.4	Deployables shall be constrained by the CubeSat, not the P-POD.	Structure
	3.2.5	Rails shall have a minimum width of 8.5 mm.	Structure
	3.2.6	Rails will have a surface roughness less than 1.6 $\mu$ m.	Structure
	3.2.7	The edges of the rails will be rounded to a radius of at least 1 mm.	Structure
	3.2.8	The ends of the rails on the +/-Z face shall have a minimum surface area of 6.5 mm x 6.5 mm contact area for neighbouring CubeSat rails.	Structure
	3.2.9	At least 75% of the rail shall be in contact with the P-POD rails. 25% of the rails may be recessed and no part of the rails will exceed the specification.	Structure
	3.2.10	The maximum mass of a 1U CubeSat shall be 1.33 kg.	Structure
	3.2.14	The CubeSat center of gravity shall be located within 2 cm from its geometric center in the X and Y direction.	Structure
	3.2.14.1	The 1U CubeSat center of gravity shall be located within 2 cm from its geometric center in the Z direction.	Structure
	3.2.15	Aluminum 7075, 6061, 5005, and/or 5052 will be used for both the main CubeSat structure and the rails.	Structure
	3.2.16	The CubeSat rails and standoff shall be hard anodized aluminum to prevent any cold welding within the P-POD.	Structure
	3.2.17	The 1U, 1.5U, and 2U CubeSats shall use separation springs to ensure adequate separation.	Structure
	3.2.17.2	The compressed separation springs shall be at or below the level of the standoff.	Structure
3.2.17.3	The 1U, 1.5U, and 2U CubeSat separation spring will be centered on the end of the standoff on the CubeSat's -Z face.	Structure	
Electrical Requirements	2.3.1	Batteries shall be fully deactivated during launch or launch with discharged batteries.	Power
	2.3.2	The CubeSat shall include at least one deployment switch on the designated rail standoff to completely turn off satellite Power.	Power
	2.3.2	No electronics shall be active during launch.	General
	2.3.2.1	All systems shall be turned off when deployment switch is actuated.	General
	2.3.3	To allow for CubeSat diagnostics and battery charging after the CubeSats have been integrated into the P-POD all CubeSat umbilical connectors shall be designated Access port.	Power
	2.3.3	CubeSat umbilical connectors shall be within designated Access Port locations.	General
	2.3.4	The CubeSat shall include a Remove Before Flight (RBF) pin or launch with batteries fully discharged.	Power
2.3.4.2	The RBF pin shall cut all power to the satellite once it is inserted into the satellite.	Power	
2.3.4.3	RBF pin shall be accessible from the Access port and shall not protrude more than 6.5 mm from the rails.	Structure	
Operational Requirements	2.4.1	Receive Transmitter Shutdown Command under FCC Regulations.	Communication
	2.4.2	tmin antenna deploy = 30min. After deployment switch activation.	Communication
	2.4.3	tmin RF circuit transmission = 30min. After deployment switch activation (if Power > 1mW).	Communication
	2.4.4	Provide documentation of proper licenses for use of frequencies (frequency coordination by IARU).	Communication
	2.4.5	Less than 25 years of orbital decay lifetime after end of mission.	ADCS
	2.4.5.1	Provide documentation of approval from an orbital debris mitigation plan from the FCC.	ADCS
2.4.6	CalPoly shall conduct a fit check in which hardware shall be inspected and integrated into the P-POD.	General	
Testing Requirements	3	Perform testing to meet launch provider requirements and to ensure safety of the CubeSat.	General
	3.1	Undergo random vibration test.	General
	3.2	Thermal Vacuum Bakeout to ensure proper outgassing of components.	ADCS
	3.3	Undergo visual inspection test.	General
	3.4	Undergo qualification test (no more modifications).	General
	3.5	Undergo proto flight test (no more disassembly).	General
3.6	Pass Acceptance tests after integration of the CubeSat into the P-POD.	General	

Cuadro II. Especificaciones de diseño según el manual de usuario del vehículo de lanzamiento Ariane 5 de Ariespace.

Ariespace's Ariane 5 Launch Vehicle			
Section	No.	Requirement	Responsibility
Performance and Launch Mission	2.4.2	Sun Synchronous and polar circular orbit specifications.	General
	2.5	Injection Accuracy: Typical standard deviation (1 sigma) for standard GTO and for SSO.	ADCS
	2.9.2	Separation mode and pointing accuracy.	ADCS
Mechanical Environment	3.2.1.2	The highest longitudinal acceleration occurs at the end of the solid rocket boost phase and does not exceed 4.55 g	Structure
	3.2.1.2	The Highest lateral static acceleration may be up to 0.25 g	Structure
	3.2.3	Sine-equivalent dynamics (Table 3.2.3.a) covering random vibrations	Structure
	Figure 3.2.6.a	Envelope shock spectrum for the upper stage separation and fairing jettisoning at spacecraft interface	Structure
Thermal Environment	3.3.2	Thermal environment on ground (Table 3.3.2.2.a)	Structure
	3.3.3.1	Thermal conditions before fairing jettisoning: the net flux density radiated by the fairing does not exceed 1000 W/m <sup>2</sup> at any point	Structure
	3.3.3.2	Aerothermal flux and thermal conditions after fairing jettisoning: the normal time for jettisoning the fairing is determined in order to not exceed the aerothermal flux of 1135 W/m <sup>2</sup>	Structure
	3.3.3.2	Solar-radiation flux, albedo and terrestrial infrared radiation and conductive exchange with L/V must be added to this aerothermal flux. Figure 3.3.3.2.a	Structure
Design Requirements	4.2.1	The Customer is required to design the spacecraft in conformity with the CSG Safety Regulations.	General
	4.2.3.2	Static Unbalance requirements.	ADCS
	4.2.4.1	Flight limit levels of QSL (design load factors) (table 4.2.4.1.a)	Structure
	4.2.4.2	For correct dimensioning of the lower part of the spacecraft, the line loads peaking induced by the launch vehicle shall be taken into account	Structure
	4.2.4.2	The maximum value of the peaking line load induced by the spacecraft is allowed in local areas to be up to 10% over the dimensioning flux seen by adapter under limit loads condition	Structure
	4.2.4.4	The secondary structures and flexible elements must be designed to withstand the dynamic environment and must take into account the safety factors	Structure
Spacecraft Compatibility Verification	4.3.2	Spacecraft qualification and acceptance test levels are determined by increasing the design load factors by the safety factors given in table 4.3.2.a	Structure
	4.3.3.2	Sinusoidal vibration tests levels (Table 4.3.3.a)	Structure
Spacecraft Interfaces	5.5	Initiation of operations after separation from the launch vehicle must be inhibited until physical separation.	General
	5.5	Electrical and Radio Electrical Interfaces (Table 5.5.a)	Communication
	5.5	tmin for command Signal sent to/generated by Spacecraft = 20sec after separation from launch vehicle	Communication

Cuadro III. Especificaciones de diseño según el manual de usuario del vehículo de lanzamiento Falcon 9 de SpaceX.

SpaceX's Falcon 9 Launch Vehicle			
Section	No.	Requirement	Responsibility
General Performance Capability	4.4	Prior to separation, Falcon 9 can point the upper stage/payload to any desired attitude and minimize all rotation rates.	ADCS
	4.5	Minimum Low Earth Orbit insertion accuracy.	ADCS
Payload Separation	5.1.3	The Falcon 9 second stage can hold a stable attitude for payload separation or spin up to a maximum of 5 rpm's.	ADCS
Payload Environments	5.2.2	Temperature in hangar, encapsulated: 70°F ± 5°F	Structure
	5.2.2	Temperature during rollout: 70°F ± 5°F	Structure
	5.2.2	Temperature on pad payload environmental control system: any setting between 50°F and 85°F ± 5°F	Structure
	Figure 5.2	Design Load factors	Structure
	Figure 5.3	Falcon 9 shock response at payload interface	Structure
	5.2.3.4	SpaceX recommends deriving a payload-specific sine vibration environment curve based upon a coupled loads analysis if significant history is not available. View methodology.	Structure
	5.2.3.5	Allowable Radiated Emissions: Electric Field Limit = 120 dBμV/m (for Frequency = 430MHz) (Figure 5-6)	Communication
Payload Interfaces	5.2.3.7	Payload fairing inner wall temperature is bounded around 120°F to 200°F in 200-250 seconds	Structure
	5.3	The launch vehicle will provide a signal to the payload at separation to initiate payload power up.	Communication
	5.3.2	A mechanical fit check may be conducted with the spacecraft or a representative spacecraft using a mechanical template.	Structure
Payload Integration	5.3.3	Connectivity between the payload Electrical Ground Support Equipment (EGSE) and the payload is provided by an electrical umbilical.	General
	5.4.2	The payload customer is responsible for generating their own range, range safety, and Federal Federal Aviation Administration (FAA) documentation.	General
	5.4.3	SpaceX provides personnel, services, hardware, equipment, documentation, reviews, analyses and facilities necessary to support mission planning, payload integration and launch.	General
Safety Requirements	7.1	Falcon 9 customers are required to meet AFSPCMAN 91-710 Range User's Manual requirements in the design and operation of their flight and ground systems.	General
Payload Questionnaire	8	Completion of a Payload Questionnaire is necessary for use in evaluating the compatibility of any new payload with Falcon 9 launch vehicles.	General

Cuadro IV. Especificaciones de diseño según el manual de usuario del vehículo de lanzamiento Soyuz de Starsem.

Starsem's Soyuz and Soyuz/ST Launch Vehicles			
Section	No.	Requirement	Responsibility
Mechanical Environment	3.1.1.1	On ground: Vertical quasi-static loads: longitudinal (1g static $\pm$ 0.8g dynamic) and lateral ( $\pm$ 0.4g dynamic).	Structure
	3.1.1.1	Maximum QSL during transfers: Horizontal quasi-static loads: lateral (1g static $\pm$ 0.55g dynamic) and longitudinal ( $\pm$ 0.3g dynamic).	Structure
	3.1.2	In flight: Highest longitudinal acceleration: 4.3g and highest lateral static acceleration: 0.4g.	Structure
Thermal Environment	Table 3.2	Maximum QSL During Flight.	Structure
	Table 3.11	Thermal environment in starsem's facilities between +17°C and +23°C, accuracy $\pm$ 1°C.	Structure
	Table 3.12	Temperature under the fairing between 10°C and +25°C.	Structure
	3.2.2.1	The thermal flux density radiated by the fairing does not exceed 800 W/m <sup>2</sup> at any point.	Structure
	3.2.2.2	The aerothermal flux varies from 1135 W/m <sup>2</sup> to less than 200 W/m <sup>2</sup> within 20 seconds after the fairing jettisoning.	Structure
	3.2.2.3	No thermal flux coming from separated stages need be considered.	Structure
Electromagnetic Environment	3.4.1	RF Characteristics of the lower three stages (Table 3-13).	Communication
	3.4.2	RF Characteristics of the Fregat equipment (Table 3-14).	Communication
	3.4.3	LV and Launch Base RF Emission Spectra (Figures 3-11, 3-12, Tables 3-15, 3-16).	Communication
	3.4.4	LV Radiated Susceptibility Limits (Start Transmission 20 sec. after separation).	Communication
	3.4.5	Max Magnetic Field Exposure = 300 $\mu$ T for direct current, measured at 1m from spacecraft surface.	Communication
Design Requirements	4.2.2.1	The spacecraft center of gravity offset should not exceed 15 mm.	Structure
	4.2.4	Structural stiffness ensures that the fundamental frequencies of the spacecraft are not less than 15 Hz in lateral and 35 Hz in longitudinal.	Structure
Spacecraft Verification Requirements	4.3.2	Quasi-static load safety factor of 1.1 in-flight operation and 1.15 on-ground operation.	Structure
	4.3.2	Sine vibration safety factor of 1.3 in-flight operation and 1.5 on-ground operation.	Structure
	4.3.3.3	No random vibration test is required at the spacecraft level.	Structure
	4.3.4.2	The customer shall provide a spacecraft electrical interface simulator to be used in the launcher facilities to perform Transit line validation between the spacecraft and the customer's EGSE.	General
Electrical Interfaces	5.3.1.1	General requirements and characteristics of the Spacecraft to EGSE umbilical lines.	General
	5.3.2.2.1	Open/Closed Loop Commands used for initiating spacecraft flight commands.	ADCS
Systems Engineering Support	7.3.3	Final Mission Analysis to demonstrate mission compliance with all spacecraft requirements.	General
	7.3.5.1	User shall provide a spacecraft environment test plan and test tile in order to demonstrate spacecraft design compatibility.	General
	7.3.6	Starsem provides the user with confirmation of spacecraft physical separation during flight.	ADCS
Safety	7.6.2	User must provide a specific safety submission corresponding to Starsem RDS-002 spacecraft safety regulations.	General
Review and Documentation	7.8.2	Review and documentation checklist provided by the user.	General

#### D. Parámetros críticos del sistema (System Drivers)

«Los parámetros críticos del sistema son los parámetros o características principales de una misión que influyen en el desempeño, costo, riesgos o calendarización y que el equipo es capaz de controlar.» (Larson & Wertz, Mission Characterization: Identifying System Drivers, 2005)

A continuación se presentan algunos de ellos:

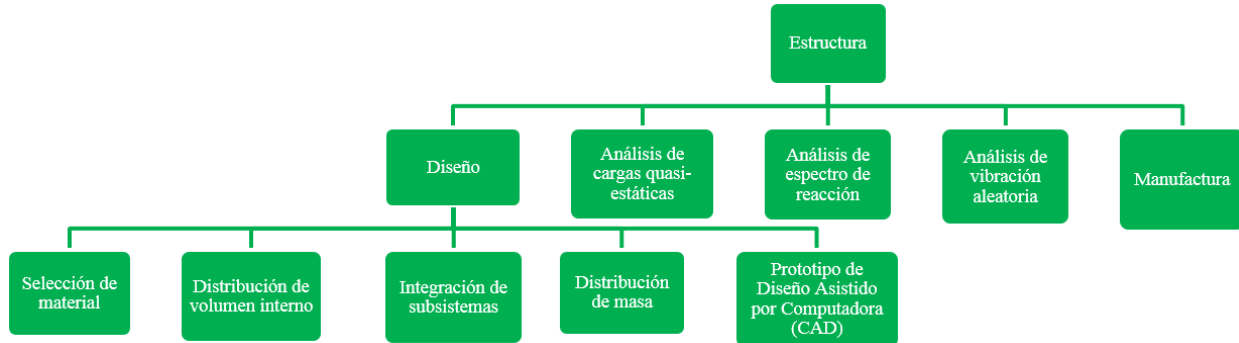
- 12.89% del volumen interno y 525.82 g de masa reservados para la carga útil.
- Estructura construida de Aluminio 7075.
- Componentes de ensamblaje (tornillos, tuercas, etc.) de acero inoxidable.
- 433MHz como la frecuencia principal de comunicación.
- 3.7V y 5000mAh provistos por la batería

#### E. Conceptos de operación (Concepts of Operation o ConOps)

«Los conceptos de operación son un componente importante ya que son capaces de capturar las expectativas del cliente o de los inversionistas en el proyecto, además de los requisitos y la arquitectura del proyecto. Promueve el desarrollo de los requisitos y la arquitectura relacionada con el usuario del sistema. Además de esto, provee las bases para la planificación de actividades operacionales a largo plazo como el equipo operacional, personal indispensable y calendarización del proyecto.» (Administration, 2007)

1. **Subsistema mecánico.** En la Figura 4 se muestran los conceptos de operación del subsistema mecánico, es decir, la arquitectura del subsistema para desarrollar los requisitos del proyecto.

Figura 4. Conceptos de operación de subsistema mecánico.



2. **Subsistema de comunicaciones.** Para definir el funcionamiento y operación del subsistema de comunicaciones se realizó un análisis previo de varias misiones de CubeSats realizadas por distintas universidades alrededor del mundo. La finalidad de este análisis era entender el propósito del módulo de comunicación, conocer qué han realizado otras universidades al construir el subsistema de comunicaciones, obtener una lista preliminar de los componentes principales del subsistema y sus características, y definir el funcionamiento del prototipo a diseñar y construir. Luego de realizar la investigación necesaria y el análisis de los datos obtenidos, se construyó el Cuadro V que se presenta a continuación.

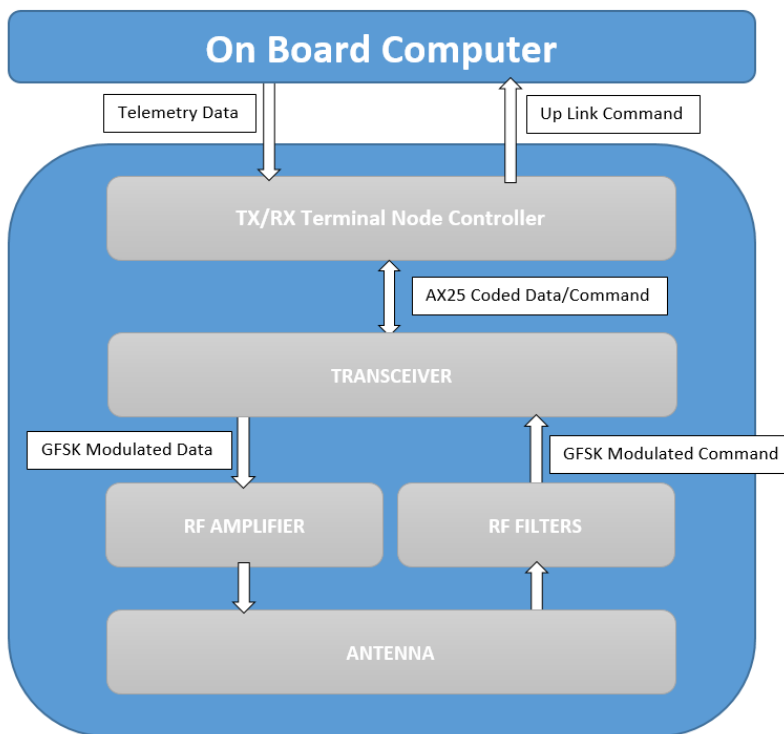
En este cuadro se pueden ver las características básicas del subsistema de comunicaciones para distintos CubeSats construidos. Con esta comparación y con el previo análisis se llegó a la conclusión que el subsistema de comunicaciones posee 4 componentes principales: el Controlador, el Transceptor, los Amplificadores y Filtros, y la Antena. El subsistema de comunicaciones fue diseñado y construido a partir del análisis previo, y se definió un prototipo cuyo funcionamiento se presenta a continuación.

La Figura 5 presenta un diagrama básico del funcionamiento del subsistema en sus modos de operación principales: Transmisión (TX) de Datos y Recepción (RX) de Comandos desde la estación en Tierra. El subsistema está principalmente relacionado con la computadora de a bordo (On-Board Computer o por sus siglas OBC) dentro del CubeSat, y con la estación terrestre (Ground Station Subsystem) fuera del CubeSat; su operación se rige y define respecto a su relación con los mismos.

Cuadro V. Comparación de características del módulo de comunicación de distintos CubeSats.

#	CubeSat	Universidad	Frecuencia (MHz)	Transceptor	TNC	Data Rate (bps)	Modulación	Antena
1	CP2	CalPoly	437.485	CC1000	PIC18LF6720	1200	AFSK	-
2	CP1	CalPoly	436.845	Alinco DJ-C5T	Basic X-24	15	DTMF	Dipolo
3	GeneSat 1	Santa Clara, CA	2400	MHX 2400		172000	GFSK	Parche de Microtiras
4	AAU	Aalborg	433	SX450	MX909A	9600	GMSK	Dipolo
5	Sacred	Arizona	437	TR 433	PIC16F877	1200	AFSK	Dipolo
6	EquiSat	Brown	436	BeeLine (CC1050)	-	-	-	Dipolo
7	CSSWE	Colorado	433	SX1231	MSP430	9600	GMSK	Monopolo
8	PW-Sat	Warsaw, Poland	437.425	CC1000	ATMega 128	1200	AFSK	Monopolo
9	NPS-SCAT	Naval School	2400	MHX 2400	-	115000	CSK	Parche
10	XI	Tokyo	430	Nishi RF	PIC16C716	1200	AFSK	Monopolo/ Dipolo
11	DTUSat	Denmark	437.475	CMX469	-	2400	AFSK	Torniquete
12	Merope	Montana State	145.98	VX-1R	PicoPacket	1200	AFSK	-

Figura 5. Funcionamiento básico del subsistema de comunicaciones



En el modo de Transmisión de Datos (Downlink), el subsistema recibe la información a ser transmitida desde la computadora de a bordo, tal información son los datos de cada uno de los sensores dentro del CubeSat y la información esencial del Payload. Esta información o datos son recibidos por el Controlador de Nodo Terminal, TNC (del inglés Terminal Node Controller), el cual está encargado de codificar la información en paquetes de datos usando el protocolo de comunicación AX.25. El TNC fue implementado usando un micro controlador, cuyo software está programado para codificar paquetes de datos AX.25. De esta forma se obtienen varios paquetes de datos que contienen la información a transmitir y los datos del CubeSat que los envía. Estos paquetes de datos son enviados vía SPI (del inglés Serial Peripheral Interface) al Transceptor, el cual está encargado de modular la señal recibida usando una Modulación por Desplazamiento de Frecuencia Gaussiana, GFSK (del inglés Gaussian Frequency Shift Keying). Luego de tener los paquetes de datos codificados y modulados, es necesario realizar una amplificación de la señal. Esto es realizado por los Amplificadores RF (Radio Frecuencia), los cuales aumentan la potencia de la señal hasta la amplitud necesaria para ser detectada por la estación en Tierra y que exista un link confiable para realizar la comunicación. Por último, los paquetes de datos llegan a la antena, la cual emite la señal hacia el espacio libre para que pueda ser captada por la antena de la estación terrestre. Este es el funcionamiento y la operación básica del subsistema en modo de transmisión de datos hacia la estación terrestre.

En el modo de Recepción de Comandos (Uplink), el subsistema funciona de una manera inversa al modo descrito anteriormente. Este modo de operación es necesario ya que permite enviar comandos de control, hacia el payload o hacia un subsistema en específico dentro del CubeSat, desde la estación en Tierra. La señal electromagnética es recibida por la antena, la cual convierte la onda electromagnética en una señal eléctrica que contiene los comandos enviados desde la estación terrestre. Dado que la señal recorre una distancia considerable (500km aproximadamente, el radio de la órbita del satélite) la potencia a la cual es recibida puede ser pequeña, por lo que puede ser necesario utilizar una fase de pre-amplificación de la señal recibida. De igual forma, la antena del satélite recibe cualquier onda electromagnética que viaja en el espacio libre, entonces es necesario realizar un filtrado de las señales recibidas para obtener una única señal, la cual es la deseada. Esto se realiza por medio de los Filtros RF, los cuales permiten obtener una única señal a la frecuencia de filtrado especificada. Esta señal filtrada es luego de-modulada por el Transceptor de la modulación GFSK. Esto se hace para separar la señal portadora de la señal moduladora, de las cuales la señal portadora es la que interesa. En la señal portadora se encuentran los comandos, enviados desde la estación terrestre, separados por paquetes de datos formateados con el protocolo AX.25. Esta señal portadora es enviada desde el Transceptor hacia el TNC vía SPI para decodificarla del protocolo AX.25. Luego del proceso de decodificación, el TNC obtiene el conjunto de datos que conforman el comando enviado por la estación terrestre. Estos son enviados a la computadora de a bordo para ser analizados y transferidos al subsistema final o al Payload. Este es el funcionamiento y la operación básica del subsistema en modo de recepción de comandos desde la estación terrestre.

### 3. ADCS

a. **Definición de modalidades de control.** Según (Wertz & Larson, Attitude Determination and Control, 1999), el proceso para diseñar el ADCS de un satélite comienza por definir los modos de operación que este deberá a tener a lo largo de la misión. Los modos de operación típicos para un CubeSat se muestran en el Cuadro VI. Otros modos de operación pueden surgir posteriormente, ya que estos están ligados a los requerimientos específicos del payload y los otros subsistemas, en especial el de comunicación.

Cuadro VI. Modos de operación del ADCS.

Modo	Descripción
1. Adquisición	Determinación inicial de la actitud en relación al marco de referencia inercial (Tierra).
2. De-tumbling	Estabilización primaria del satélite luego de la inserción de órbita
3. On-Station	Operación ligada al funcionamiento normal de los otros subsistemas y el payload.
4. Contingencia	Utilizado en caso de fallas en el funcionamiento general del satélite.

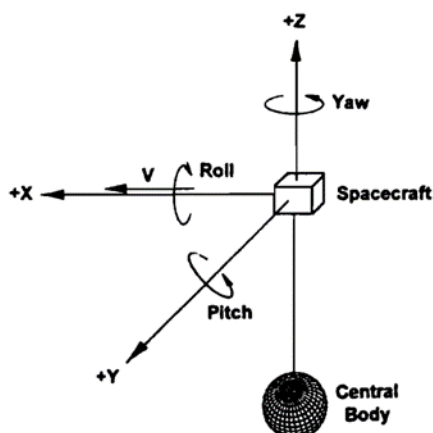
El modo de adquisición puede suceder más de una vez durante la misión, ya que si hubo una falla general y el sistema entró en modo de contingencia, éste debe volver a determinar su actitud inicial luego de recuperarse. Por otro lado, la estabilización primaria (de-tumbling) sucede una sola vez ya que la inserción de órbita es un evento único en la vida de un satélite. Como se puede ver el de-tumbling es crítico para el éxito de la misión, porque si esta etapa falla los otros subsistemas, incluyendo el payload, nunca llegarán a operar de forma normal.

b. **Requerimientos del sistema.** Típicamente, la precisión mínima requerida en el control de actitud es del orden de 1 grado. Sin embargo, los requerimientos de los módulos de comunicación y energía, junto con el payload, pueden llegar a requerir una precisión de hasta una fracción de arco-segundo ( $1/3600^\circ$ ) (Wertz, Spacecraft Attitude Determination and Control, 1978).

La actitud instantánea de un satélite se describe utilizando ángulos de navegación respecto a un marco de referencia inercial. Dentro del marco de referencia, el eje “+X” es paralelo al vector de velocidad del satélite, el eje “+Z” se da en dirección del cénit, y el eje “+Y” es perpendicular al plano orbital. El ángulo que gira en torno a “X” es el de dirección (yaw), el que gira en torno a “Y” el de elevación (pitch), y en torno a “Z” el de alabeo (roll).

Por lo tanto, la actitud de un satélite se mide a partir de la desviación angular de sus ejes en relación al marco de referencia X-Y-Z (Figura 6). El sistema de control de actitud controla los ejes del satélite de tal forma que el error en los ángulos de navegación permanezca dentro de los límites requeridos (Brown C. D., 2002).

Figura 6. Marco de referencia para la actitud de un satélite.



(Dukes, 2002)

Para el diseño del CubeSat se tomaron en cuenta los requerimientos descritos en la especificaciones de diseño dadas por Cal Poly en el CDS (California Polytechnic Institute, 2014). A su vez se consideró necesario cumplir con los requerimientos de tres diferentes vehículos de envío comerciales: el Falcon9 de SpaceX (SpaceX, 2009), el Soyuz de Starsem (STARSEM, 2001), y el Ariene5 de Arianespace (Arianespace , 2008).

Se encontraron los requerimientos y especificaciones más importantes para el módulo de control de actitud (ADCS) en el documento de especificación de diseño para CubeSats (CDS), así como en los manuales de los vehículos de envío mencionados anteriormente (Cuadro VII).

Como se puede ver en el Cuadro VII, son mayores los requerimientos impuestos por el CDS que aquellos de los vehículos de envío. Dentro del CDS son de suma importancia los requerimientos 2.1.4., el 2.2.17 y el 2.4.2 para el diseño del módulo ADCS, ya que se ve limitada la presión de los propulsores, la ubicación de los componentes con mayor masa y la operación de los desplegables para estabilizar la actitud.

Por otro lado, los vehículos de envío dan especificaciones para las condiciones de separación cuando la aeronave es puesta en órbita en modo de estabilización sobre los tres ejes (Cuadro VIII). Esto es de suma importancia para la estabilización de actitud, ya que especifica las condiciones a las cuales está sujeto el sistema cuando entra en funcionamiento.

Se observa que las condiciones de separación dan una desviación angular máxima de  $1.4^\circ$  en el Falcon 9 y una velocidad angular máxima de 1 grado por segundo en el Ariane 5. Los datos especificados en el Falcon 9 no están dados con base a un nivel de confiabilidad (probabilidad) por lo que el ángulo de desviación podría ser aún más grande. La velocidad angular máxima del Ariane 5 corresponde al eje Y (Pitch) de la aeronave. Estos valores dan una idea de cómo se va a comportar la actitud del satélite una vez puesto en órbita, y permiten cuantificar el rendimiento requerido para la estabilización inicial del satélite.

Cuadro VII. Especificaciones y requerimientos del ADCS.

CubeSats Design Requirements Compliance Matrix			
Sección	Párrafo	Detalle	Módulo
<b>Módulo de Determinación y Control de Actitud (ADCS)</b>			
<b>CubeSat Design Specification (CDS)</b>			
General Requirements	2.1.2	All parts shall remain attached to the CubeSat during launch, ejection and operation.	General
	2.1.4	No pressure vessels over 1.2 standard atmosphere shall be permitted.	ADCS
Mechanical Requirements	2.2.15	Each single CubeSat shall not exceed 1.33kg mass.	General
	2.2.17	The CubeSat center of gravity shall be within a 2cm radius of its geometric center.	General
Electrical Requirements	2.3.2	No electronics shall be active during launch.	General
Mission Integration	2.4.2	All deployables shall wait a minimum of 30 minutes after P-POD ejection.	General
<b>Falcon 9 Launch Vehicle (SpaceX)</b>			
General Performance Capability	4.4	Prior to separation, Falcon 9 can point the upper stage/payload to any desired attitude and minimize all rotation rates.	ADCS
	4.5	Minimum Low Earth Orbit insertion accuracy.	ADCS
Payload Separation	5.1.3	The Falcon 9 second stage can hold a stable attitude for payload separation or spin up to a maximum of 5 rpm's.	ADCS
<b>Soyuz Launch Vehicle (Starsem)</b>			
Design Requirements	4.2.2.1	The spacecraft center of gravity offset should not exceed 15 mm.	General
	7.3.6	Starsem provides the user with confirmation of spacecraft physical separation during flight.	ADCS
<b>Ariane 5 Launch Vehicle (Arianespace)</b>			
Performance and Launch Mission	2.4.2	Sun Synchronous and polar circular orbit specifications.	General
	2.9.2.1	Pointing accuracy for three-axis stabilized mode.	ADCS
Design Requirements	4.2.3.2	Static Unbalance requirements.	ADCS
	4.2.3.3	Dynamic Unbalance requirements.	ADCS

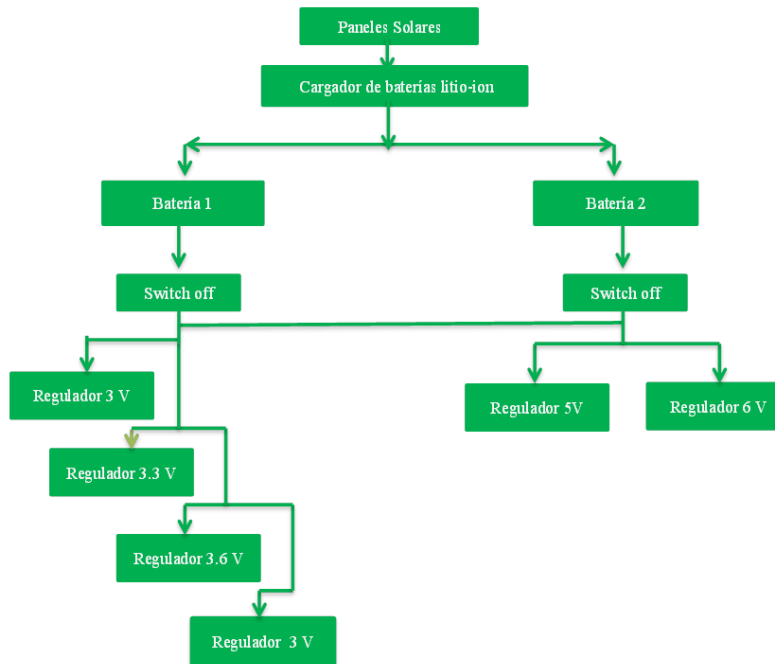
Cuadro VIII. Especificaciones de separación para estabilización sobre los tres ejes.

Vehículo Lanzamiento	Angulo Max (°)	Vel. Angular Max (°/s)			Probabilidad
		Roll	Pitch	Yaw	
Ariane5	1.00	0.60	1.00	-	99%
Soyuz	1.00	0.30	0.30	0.30	99%
Falcon9	1.40	0.25	0.20	0.20	-

(SpaceX, 2009), (STARSEM, 2001), (Arianespace, 2008)

4. **Subsistema de potencia.** En la Figura 7 se muestran los conceptos de operación del subsistema de potencia, es decir, la arquitectura del subsistema para desarrollar los requisitos del proyecto.

Figura 7. Conceptos de operación de subsistema de potencia.



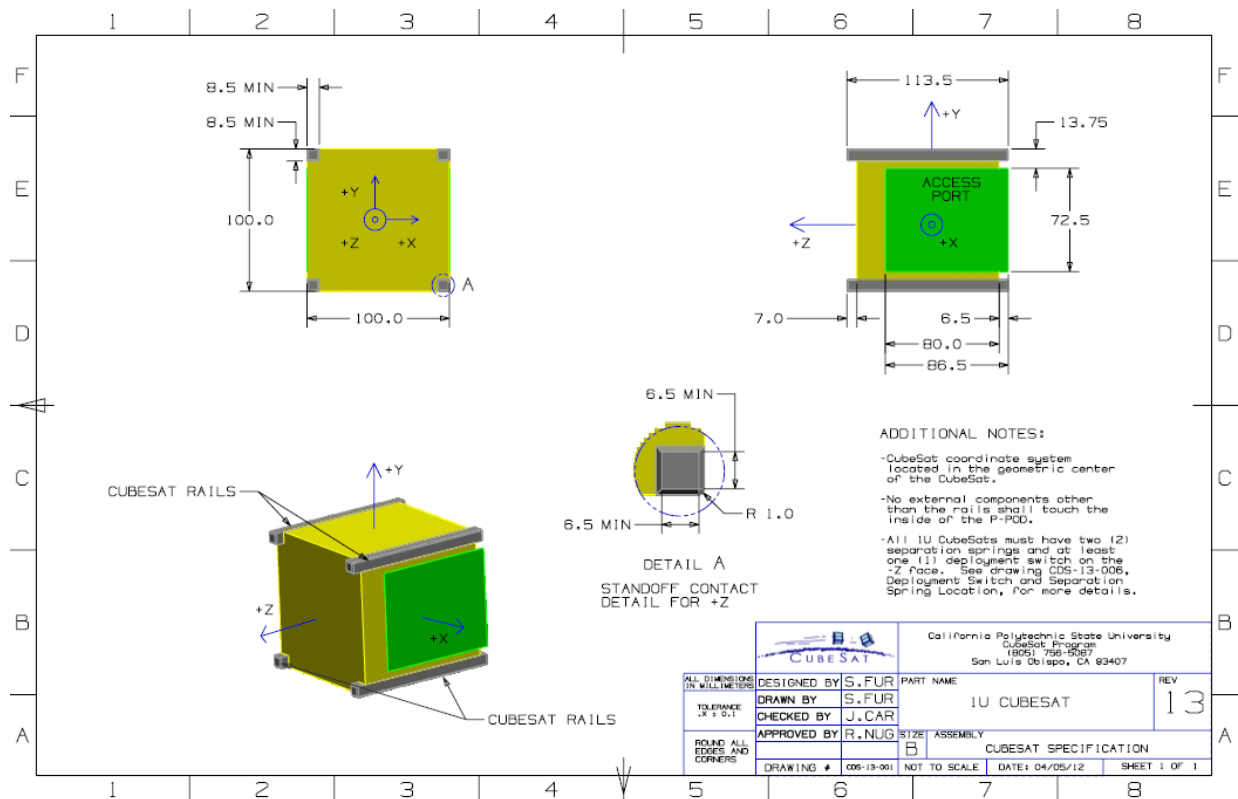
## F. Diseño

1. **Subsistema mecánico.** En la actualidad es posible seleccionar una estructura para un picosatélite tipo CubeSat por medio de empresas que se especializan en la prefabricación de estructuras y componentes estandarizados y comercialmente disponibles. Existen en la actualidad dos empresas que sobresalen de las demás por su experiencia en el vuelo de CubeSats: Pumpkin Incorporated e Innovative Solutions in Space (ISIS). La primera es de origen estadounidense mientras que la segunda es proveniente de los países bajos. Ambas empresas venden estructuras y componentes electrónicos que se adhieren a las especificaciones de la Cal Poly. La ventaja de estos componentes se da en que una vez adquiridos solamente se deben ensamblar. La desventaja principal es el costo. Para este proyecto se decidió diseñar y construir una estructura en lugar de simplemente comprar una ya fabricada.

Se decidió diseñar una estructura de CubeSat de tipo una Unidad (1U). Según el CDS solamente se pueden diseñar CubeSats de 1, 1.5, 2 y 3 unidades. En casos especiales se permite diseñar CubeSats mayores a las 3 unidades. Como se mencionó anteriormente, es el CDS y los manuales de los vehículos de lanzamiento que imponen los requisitos de diseño. Sin embargo, es el CDS el que impone las dimensiones, material a utilizar, geometría, entre otras características de la estructura.

Las dimensiones generales establecidas por el CDS para un CubeSat 1U se presentan a continuación:

Figura 8. Dimensiones generales para un CubeSat 1U.



(University, 2014)

Como se puede observar en la Figura 8, un CubeSat 1U debe tener una sección transversal de 100 cm<sup>2</sup> y una altura de 11.35 cm. En la Figura 9 se observa que la estructura diseñada cumple con las dimensiones generales descritas anteriormente.

El CDS especifica que ningún componente colocado en las áreas amarillas o verdes debe exceder 6.5 mm normales a la superficie (requisito No. 3.2.3). Esto quiere decir que componentes como los paneles solares o la antena de comunicación deben tener un espesor menor a este o integrarse a la estructura de tal forma que no excedan dicha medida. En la Figura 10 se observa que el CubeSat con los subsistemas y los paneles solares integrados junto con la antena plegada cumple con el requisito No. 3.2.3 descrito anteriormente.

Además de esto, se puede observar que el CubeSat tiene cuatro “rieles”. Estos rieles permiten al CubeSat deslizarse en los carriles del P-POD (ver Figura 3) una vez que el mecanismo de liberación del P-POD ha sido accionado por una señal enviada desde el vehículo de lanzamiento. Como se puede observar en la Figura 8, los rieles tienen un área de sección transversal de 8.5 mm<sup>2</sup> (requisito No. 3.2.5) pero es requisito que los extremos salientes tengan un biselado de 1 mm (requisito No. 3.2.7 y 3.2.8). Lo anterior reduce el área de sección transversal a 6.5 mm<sup>2</sup> en la superficie de los rieles como se muestra en el detalle de la Figura 8 y en la sección de planos de la estructura diseñada en el apéndice. En la Figura 11 se muestran las dimensiones generales del CubeSat diseñado con los subsistemas y paneles solares integrados con la antena desplegada luego de haber sido liberado por el P-POD.

Como se mencionó anteriormente, empresas como Pumpkin Inc. venden kits de CubeSats listos para ensamblarse. Esta empresa en particular pone a disposición los diseños asistidos por computadora (Computer Aided Design o por

sus siglas CAD) de las estructuras que venden para diferentes tamaños de CubeSat. Los CAD pueden descargarse en el siguiente enlace: <http://www.CubeSatkit.com/content/design.html>. La estructura diseñada en este proyecto se basó en la estructura tipo 1U que vende Pumpkin Inc. en su CubeSat kit. Cabe mencionar que la estructura diseñada difiere de la original con el fin de facilitar su manufactura.

La principal diferencia entre ambas estructuras se da en que el cuerpo de la estructura diseñada consta de cuatro placas las cuales se ensamblan con tornillos y tuercas (ver Figura 12) mientras que en la estructura del CubeSat kit esta es una única pieza remachada por uno de sus extremos (ver Figura 13, Figura 14 y Figura 15). Por otro lado, ambas estructuras tienen la similitud que tanto la pieza inferior como la superior se ensambla por medio de tornillos y tuercas al cuerpo de la estructura así como el diseño en cada una de las caras del cubo. En la estructura diseñada se implementó un diseño en las caras del cubo similar a las encontradas en la estructura del CubeSat kit debido a que esta última estructura tiene la garantía de sobrevivir una serie de condiciones de despegue reduciendo la mayor cantidad de masa manteniendo la integridad estructural.

Figura 9. Dimensiones generales en mm de estructura tipo 1U diseñada (vista frontal).

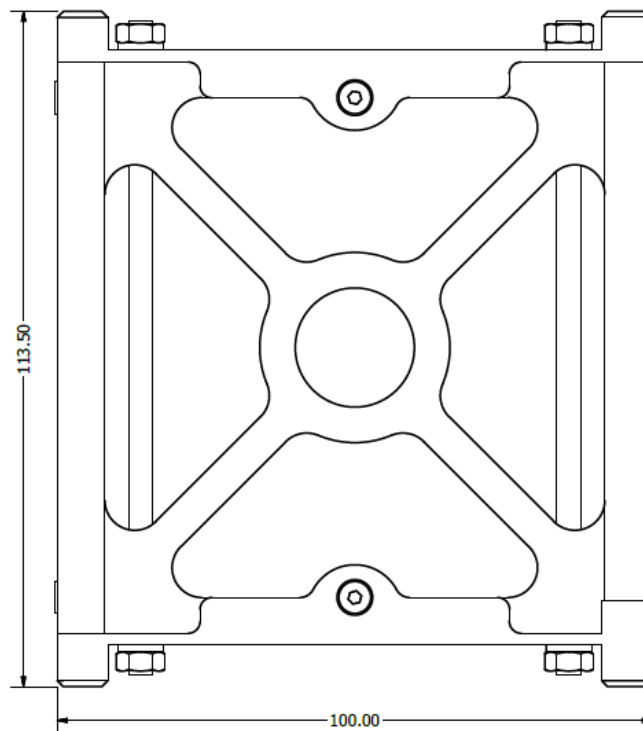


Figura 10. Dimensiones generales en mm de CubeSat con subsistemas y paneles solares integrados y antenas plegadas. (Configuración dentro de P-POD).

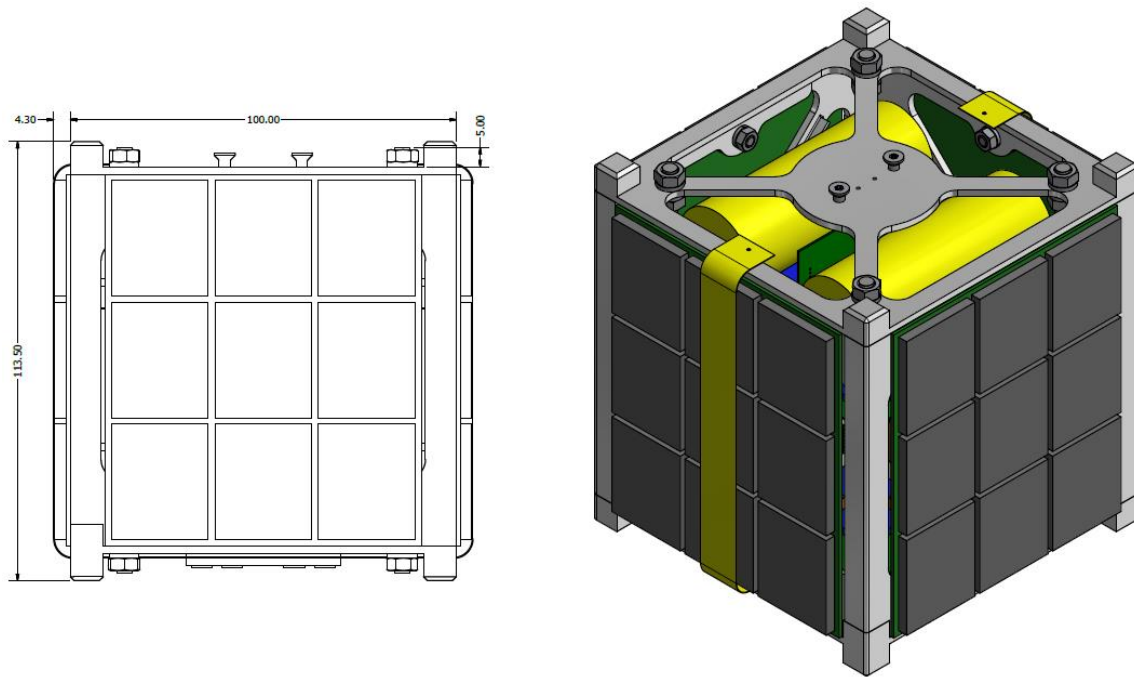
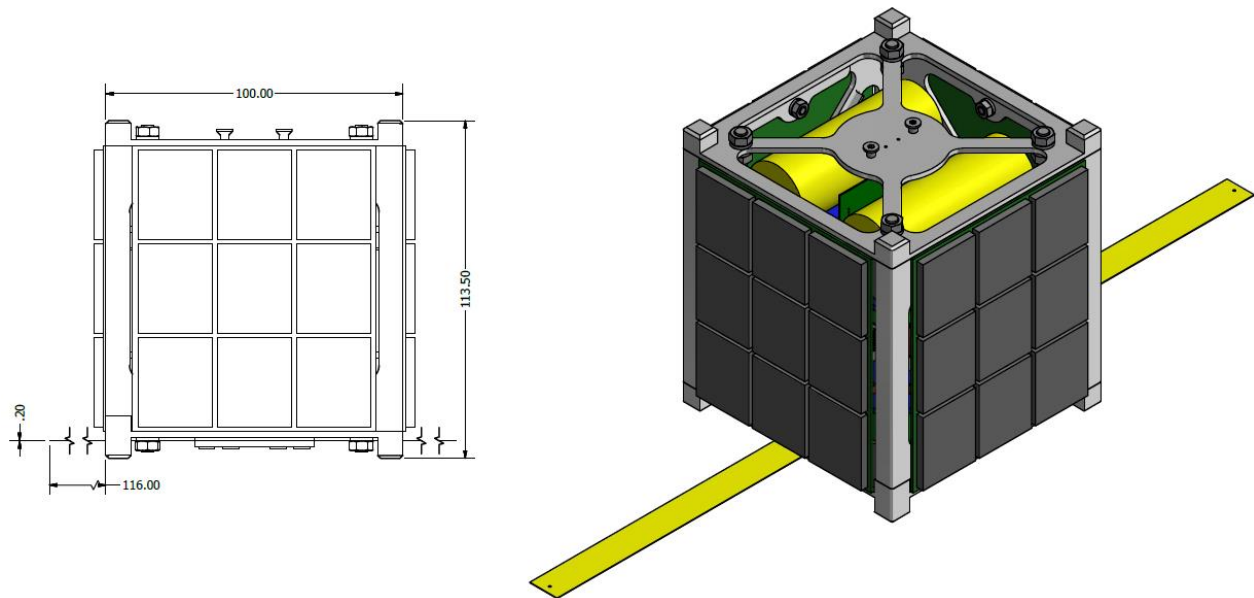


Figura 11. Dimensiones generales en mm de CubeSat con subsistemas y paneles solares integrados y antenas plegadas. (Configuración luego de ser liberado del P-POD).



El espesor de la estructura del CubeSat kit es de 0.06 pulgadas, lo que equivale a 1.524 mm. Debido a lo anterior, se seleccionó un espesor de 2 mm para cada una de las placas de la estructura diseñada. El incremento del espesor en las placas se traduce como un factor de seguridad.

Cabe mencionar que la geometría y las dimensiones seleccionadas para este diseño serán sometidas a una serie de pruebas mecánicas para garantizar que la estructura sobrevive en efecto las condiciones de despegue de los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz.

Para un mejor detalle de las características de la estructura diseñada y del CubeSat kit ver la sección de “planos de la estructura diseñada” y la sección de “planos de la estructura del CubeSat kit” en el apéndice.

El CDS especifica el material a utilizar en la manufactura de la estructura. Al inicio del proyecto se trabajó con la última revisión del CDS que era la revisión 12. En esta revisión se especificaba que el material a utilizar podría ser aluminio 6061 o 7075 por lo que se realizó una matriz de decisión (trade-off study) para determinar el material a utilizar. Sin embargo, en la revisión 13 se especifica que es posible implementar el aluminio 5005 y el 5052 (requisito No. 3.2.15).

Figura 12. Estructura tipo 1U diseñada (vista isométrica).

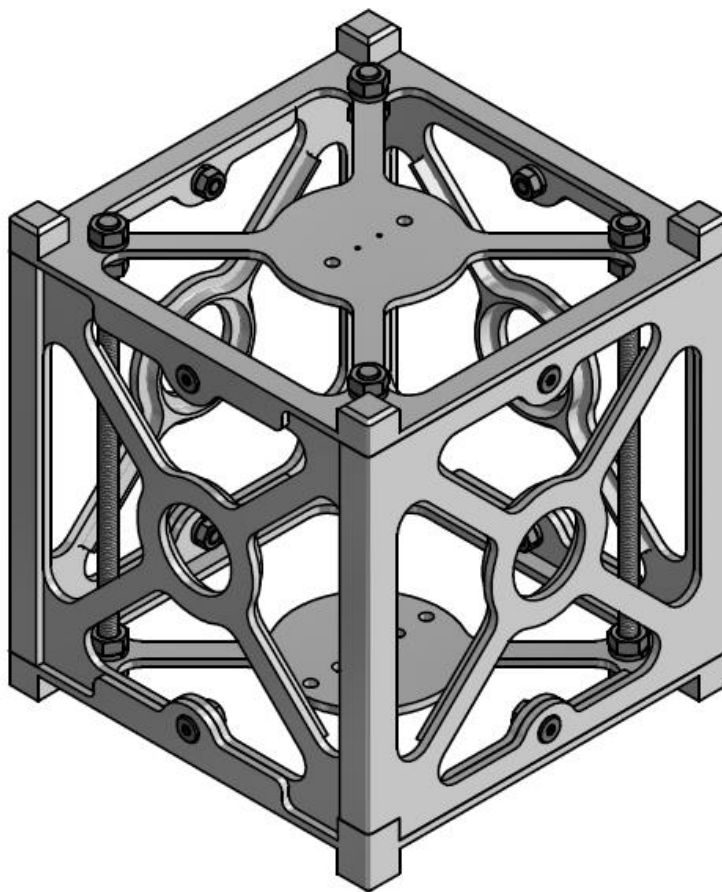
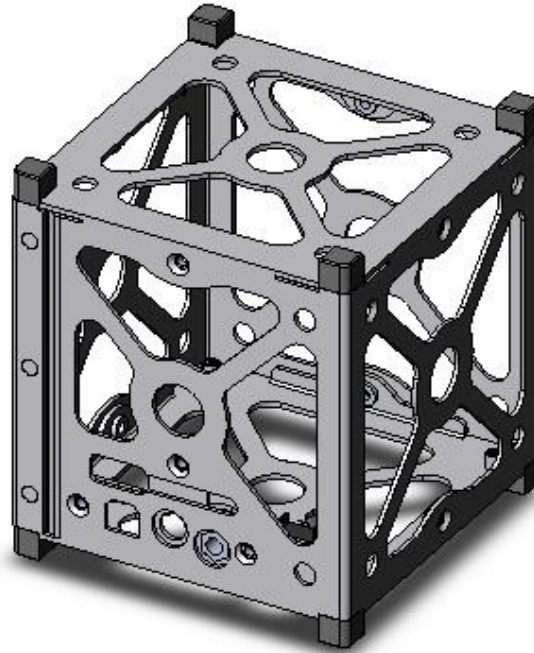


Figura 13. Estructura tipo 1U del CubeSat kit.

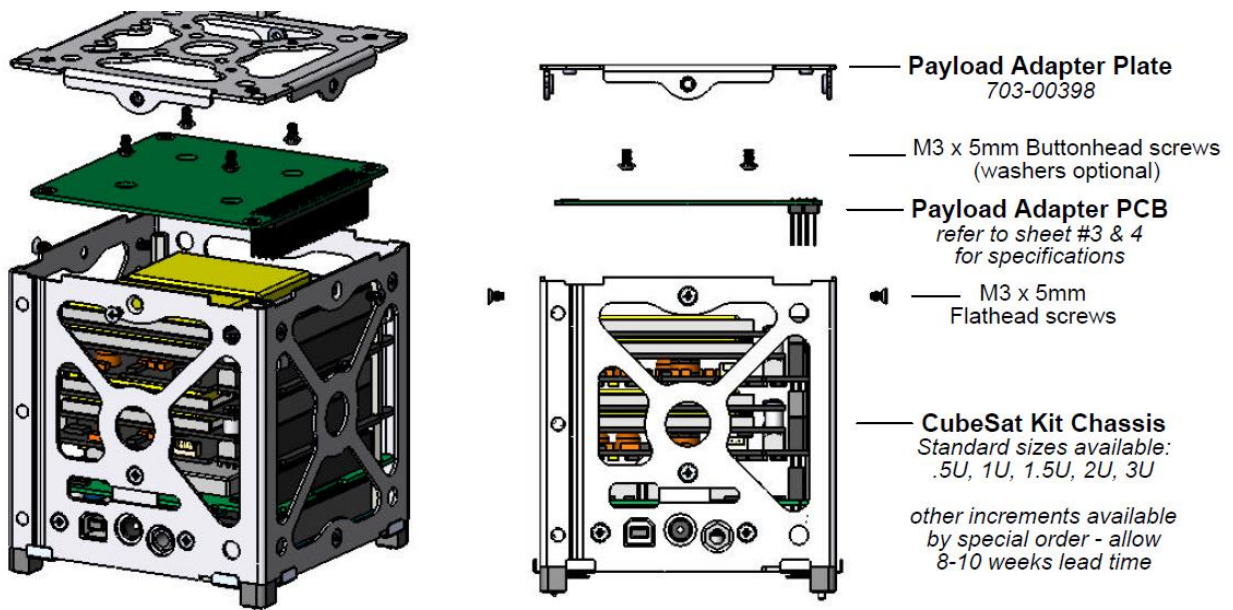


1U Skeleton CAD Model

RevD

(Pumpkin, Payload Overview and Specifications, 2008)

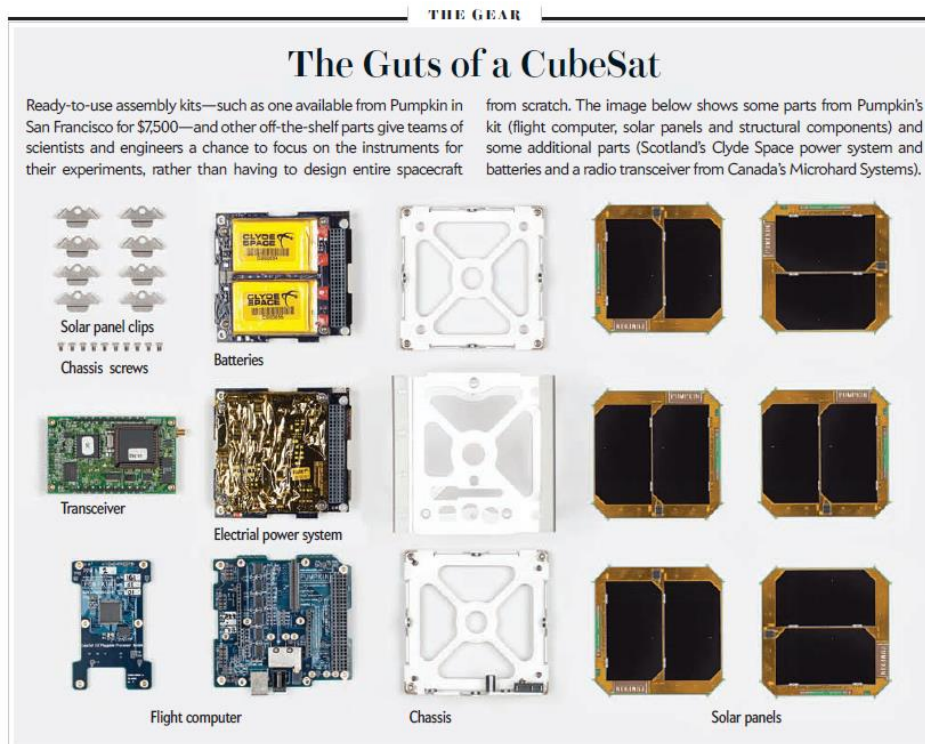
Figura 14. Ensamblaje de estructura del CubeSat kit.



NOTE: 1U CubeSat Kit assembly shown is filled with typical representative payload modules, for illustrative purposes.

(Pumpkin, Payload Overview and Specifications, 2008)

Figura 15. Componentes del CubeSat kit de Pumpkin Inc.



(Pang & Twiggs, 2011)

#### a. Matriz de decisión

«El proceso de la matriz de decisión es una parte crítica de la ingeniería de sistemas. Las matrices de decisión ayudan a definir el sistema emergente en cada una de las fases de resolución. La clave de estas matrices se da en que para que estos sean efectivos, estos necesitan la participación de personas con mucha habilidad y una unidad de esfuerzo para avanzar hacia un diseño óptimo del sistema.» (Administration, 2007)

Una matriz de decisión se realiza definiendo los objetivos y metas del sistema, identificando los requisitos que se deben cumplir, seleccionando alternativas, comparando las características más importantes de las alternativas seleccionadas y escogiendo la alternativa que mejor satisfaga los requisitos a cumplir.

Hasta este punto se han definido los objetivos, se ha identificado los requisitos a cumplir y se han seleccionado las alternativas por lo que se procede a comparar las características más importantes de las alternativas seleccionadas. Cada una de estas características debe recibir un factor de peso de acuerdo a su efecto en los requisitos del proyecto. Mayor peso significa mayor importancia o repercusión en los requisitos del sistema (ver Cuadro X).

Los valores de las variables o características a comparar se deben normalizar en una escala del uno al diez como se observa en el Cuadro X. El proceso de normalizar consiste en asignarle un valor de uno al peor valor de una variable o característica que muestra alguna alternativa y un valor de diez al mejor valor de dicha variable que muestra alguna alternativa.

El paso final es multiplicar cada valor normalizado de cada característica de las diferentes alternativas con el factor de peso otorgado a la característica y luego sumar cada uno de estos resultados. La alternativa a seleccionar será aquella que obtenga el mayor puntaje. Si la diferencia entre dos alternativas es despreciable se deja a criterio del diseñador la selección de la alternativa que mejor desempeño tenga en el sistema.

Cuadro IX. Características a comparar en la matriz de decisión para la selección del material a utilizar en la estructura del CubeSat 1U.

Material	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	Conductividad Térmica (W/m <sup>2</sup> C)	Tensión de Rotura (Breaking Stress) (N/mm <sup>2</sup> )	Dureza Brinell (HB)	Módulo de Young (MPa)
Aluminio 6061	2.71	167	150	95	69500
Aluminio 7075	2.81	130	479	130	72000

Las características a comparar presentadas en el Cuadro IX son las más relevantes para la selección del material a utilizar. El aspecto más importante es la densidad ya que esta determina el peso de dos o más objetos con mismo volumen. El segundo aspecto más importante es la conductividad térmica ya que cuando la estructura se encuentre en ambiente espacial esta determinará los límites de temperatura a los que se encontrará sometida la estructura. La tensión de rotura es la máxima tensión soportable por un material antes de que se produzca estricción (necking), es decir cuando la sección transversal del elemento comienza a reducirse significativamente. La dureza Brinell de un material determina su dureza según una escala de medición mediante el método de indentación, midiendo la profundidad de la penetración de un objeto en el material. El módulo de Young o módulo de elasticidad longitudinal es la tensión máxima que soporta un material antes de sufrir deformaciones plásticas permanentes.

Cuadro X. Matriz de decisión para la selección del material a utilizar en la estructura del CubeSat 1U.

Factores de peso		Valores de variable normalizados										Matriz de decisión			
Variable	Peso (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	6061		7075	
												Normalizado	Total	Normalizado	Total
Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	4	3									2	3	12	2	8
Conductividad Térmica (W/m <sup>2</sup> C)	3	200									100	4	12	7	21
Tensión de Rotura (N/mm <sup>2</sup> )	2	100									500	3	6	9	18
Dureza Brinell (HB)	2	50									200	4	8	6	12
Módulo de Young (GPa)	2	50									100	5	10	5	10
												48			69

Debido a que se necesita un material con el menor peso y la menor conductividad térmica posible, se le asigna un valor normalizado de uno a los valores más grandes encontrados y un diez a los valores más pequeños. El caso contrario se da para la tensión de rotura, dureza Brinell y el módulo de Young.

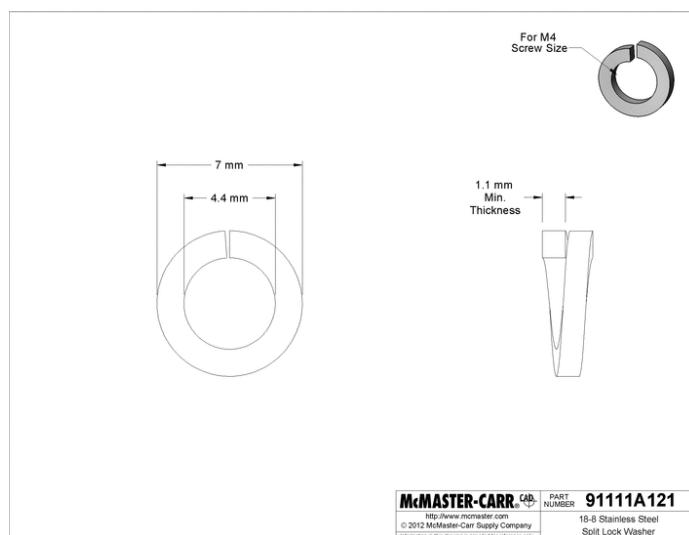
Por medio de la matriz de decisión se seleccionó como material óptimo al aluminio 7075 a utilizar en la manufactura de la estructura diseñada para un CubeSat 1U.

b. Integración de subsistemas a la estructura. Para los componentes de ensamblaje utilizados (varilla roscada, tuercas, tornillos, arandelas) se seleccionó como material al acero inoxidable. La principal razón se da en que el acero inoxidable es un material ampliamente usado en la industria aeroespacial y un material usado para la elaboración de los componentes antes mencionados.

Para ensamblar las placas de la estructura se utilizaron tornillos M3x8mm, tuercas hexagonales M3x0.5mm de paso y arandelas Grower 3N. Para ensamblar a los subsistemas dentro de la estructura se utilizó una varilla roscada M4x0.7mm de paso de 1 m de longitud, tuercas hexagonales M4x0.7mm de paso y arandelas Grower 4N. En un principio se pensó utilizar tornillos, tuercas y arandelas métricas de menor medida para reducir el peso total de la estructura pero los componentes descritos anteriormente eran los que se encontraban disponibles en el mercado nacional.

Una arandela Grower (helical spring lock o Split washer) es un tipo de arandela de seguridad que presenta muchas ventajas: ejerce una presión estable, mantiene a los tornillos seguros, se ajusta a los cambios de presión y temperatura, reduce la vibración, facilita el ajuste preciso de la presión final, entre otras características. Se diferencia de una arandela común ya que estas tienen un corte el cual es doblado en forma helicoidal. Este tipo de arandela permite atornillar solamente en el sentido horario. Cuando se aplica el sentido contrario, el borde elevado se incrusta en la superficie de la tuerca resistiéndose al giro antihorario.

Figura 16. Plano de Arandela Grower M4.



(McMaster-Carr, 2012)

En la Figura 17 y Figura 18 se puede observar la forma en que integró cada subsistema a la estructura. En la Figura 19 se muestra la forma en que se integraron las antenas al CubeSat. Como se observa, se utilizaron dos tornillos para sujetar cada una de ellas. En un principio se implementó solamente un tornillo para sujetar cada antena pero más tarde en el proyecto se consideró la posible falla de alguno de estos provocando la interrupción permanente de la transmisión y recepción de información. Debido a lo anterior se utilizaron dos tornillos lo que reduce el riesgo antes mencionado.

En la Figura 20 se puede observar la proyección de cada una de las partes que componen al CubeSat.

Figura 17. Integración de subsistemas a la estructura (vista isométrica).

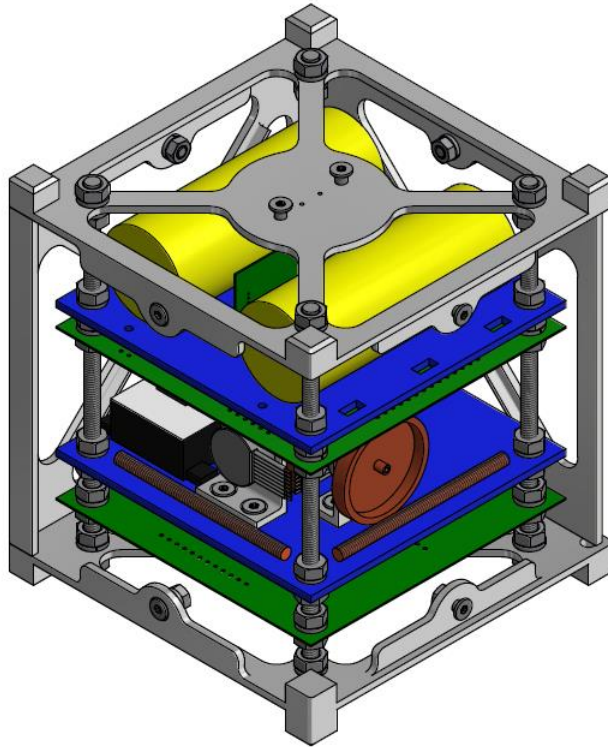


Figura 18. Integración de subsistemas a la estructura (vista frontal).

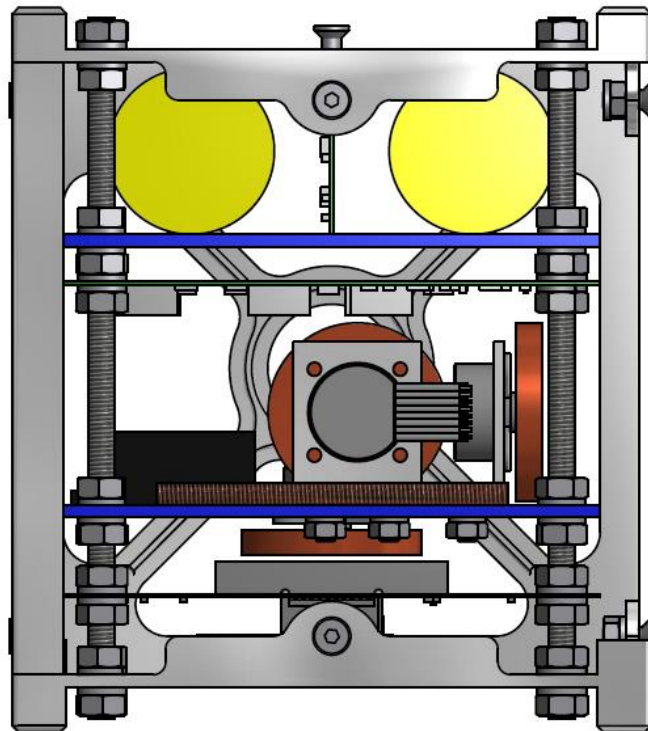
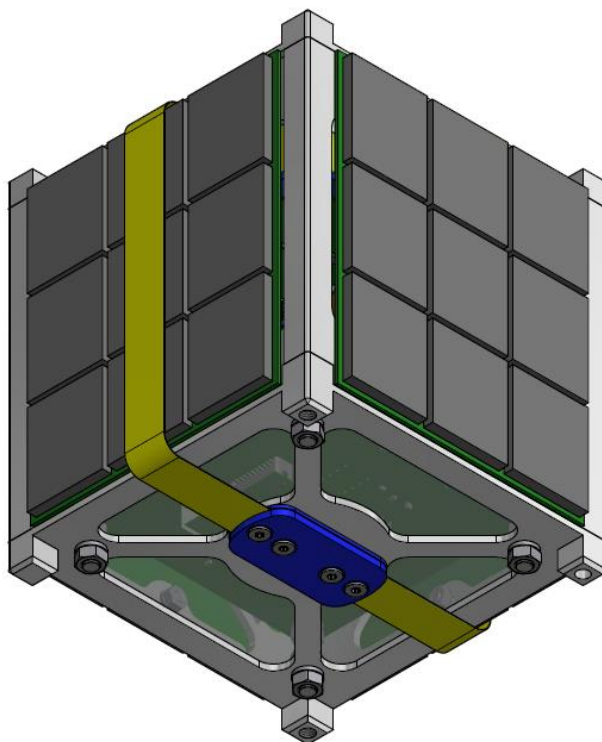
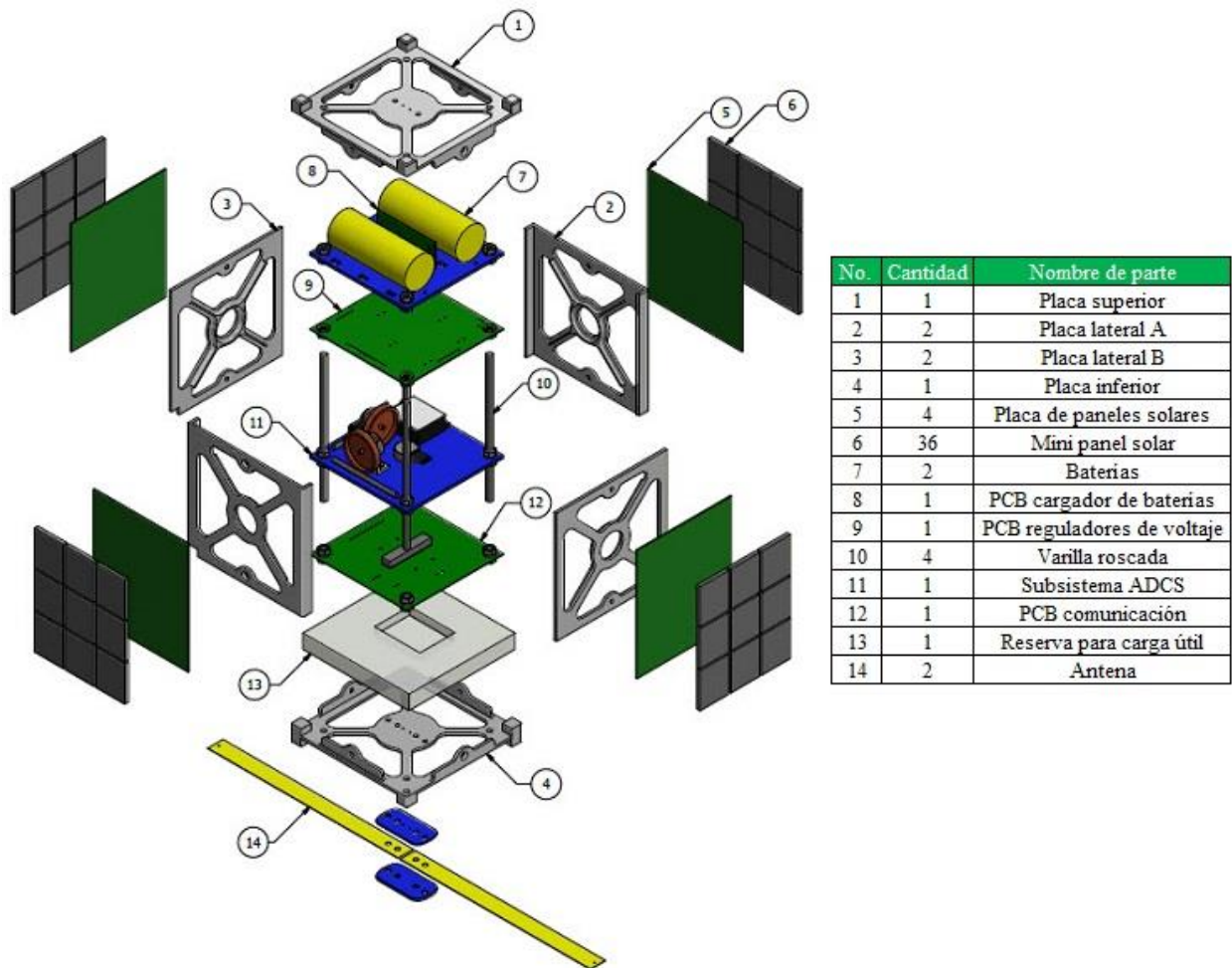


Figura 19. Integración de antenas a la estructura (vista isométrica).



El CDS describe el uso necesario de resortes de separación (Separation springs o Spring Plungers) colocados en la parte inferior de un CubeSat tipo 1U (ver Figura 22) para permitir la separación adecuada entre CubeSats dentro del P-POD (requisito No. 3.2.17). En la figura 15 se pueden observar tres agujeros, dos de ellos son roscados para la integración de los resortes de separación y el otro para la activación/desactivación del interruptor de despegue. En el CDS se describen las especificaciones para los resortes de separación recomendados por la Cal Poly (ver Cuadro XI). Además, el CDS menciona que la Cal Poly tiene a su disposición resortes de separación personalizados con las características recomendadas (ver Figura 21). Por esta razón se contactó a la Cal Poly para adquirir estos resortes de separación (Para contactar a la Cal Poly fue necesario escribir al siguiente correo: [CubeSat@gmail.com](mailto:CubeSat@gmail.com)). Como se mencionó anteriormente, al inicio del proyecto se utilizó la revisión 12 del CDS y en esta no se especificaba la forma en que debían ser colocados los resortes de separación. Sin embargo, en la revisión 13 se especifica que estos deben ir centrados en la superficie de los rieles (requisito No. 3.2.17.3) por lo que esta fue otra modificación necesaria en la estructura. Cabe mencionar que debido a que el paso de rosca de los resortes de separación está dado en el estándar americano, fue necesario incluir medidas inglesas en el diseño con medidas métricas lo cual no es aceptable. A pesar de lo anterior, el diseño se llevó a cabo de esta forma con el fin de implementar los resortes de separación proporcionados por la Cal Poly. En la Figura 23 se compara el tamaño de los resortes de separación adquiridos con la palma de la mano.

Figura 20. Proyección de elementos que componen al CubeSat.



Cuadro XI. Características de los resortes de separación de un CubeSat.

Características	Valor
Material	Acero inoxidable
Fuerza extrema inicial/final	0.14 lbs. / 0.9 lbs.
Longitud de compresión	0.16 pulgadas mínimo sobre la superficie
Paso de rosca	8-36 UNF-2B

Figura 21. Especificaciones de resortes de separación personalizados de la Cal Poly.

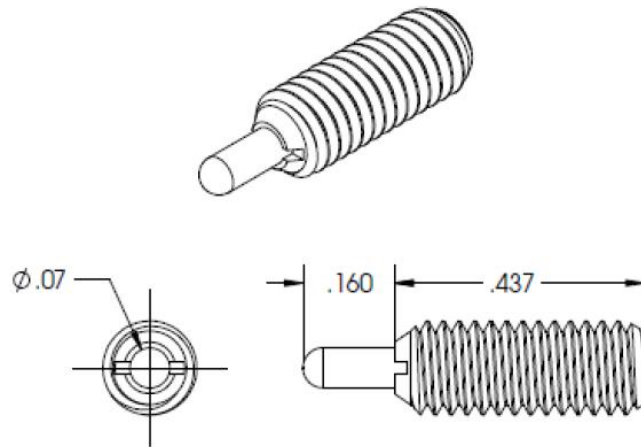
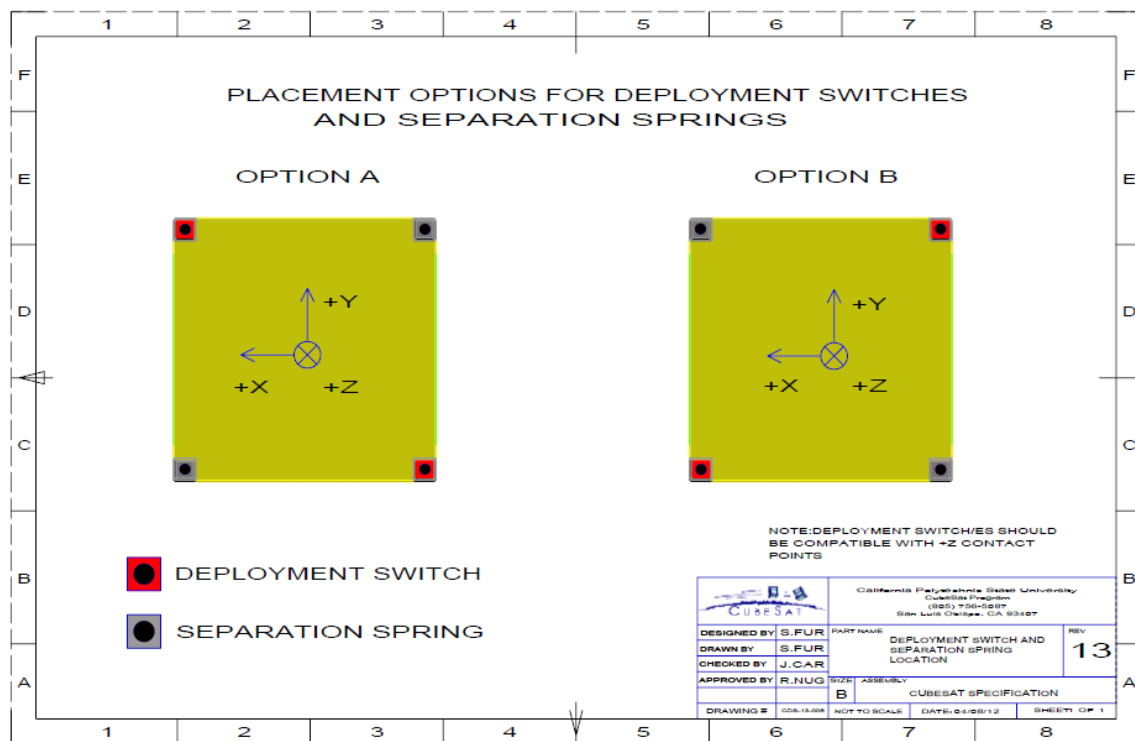


Figura 22. Opciones de colocación de resortes de separación y de interruptores de despegue.



(University, 2014)

Figura 23. Comparación del tamaño de un resorte de separación con la palma de la mano.



c. **Distribución de masa y volumen.** La masa máxima de un CubeSat 1U se especifica en el CDS como 1.33 kg (requisito No. 1.1 y 3.2.10). La estructura diseñada tiene una masa final de 268.9 g y el CubeSat Bus fue diseñado para tener una masa total de 804.18 g. La masa del CubeSat Bus no alcanza los 1.33 kg por lo que la masa restante será reservada para la carga útil. Esto es una masa de 525.82 g lo que equivale al 39.54% de la masa total del CubeSat. En el Cuadro XL se describe a detalle el peso de cada uno de los componentes del CubeSat diseñado.

El volumen interno de la estructura diseñada es de  $743,040 \text{ mm}^3$  (86mm x 90mm x 96mm). 12.89% del volumen total del CubeSat será reservado para la carga útil, esto es un volumen aprox. de  $95,746 \text{ mm}^3$ . El subsistema de ADCS ocupa un volumen de  $290,791 \text{ mm}^3$  aprox. (39.13% del volumen total), el subsistema de potencia un volumen de  $307,456 \text{ mm}^3$  aprox. (41.38% del volumen total) y el subsistema de comunicación un volumen de  $57,885 \text{ mm}^3$  aprox. (6.77% del volumen total).

d. **Centro de gravedad.** Otro requisito descrito en el CDS es la localización del centro de gravedad del CubeSat. Una primera condición establece que el origen del sistema de coordenadas debe estar en el centro geométrico del CubeSat (requisito No. 3.2.1). La segunda condición establece que el centro de gravedad del CubeSat debe estar localizado dentro de 2 cm de su centro geométrico en la dirección de los ejes “X”, “Y” y “Z” (requisito No. 3.2.14 y 3.2.14.1). Esto último se traduce a que el centro de gravedad del CubeSat se encuentre dentro de una esfera de 20 mm con origen en el centro geométrico. El modelo de la estructura se trabajó en el software Autodesk® Inventor 2014 el cual permite calcular el centro de gravedad del modelo asignando previamente el material a cada uno de los componentes del modelo. Por medio de esto se determinó el centro de gravedad del CubeSat diseñado. Se calculó el centro de gravedad tanto para la configuración dentro del P-POD (antenas plegadas) como para la configuración luego de haber sido liberado del P-POD (antenas desplegadas). En la Figura 24 y en la Figura 25 se muestra el centro de gravedad calculado mediante software. En ambos casos se cumple con los requisitos 3.2.1, 3.2.14 y 3.2.14.1.

Figura 24. Centro de gravedad del CubeSat con las antenas plegadas. (Configuración dentro de P-POD).

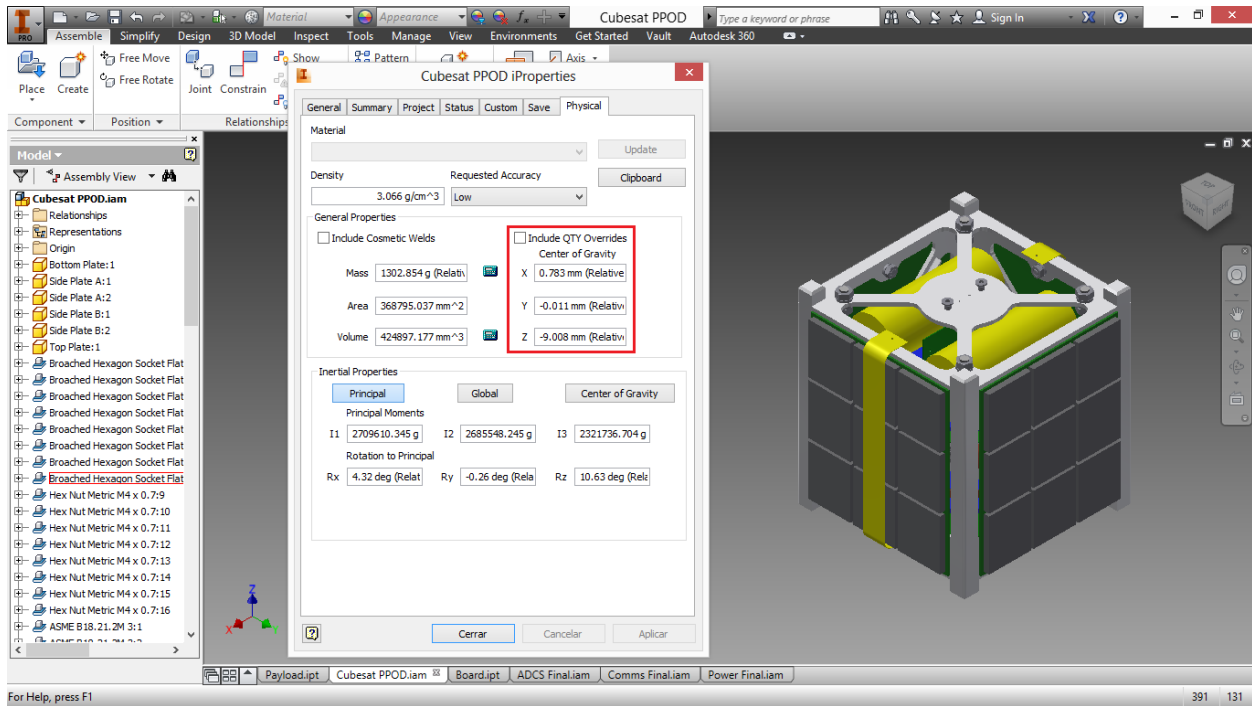
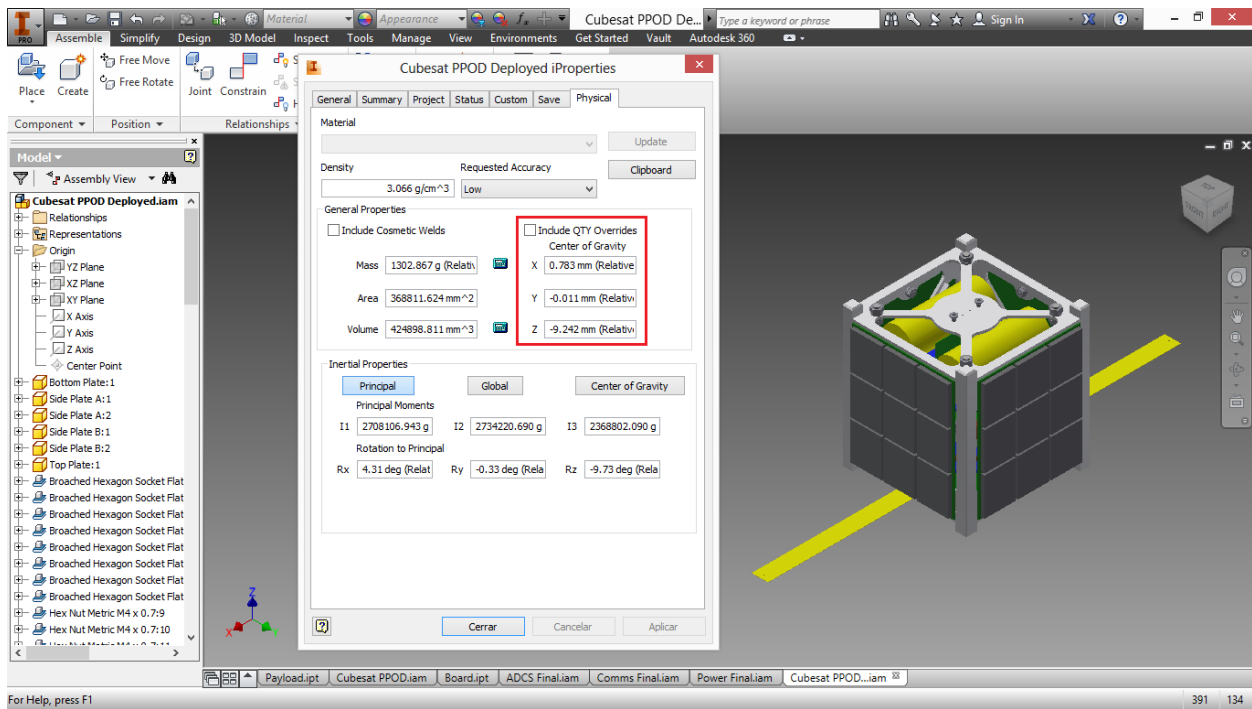


Figura 25. Centro de gravedad del CubeSat con antenas desplegadas. (Configuración luego de ser liberado del P-POD).



e. **Costillas (Ribs).** En los planos de la placa lateral A y placa lateral B, de la sección de planos de la estructura diseñada en el apéndice, o en la Figura 26 se puede observar que dentro del diseño de las placas existe un relieve que sobresale 3 mm de la superficie. Este diseño se conoce como costilla. Las costillas son una solución efectiva a los problemas que se pueden presentar en las paredes delgadas como es el caso de las placas diseñadas ya que estas tienen solamente 2 mm de espesor. Las costillas incrementan la rigidez de la placa como resultado del incremento en el momento de inercia permitiendo reducir el espesor de la placa (Hasenauer, 2007). Se puede observar que este diseño no se implementó en la placa superior ni en la inferior ya que este interferiría con las tuercas que integran a la placa con las varillas roscadas.

Figura 26. Placa lateral B (vista isométrica). Nótese el diseño de las costillas implementadas para el aumento de rigidez en la placa.

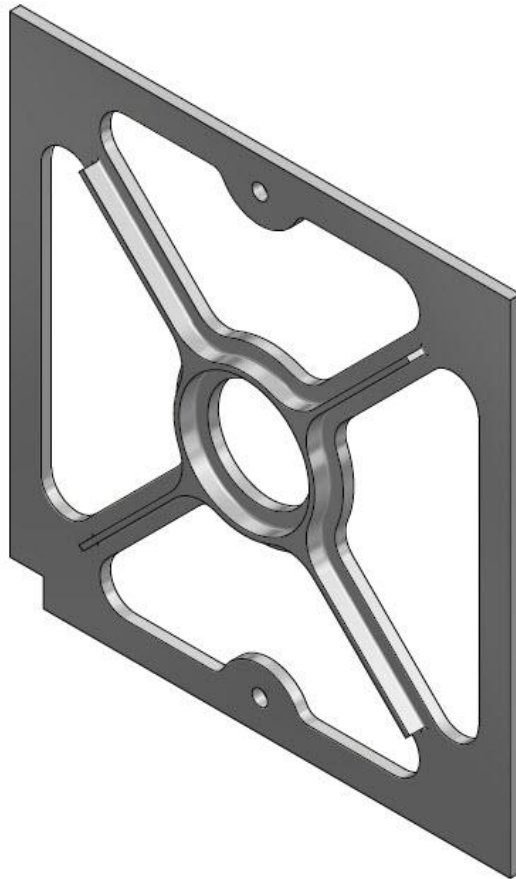


Figura 27. Momento de inercia de la placa lateral B sin costillas.

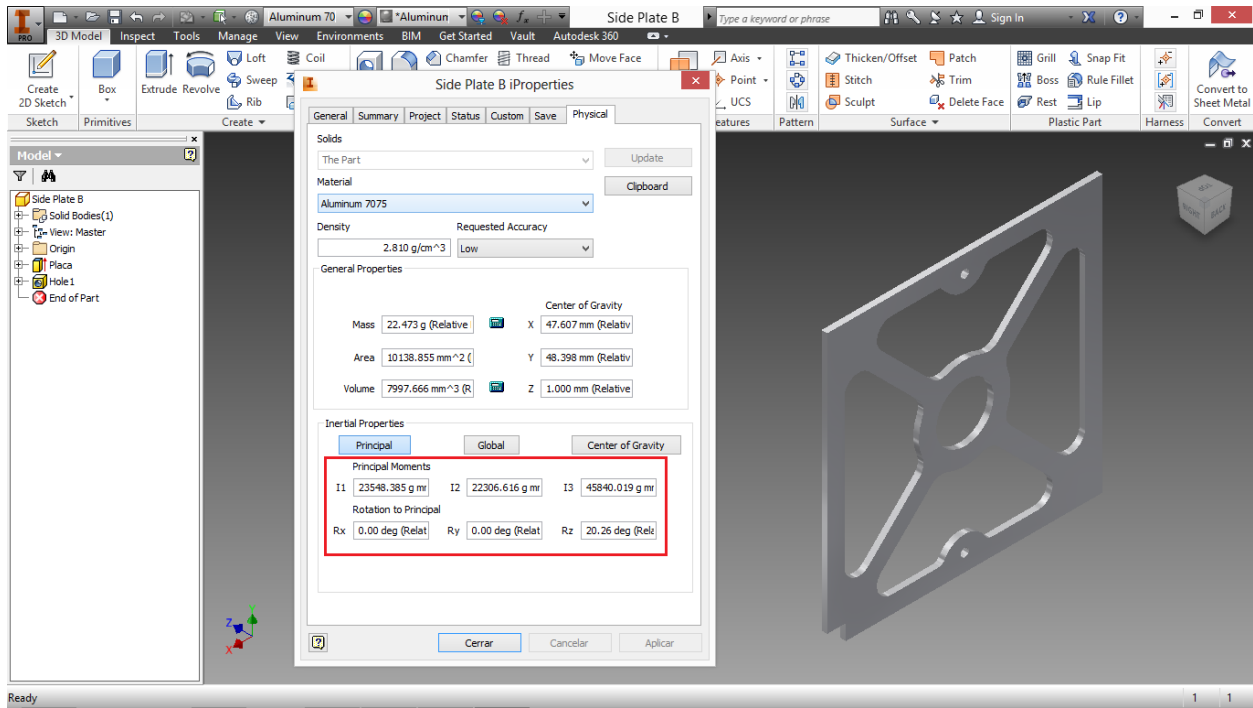
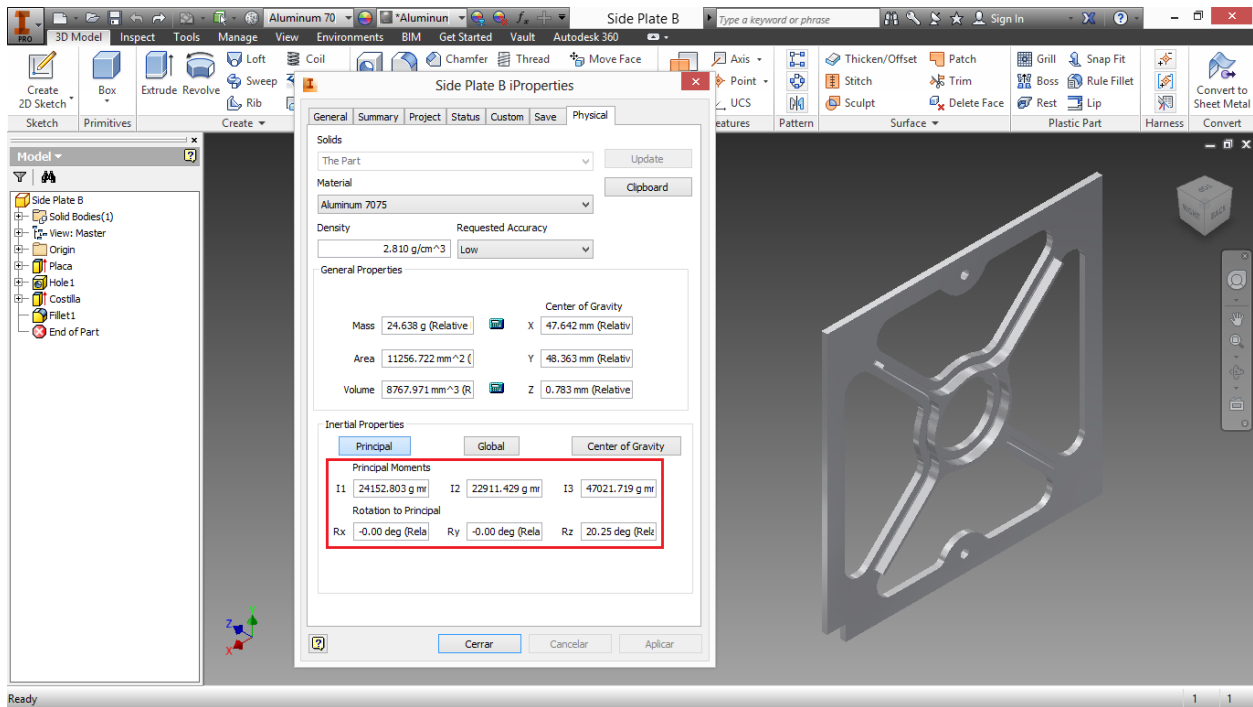


Figura 28. Momento de inercia de la placa lateral B con costillas.



En la Figura 27 y Figura 28 se muestra el momento de inercia calculado por medio de Autodesk® Inventor 2014 de la placa lateral B sin y con costillas. Se puede observar que el momento de inercia de la placa con costillas es mayor en cualquiera de sus ejes. Como se mencionó anteriormente, un incremento en el momento de inercia produce un incremento en la rigidez de la pieza. Se demuestra que la placa con costillas tiene mayor rigidez que la misma placa sin costillas. Esto a su vez reduce la posibilidad de falla de la pieza debido a su espesor de tan solo 2 mm.

#### f. Pruebas

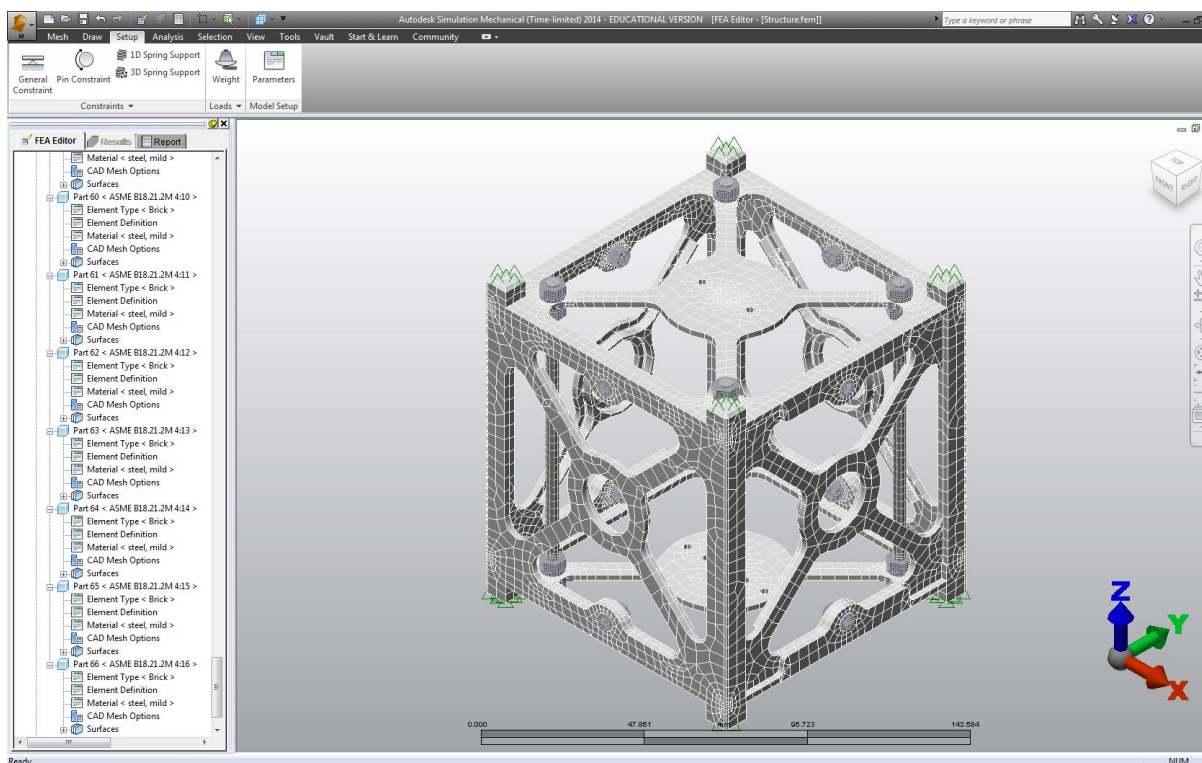
1) **Mallado y restricciones físicas de la estructura.** Las pruebas a realizar involucrarán análisis de elementos finitos (Finite Element Analysis o por sus siglas FEA) por lo que es necesario realizar un mallado en toda la estructura. El tamaño absoluto del mallado a utilizar será de 1 mm y se utilizará un elemento de tipo ladrillo. No se utilizó un mallado más fino ya que esto involucraba tiempos de ejecución mucho mayores de procesamiento computacional.

«Se utilizan elementos de tipo ladrillo cuando se tiene una geometría sólida compleja que no puede ser representada por medio de secciones transversales en dos dimensiones. Este tipo de elemento puede ser aplicado a cualquier sólido en tres dimensiones, aunque pueda ser modelado por medio de geometría en dos dimensiones, donde las cargas asumidas en dos dimensiones no son válidas.» (Autodesk, Line and 2.D Elements and Analysis Options, 2012)

En todos los casos se asumirá que la cara superior e inferior de los rieles no tienen libertad de movimiento en ningún eje, es decir que están fijos (ver Figura 29). Lo anterior se asume para simular las restricciones físicas del CubeSat dentro del P-POD. Las propiedades físicas y mecánicas de la estructura son las mismas que las del aluminio 7075 y del acero inoxidable.

2) **Frecuencias naturales de la estructura.** La prueba se realizará para determinar las primeras cinco frecuencias naturales de la estructura y sus correspondientes formas. Es necesario determinar las frecuencias naturales del sistema para determinar el efecto de las fuerzas aplicadas al modelo cuando ocurre resonancia en el sistema. La prueba se realizará mediante un FEA utilizando el software Autodesk® Simulation Mechanical 2014. En tipo de análisis se deberá seleccionar “frecuencia natural (análisis modal)”. Se deberá especificar en los parámetros de análisis la cantidad de frecuencias naturales a calcular. La simulación mostrará las frecuencias naturales junto con la forma que adopta el sistema. Los resultados de este modelo permiten analizar la respuesta a la frecuencia, vibración aleatoria, respuesta a choque y respuesta a esfuerzo transiente.

Figura 29. Mallado y restricciones físicas en la estructura del CubeSat.



3) **Vibración aleatoria.** La prueba se realizará para determinar si la estructura es capaz de soportar la gama de frecuencias aleatorias generadas en los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz. La prueba se realizará mediante un FEA utilizando el software Autodesk® Simulation Mechanical 2014. En tipo de análisis se deberá seleccionar “lineal – vibración aleatoria”. La densidad espectral de potencia (Power Spectral Density o por sus siglas PSD) será aplicada de la misma forma en los tres ejes globales. La densidad espectral de potencia es una representación de la frecuencia y energía de vibración en una forma estadística. Se deberá especificar en los parámetros de análisis la densidad espectral de potencia descrito en cada uno de los vehículos de lanzamiento. Solamente el vehículo de lanzamiento Soyuz describe su densidad espectral de potencia (ver Figura 30), por lo que será necesario aplicar el espectro a cada eje global para un total de tres pruebas. Será necesario especificar las unidades de la densidad espectral de potencia en los parámetros de análisis ya que este permite introducir el espectro en unidades de aceleración cuadrada por Hertz vs frecuencia (Hz) o como aceleración g cuadrada por Hertz vs frecuencia (Hz). Los resultados de este modelo determinan el desplazamiento y los esfuerzos de Von Mises máximos para cada una de las primeras cinco frecuencias naturales de la estructura. Los desplazamientos obtenidos deben ser despreciables y los esfuerzos de Von Mises menores al máximo esfuerzo de fluencia.

Figura 30. Densidad espectral de potencia del vehículo de lanzamiento Soyuz.

**Table 3-7: Random Vibrations at Spacecraft Base**

Frequency Band (Hz)	Spectral Density ( $10^{-3} \text{ g}^2/\text{Hz}$ )
20 – 50	5
50 – 100	5 – 10
100 – 200	10 – 25
200 – 500	25
500 – 1000	25 – 10
1000 – 2000	10 – 5
Overall (g)	5.0

(Starsem, 2001)

4) Espectro de reacción a choques. La prueba se realizará para determinar si la estructura es capaz de soportar el espectro de reacción a choques generados en los vehículos espaciales Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz. La prueba se realizará mediante un FEA utilizando el software Autodesk® Simulation Mechanical 2014. En tipo de análisis se deberá seleccionar “lineal – espectro de reacción”. El espectro de reacción será aplicado de la misma forma en los tres ejes globales. El espectro de reacción permite determinar la aceleración, velocidad o desplazamiento máximo que ocurre luego de un choque. Los manuales de los vehículos de lanzamiento analizados proporcionan la aceleración máxima después del choque. Se deberá especificar en los parámetros de análisis el espectro de reacción a choques descrito en cada uno de los vehículos de lanzamiento. Debido a lo anterior, será necesario realizar una simulación por vehículo de lanzamiento para un total de tres pruebas. En el campo de factor de escala se debe ingresar el factor de seguridad a utilizar, el cual es de 1.4 para esta prueba. Los resultados de este modelo determinan el desplazamiento y los esfuerzos de Von Mises máximos para cada una de las primeras cinco frecuencias naturales de la estructura. Los desplazamientos obtenidos deben ser despreciables y los esfuerzos de Von Mises menores al máximo esfuerzo de fluencia. En la Figura 32, Figura 33 y Figura 31 se muestra el espectro de reacción a choques proporcionado en cada manual de los vehículos de lanzamiento analizados.

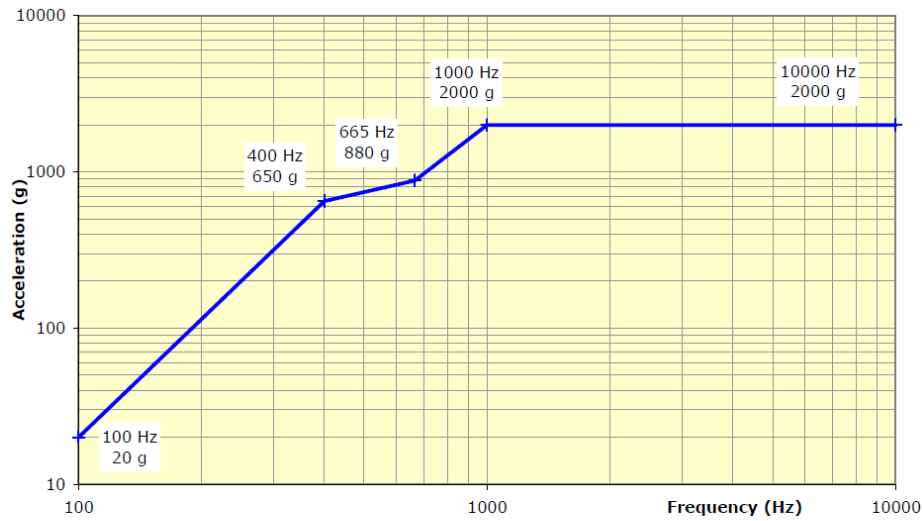
Figura 31. Espectro de choque del vehículo de lanzamiento Soyuz.

**Table 3-9: Shock Response Spectra at Stage Separations, Fairing Jettisoning, and Spacecraft Separation**

Flight Event	Frequency (Hz)	
	100 – 1000	1000 – 5000
	SRS (Q = 10) (g)	
Fairing separation, upper-stage separation	15 – 350	350
Spacecraft separation (Ariane-standard clamp bands)	See Table 3-10	

(Starsem, 2001)

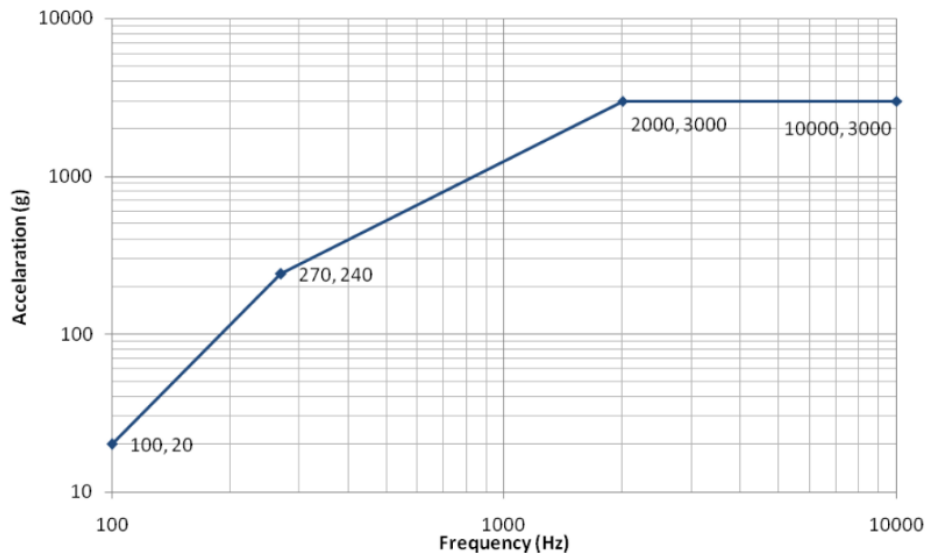
Figura 32. Espectro de choque del vehículo de lanzamiento Ariane 5.



**Figure 3.2.6.a – Envelope shock spectrum for the upper stage separation and fairing jettisoning at spacecraft interface**

(Arianespace, 2008)

Figura 33. Espectro de choque del vehículo de lanzamiento Falcon 9.



**Figure 5-3 - Falcon 9 shock response at payload interface**

(SpaceX, 2009)

5) Cargas quasi-estáticas. Las cargas quasi-estáticas son las combinaciones más críticas de aceleraciones dinámicas y transientes que pueden ser encontradas en cualquier instante de la misión. La prueba se realizará para determinar si la estructura es capaz de soportar las máximas cargas quasi-estáticas generadas en los vehículos espaciales Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz. La prueba se realizará mediante un FEA utilizando el software Simulation Mechanical 2014®. Se considerarán las cargas máximas de tensión y compresión y estas serán aplicadas

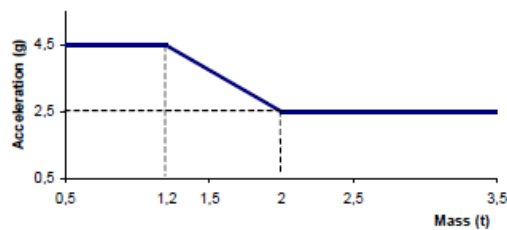
en el centro de masa de la estructura. Las fuerzas obtenidas deberán ser multiplicadas por 1.25 el cual es el factor de seguridad de la prueba. Debido a que las cargas quasi-estáticas del vehículo de lanzamiento Falcon 9 no son aplicables a un CubeSat, solamente será necesario realizar un total de dos pruebas. Lo anterior se debe a que en el manual del vehículo de lanzamiento Falcon 9 se especifica que las aceleraciones axiales y laterales presentadas son conservativas para cargas de transporte con una masa entre 1360 y 9070 kg (SpaceX, 2009). Los resultados de este modelo determinan el desplazamiento y los esfuerzos de Von Mises máximos debido a las cargas aplicadas. Los desplazamientos obtenidos deben ser despreciables y los esfuerzos de Von Mises menores al máximo esfuerzo de fluencia. En la Figura 34, Figura 35 y Figura 36 se muestran las cargas quasi-estáticas proporcionadas en los manuales de los vehículos de lanzamiento Ariane 5 y Soyuz.

Figura 34. Cargas quasi-estáticas del vehículo de lanzamiento Ariane 5.

Acceleration (g)	Longitudinal		Lateral	Additional line load (N/mm)
	Static	Dynamic	Static + Dynamic	
<b>Critical flight events</b>				
Lift-off	- 1.8	± 1.5	± 2	10 (15*)
Maximum dynamic pressure	- 2.7	± 0.5	± 2	14 (21*)
SRB end of flight	- 4.55	± 1.45	± 1	20 (30*)
Main core thrust tail-off	- 0.2	± 1.4	± 0.25	0
Max. tension case: SRB jettisoning	+ 2.5**		± 0.9	0

\* with adapter PAS 2624

\*\* for a spacecraft with first longitudinal frequency above 40 Hz, the tension value is the following:



The minus sign with longitudinal axis values indicates compression.  
Lateral loads may act in any direction simultaneously with longitudinal loads.  
The Quasi-Static-Loads (QSL) apply on payload C of G.  
The gravity load is included.

Table 4.2.4.1.a – Quasi-static loads – Flight limit levels

(Arianespace, 2008)

Figura 35. Cargas quasi-estáticas durante el vuelo del vehículo de lanzamiento Soyuz.

Load Event	QSL (g) (+ = tension; - = compression)					
	Lateral			Longitudinal		
	Static	Dynamic	Total	Static	Dynamic	Total
1 Liftoff	±0.2	±1.6	±1.8	-1.0	±0.6	from -1.6 to -0.4
2 Flight with maximum dynamic pressure ( $Q_{max}$ )	±0.4	±0.6	±1.0	-2.2	±0.4	from -2.6 to -1.8
3 First-stage flight with maximal acceleration	±0.1	±0.4	±0.5	-4.3	±0.7	from -5.0 to -3.6
4 Separation between first and second stages	±0.2	±0.8	±1.0	from -4.1 to -1.0	from 0.0 to ±0.3	from -4.1 to -0.7
5 Second-stage flight	±0.1	±0.7	±0.8	from -2.6 to -1.0	from ±0.3 to ±1.2	from -3.8 to -0.7
6 Separation between second and third stages	± 0.2	± 0.6	± 0.8	from -2.6 to -0.2	from 0.0 to ±1.5	from -2.6 to +1.3
7 Beginning of third-stage flight	± 0.2	± 0.5	± 0.7	-1.2	±1.5	from -2.7 to +0.3
8 First-stage engine cutoff	± 0.1	± 0.2	± 0.3	from -3.7 to 0.0	From 0.0 to ±1.5	from -3.7 to +1.5

(Starsem, 2001)

Figura 36. Cargas quasi-estáticas previas al vuelo del vehículo de lanzamiento Soyuz.

**Table 3-1: Maximum QSL During Transfers**

Load Case	QSL (g)					
	Lateral			Longitudinal		
	Static	Dynamic	Total	Static	Dynamic	Total
Transport	1.0	± 0.55	+1.55/+0.45	0.0	± 0.30	± 0.30

Note:

- The minus signs indicate compression along the longitudinal axis and the plus signs tension.
- Longitudinal and lateral QSL act simultaneously.
- Lateral loads along the axis ( $\delta$ ) are oriented to the Earth — that is, at 45 degrees from the LV axes, as presented in Figure 3-1.
- These QSL values are the maximum expected values for a spacecraft complying with the characteristic frequency requirements given in Chapter 4.

(Starsem, 2001)

2. **Subsistema de comunicaciones.** El diseño y la construcción del subsistema están basados en utilizar componentes comerciales comunes “tomados fuera del estante”, COTS (del inglés Components Off-The-Shelf), dado que estos proveen una opción de componentes de bajo costo y buen rendimiento disponibles para el público en general. Además el uso de componentes COTS provee ventajas como una alta capacidad de procesamiento de datos (Selva & Krejci, 2012), mayor vida útil de la misión (Swartwout, 2013), mínimas modificaciones para su uso en satélites pequeños, consistencia con las limitaciones de potencia de los CubeSats (Woellert & al, 2011), entre otras. Esto en comparación con componentes calificados para funcionar en el espacio. En la presentación “A Survey of CubeSat Communication Systems” (Klofas, Anderson, & Leveque, 2008), el autor presenta una recopilación de las características principales de los subsistemas de comunicación utilizados en varios CubeSats, y de igual forma propone tres tipos de configuraciones de diseño y construcción de los subsistemas. Los tres tipos son: Compra, Compra y

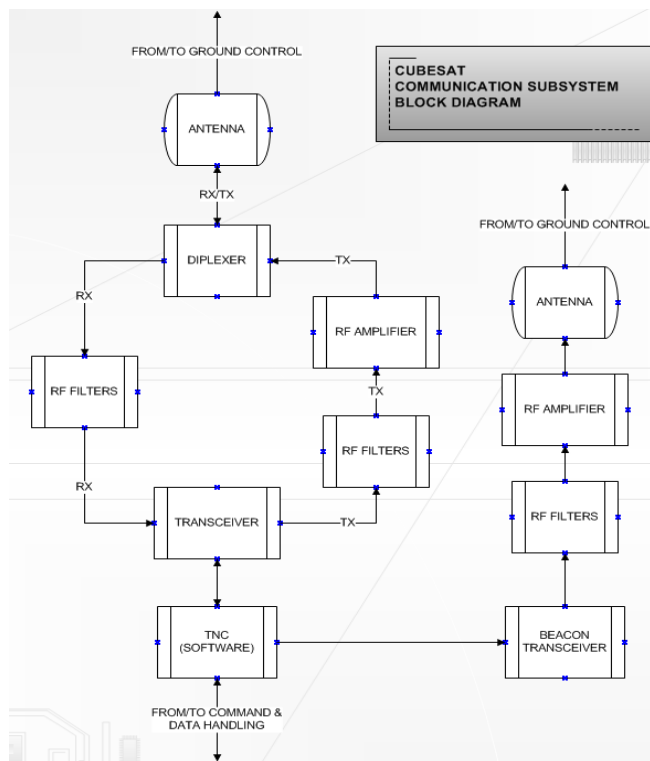
Modificación, y Manufactura a la Medida. A partir de la propuesta del autor se decidió utilizar una configuración del subsistema usando una combinación de Compra y Modificación con Manufactura a la Medida. Esto permite que el diseño sea robusto y confiable al utilizar componentes existentes, además permite modificar y manufacturar las partes y componentes necesarios para adecuarlo a los requerimientos y parámetros críticos establecidos.

De igual forma, la metodología de ingeniería de sistemas de la NASA fue implementada en el proceso de diseño y construcción del subsistema de comunicaciones. Esto ayudó a mantener el control y orden en el diseño del subsistema, así como para definir los requerimientos y parámetros necesarios de cada componente que conforma el subsistema.

Se aplicó el uso de componentes COTS y la metodología de NASA al análisis del Cuadro V para definir y escoger los componentes aplicables al diseño. A continuación se presentan una serie de alternativas de componentes que cumplen con los requerimientos y parámetros deseados, de entre los cuales se eligieron los componentes que conforman el diseño final del subsistema de comunicaciones.

a. **Alternativas de diseño.** Dada la metodología de trabajo propuesta por NASA, se realizó un diseño preliminar del subsistema y la revisión del mismo, PDR. En el cual se proponen varias alternativas de componentes a ser utilizados en cada parte esencial del subsistema, los cuales satisfacen los requerimientos planteados. Para ello se construyó una propuesta inicial del subsistema utilizando un diagrama de bloques. Este diagrama de bloques se presenta a continuación.

Figura 37. Diagrama de bloques inicial del subsistema de comunicaciones



Del diagrama de bloques propuesto se puede notar que existen varios componentes principales del subsistema: Antena, Amplificadores y Filtros RF, Transceptores y TNC. Para cada uno de ellos se propusieron varias alternativas de componentes que cumplen la función específica necesaria, se definieron sus características y se realizaron matrices de decisión. Estas matrices permiten, a partir de las características definidas, y usando una puntuación objetiva, escoger la mejor opción entre las alternativas. Estas matrices dieron como resultado un conjunto de componentes (Cuadro XII) que juntos formaron el diseño preliminar del subsistema de comunicaciones.

Cuadro XII. Selección de componentes del subsistema de comunicaciones para el PDR.

Componentes del subsistema de comunicaciones				
Antena	Amplificador RF	Transceptor	TNC	Protocolo
Antena de Parche	RF2104	Chipcon CC1000	PIC18F6720	AX.25

Dado que esta era una propuesta inicial o preliminar del diseño del subsistema, se realizaron una serie de cambios en los componentes. Siendo estos cambios los necesarios para acoplarse de manera correcta a los demás subsistemas, y cambios propuestos por los asesores correspondientes. Estas modificaciones al subsistema permiten tener como resultado la mejor propuesta de diseño para cumplir con las especificaciones. Es por esto que luego de realizar las modificaciones pertinentes, se propuso un diseño final del subsistema y se realizó una revisión crítica del mismo, CDR. El CDR también es parte de la metodología de trabajo de la NASA y permite llegar a obtener un diseño completo, robusto, que cumple con las especificaciones y parámetros establecidos, y que es funcional. A partir del diagrama de bloques inicial (Figura 37), y aplicando los cambios se obtuvo el diagrama principal de diseño y funcionamiento del subsistema de comunicaciones (Figura 5). Y a partir de este diagrama se propusieron nuevas alternativas de componentes para formar el subsistema. Los componentes principales del subsistema y sus alternativas de diseño se presentan a continuación.

1) **Antena.** Es uno de los componentes principales tanto para transmitir como para recibir datos en el satélite, cuyas características determinan una comunicación exitosa entre el CubeSat y el Ground Station.

Cuadro XIII. Alternativas de antena para el CubeSat y sus características.

**CARACTERÍSTICAS DE LA ANTENA**

Modelo	Ganancia (dB)	Banda de frecuencia IEEE	Polarización	Tamaño (mm*mm)	Peso (g)	Facilidad de construcción	Conector	3dB Beamwidth (°)
Antena de Parche	5.0-7.0	VHF - K	Lineal o Circular	10*10	70	4	SMA	~100
Antena de Dipolo	1.5-2.5	Hasta C	Lineal o Circular	1*15	20	9	SMA	~78
Antena de Agujero "Slot"	6	VHF - K	Lineal o Circular	8*8	50	2	SMA	~80

El Cuadro XIII presenta los tres tipos de antena que fueron seleccionados como alternativas de diseño para escoger la antena a utilizar en el CubeSat. Se presentan también las características principales de cada una de ellas, las cuales influyen en la decisión a tomar (las características generales fueron tomadas de (Jamali, 2012) (Blevins, 1999) (Brown C. , 2002)). Se propusieron únicamente estos tres tipos de antena a partir del análisis realizado en el Cuadro V. Son los tipos de antena más utilizados en CubeSats existentes, y además, son tipos de antena que sí se pueden aplicar al satélite, dadas sus dimensiones físicas y limitaciones de potencia. Así mismo, se escogieron estos tipos de antena ya que se pretendía construirla durante el desarrollo del proyecto. Dado esto, se analizó la característica de “Facilidad de Construcción” para cada alternativa. Esta característica hace referencia, como bien su nombre lo dice, a la simplicidad que posea la antena de ser fabricada. Se asignó un valor normalizado de 1 a 10 correspondiente a la facilidad de construcción de cada alternativa.

2) **Amplificador RF.** El amplificador RF tiene su aplicación en el subsistema al momento de transmitir datos desde el CubeSat hacia la estación terrestre. La señal debe amplificarse para poder ser detectada por la antena instalada en Tierra. Existen amplificadores diseñados específicamente para ser utilizados en la etapa final de transmisión; diseñados para aplicaciones comerciales, de radios industriales, de banda ISM, transmisiones de teléfonos celulares, amplificadores de GSM/EDGE, entre otras.

Cuadro XIV. Alternativas de amplificadores RF para el CubeSat y sus características.

**CARACTERÍSTICAS DEL AMPLIFICADOR RF**

Modelo	Consumo de Potencia (mW)	Ganancia (dB)	Tamaño (Pins)	Rango de Frecuencias (MHz)	Costo (\$)	Potencia Máx de Salida (dBm)
RF2117	4070	33	16	400-500	6	33
THS9001	370	15.5	6	50-750	1.5	20.6
RF2104	1850	28	16	400-1000	4	27
AH117	740	15	4	400-2200	5	24
RF6886	1404	33	24	100-1000	8.36	35

El Cuadro XIV presenta los cinco amplificadores que fueron seleccionados como alternativas de diseño para escoger el amplificador RF a utilizar en el CubeSat. Así mismo, se presentan las características principales de cada alternativa (las características fueron tomadas de las hojas de datos respectivas). El costo de cada alternativa se tomó del proveedor y distribuidor de equipo electrónico Digikey™, ya que la universidad cuenta con facilidad de compra de componentes con este distribuidor (no está contemplado el costo de envío hacia Guatemala).

3) **Transceptor.** El transceptor es el componente encargado de la transmisión y recepción de datos/comandos desde/hacia el CubeSat. Sin este componente no se podría tener ninguna comunicación entre el CubeSat y la estación en Tierra.

Cuadro XV. Alternativas de transceptores para el CubeSat y sus características

Modelo	Consumo de Potencia en RX (mW)	Consumo de Potencia en TX (mW)	Salida RF (mW)	Rango de Frecuencias (MHz)	Tamaño (pines)	Costo (\$)	Data Rate Máx (bps)
<b>Alinco DJ-C5T</b>	152	1140	300	420-450	56*94*11	180	9600
<b>Chipcon CC400</b>	66.6	255	32	300-500	28	10.84	9600
<b>Chipcon CC1101</b>	51.3	87.6	10	300-1000	20	4.75	250000
<b>MHX 2400</b>	1000	3500	1000	2400	32	20	115200
<b>ADF7021</b>	70.2	83.8	30	160-650	48	2.88	32800

El Cuadro XV presenta los cinco transceptores, junto con sus características, que fueron seleccionados como alternativas de diseño para escoger el transceptor a utilizar en el CubeSat. Las alternativas fueron seleccionadas a partir del Cuadro V, porque los transceptores allí analizados ya fueron utilizados en CubeSats existentes. Sus características se obtuvieron de las hojas de datos respectivas. Al igual que con los amplificadores, el precio de las alternativas se tomó del listado de precios del distribuidor Digikey™ (sin contemplar el costo de envío).

4) **TNC.** El TNC es el componente que controla los datos de envío y recepción en el satélite. De igual forma, está encargado de codificar y decodificar estos datos al protocolo de comunicación seleccionado. Se decidió implementar el TNC en software, en vez de utilizar hardware dedicado a ello, ya que de esta manera se puede minimizar el hardware utilizado en el subsistema y se puede disminuir la potencia consumida. Este concepto es llamado “Software Defined Radio” o por sus siglas SDR. Por otro lado, aplicando SDR para construir el TNC se puede disminuir el costo del subsistema.

Cuadro XVI. Alternativas de TNC para el CubeSat y sus características.

<b>CARACTERÍSTICAS DEL TNC</b>							
<b>Modelo</b>	<b>Velocidad del CPU (MIPS)</b>	<b>Consumo de Potencia (mW)</b>	<b>Tamaño (Pines)</b>	<b>Memoria de Programa (KB)</b>	<b>Costo (\$)</b>	<b>RAM (Bytes)</b>	<b>EEPROM (Bytes)</b>
PIC18LF6720	6.25	925	64	128	11.33	3840	1024
PIC18F14K22	16	740	20	16	2.25	512	256
PIC16F887	5	351.5	40	14	2.7	368	256
ARM STM32F415RG	168	540	40	1024	29	192000	-

El Cuadro XVI presenta las cuatro alternativas de controladores junto con sus características de operación, de entre las cuales se escogerá el controlador que implemente el TNC para el CubeSat. El costo de cada opción fue tomado del listado de precios del distribuidor Digkey™ (sin contemplar el costo de envío).

5) **Protocolo de comunicación.** Para la compatibilidad con equipos de radioaficionados existentes y ampliamente utilizados alrededor del mundo, los datos se envían utilizando el protocolo de comunicación AX.25 (usando UI Frames del mismo). El protocolo AX.25 es una especificación para la transmisión de datos digitales en paquetes sobre frecuencias de radio. Desarrollado por radioaficionados, este protocolo es simple y confiable. Adicionalmente, permite transmitir una razonable cantidad de datos en un pequeño período de tiempo. Al usar frecuencias de radioaficionados se obtiene la ventaja de tener estaciones terrestres redundantes dentro de la comunidad de la radio afición. En lugar de tener una única estación terrestre dedicada al CubeSat, se tiene una red de miles de radioaficionados con equipo y capacidades similares para poder ubicar y compartir datos con el satélite (Beech, Nielsen, & Taylor, 1998) (Noe, 2004).

A continuación se presenta una breve descripción de la construcción de los paquetes de datos utilizando el protocolo AX.25.

Cuadro XVII. Construcción de paquetes de datos U y S usando el Protocolo de Comunicación AX.25.

Construcción de los campos U y S					
Flag	Dirección	Control	Info	Frame Check Sequence (FCS)	Flag
1111110	112/224 Bits	8/16 Bits	N*8 Bits	16 Bits	1111110

(Beech, Nielsen, &amp; Taylor, 1998)

Cuadro XVIII. Construcción de paquetes de datos I usando el Protocolo de Comunicación AX.25.

Construcción del campo I						
Flag	Dirección	Control	Protocol Identifier Field (PID)	Info	Frame Check Sequence (FCS)	Flag
1111110	112/224 Bits	8/16 Bits	8 Bits	N*8 Bits	16 Bits	1111110

(Beech, Nielsen, &amp; Taylor, 1998)

b. **Matriz de decisión.** A continuación se muestran las matrices de decisión realizadas para el subsistema de comunicaciones. Cada uno de ellos muestra las alternativas de diseño, las características antes mencionadas para cada elemento, y la normalización de cada uno. Los valores normalizados de las variables se encuentran dentro de un rango de 1 a 10, siendo 1 el menos deseado o malo y 10 el más deseado o mejor. En cada una de las tablas se marca en color amarillo la mejor alternativa, esto es, la elección como componente final para el subsistema.

## 1) Antena

Cuadro XIX. Matriz de decisión para seleccionar la antena del CubeSat.

TABLA DE FACTORES DE PONDERACIÓN			VALORES DE VARIABLES NORMALIZADOS									
	VARIABLE	PESO (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	Ganancia (dB)	4	1.5									7
2	Banda de Frecuencia IEEE (MHz)	2	30 - 8000					30 - 27000				
3	Tamaño (mm*mm)	4	20*20			10*10			5*5			
4	Polarización	2	Lineal					Circular				
5	Peso (g)	3	100									10
6	Facilidad de Construcción	3	1									10
7	3dB Beamwidth (°)	2	50									100

TABLA DE ESTUDIOS DE INTERCAMBIO					
Antena de Dipolo		Antena de Agujero "Slot"		Antena de Parche	
NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL
3	12	8	32	9	36
5	10	10	20	10	20
10	40	6	24	4	16
5	10	5	10	10	20
9	27	6	18	3	9
9	27	2	6	4	12
6	12	6	12	10	20
	138		122		133

Dado que uno de los principales requisitos a cumplir es el de tamaño de los componentes seleccionados, se asignó un peso mayor a la variable de “Tamaño”. De igual forma, mientras más ganancia aporta la antena a la señal al momento de transmitir datos, mejor es para el subsistema. Es por ello que también se le asignó un peso de 4 a la variable “Ganancia”.

## 2) Amplificador RF

Cuadro XX. Matriz de decisión para seleccionar el amplificador RF del CubeSat

TABLA DE FACTORES DE PONDERACIÓN			VALORES DE VARIABLES NORMALIZADOS									
	VARIABLE	PESO (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	Consumo de Potencia (mW)	4	4070									370
2	Ganancia (dB)	4	15									33
3	Tamaño (Pines)	2	24									4
4	Rango de Frecuencias (MHz)	3	0-100		0-1000				0-2000			
5	Precio (\$)	2	8.5									1.5
6	Potencia Máx de Salida (dBm)	3	20.5									35

TABLA DE ESTUDIOS DE INTERCAMBIO									
RFMD RF2117 (CalPoly CP2)		THS9001 (VHF Beacon)		RF2104 (StenSat)		AH117 (PW-Sat)		RF6886	
NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL
1	4	10	40	5	20	7	28	6	24
10	40	1	4	8	32	1	4	10	40
4	8	8	16	4	8	10	20	1	2
2	6	5	15	5	15	9	27	6	18
4	8	10	20	7	14	5	10	1	2
8	24	1	3	6	18	4	12	10	30
	90		98		107		101		116

De igual forma que con la selección de antena, mientras más ganancia aporta el amplificador a la señal es más fácil recibirla en la estación terrestre, es por ello que se le asignó el mayor valor a la variable “Ganancia”. Por otro lado, dadas las restricciones de potencia del CubeSat, es necesario consumir la menor cantidad de potencia en cada elemento. Es por esto que se le asignó el mayor valor a la variable “Consumo de Potencia”.

## 3) Transceptor

Cuadro XXI. Matriz de decisión para seleccionar el transceptor del CubeSat.

TABLA DE FACTORES DE PONDERACIÓN			VALORES DE VARIABLES NORMALIZADOS									
	VARIABLE	PESO (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	Consumo de Potencia en RX (mW)	4	1000									50
2	Consumo de Potencia en TX (mW)	4	3500									80
3	Salida RF (mW)	3	10									1000
4	Frecuencia (MHz)	4	0-50	0-300			0-700					
5	Tamaño (pines)	3	48									20
6	Precio (\$)	3	180									2.88
7	Data Rate Máx (bps)	2	9600									250000

TABLA DE ESTUDIOS DE INTERCAMBIO									
Alinco DJ-C5T (CalPoly CP1)		Chipcon CC400 (CalPoly CP2)		Chipcon CC1101		MHX 2400 (SCAT)		ADF7021 (SCAT++)	
NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL
8	32	9	36	10	40	1	4	9	36
5	20	8	32	9	36	1	4	9	36
4	12	2	6	1	3	10	30	2	6
2	8	5	20	10	40	1	4	8	32
1	3	7	21	10	30	5	15	1	3
1	3	7	21	8	24	6	18	10	30
1	2	1	2	10	20	8	16	3	6
	80		138		193		91		149

\*Voltaje Mín Operación = 4.9V

Se asignó el mayor valor a las variables “Consumo de Potencia en Recepción” y “Consumo de Potencia en Transmisión” porque se requiere consumir la menor cantidad de potencia en cada componente. Además, ya que uno de los parámetros críticos del sistema es el transmitir/recibir usando la frecuencia de 433MHz, también se le asignó el mayor valor a la variable “Frecuencia”.

4) TNC. Al igual que para los componentes anteriores, es necesario consumir la menor cantidad de potencia posible. Es por ello que se asignó el mayor valor a la variable “Consumo de Potencia”. Por otro lado, dado que se implementará el TNC en software, es necesario tener la mayor cantidad de memoria de programa disponible, es por ello que se asignó el mayor valor a las variables “Memoria de Programa” y “RAM”.

Cuadro XXII. Matriz de decisión para seleccionar el TNC del CubeSat.

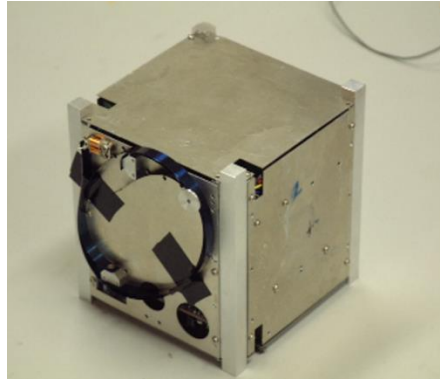
TABLA DE FACTORES DE PONDERACIÓN			VALORES DE VARIABLES NORMALIZADOS									
	VARIABLE	PESO (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	Velocidad del CPU (MIPS)	3	5									168
2	Consumo de Potencia(mW)	4	925									350
3	Tamaño (Pines)	3	64									20
4	Memoria de Programa (KB)	4	14									1024
5	Precio (\$)	2	29.00									2.25
6	EEPROM (Bytes)	2	256									1024
7	RAM (Bytes)	4	368									192000

TABLA DE ESTUDIOS DE INTERCAMBIO							
PIC18LF6720 (CalPoly CP2)		PIC18F14K22		PIC16F887 (Arizona)		ARM STM32F415RG	
NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL	NORMALIZADO	TOTAL
3	9	4	12	1	3	10	30
1	4	4	16	10	40	6	24
1	3	10	30	5	15	5	15
4	16	2	8	1	4	10	40
6	12	10	20	9	18	1	2
10	20	1	2	1	2	1	2
6	24	3	12	1	4	10	40
	88		100		86		153

### c. Validación de alternativa seleccionada

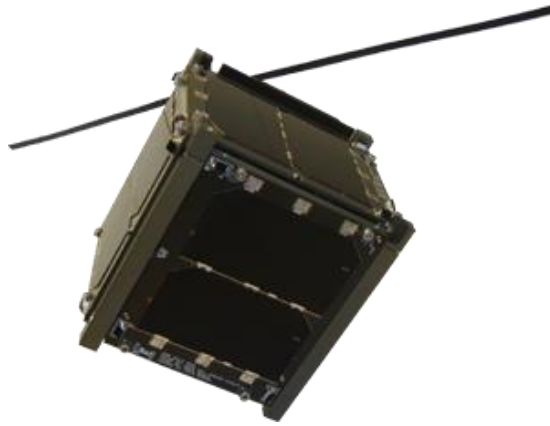
1) **Antena.** De las características o variables analizadas en el Cuadro XIX se les asignó un peso mayor a “Ganancia” y “Tamaño”. La antena de dipolo posee un tamaño pequeño, pero su ganancia no es muy alta. De forma contraria, la antena de parche o “Patch Antenna” posee una ganancia alta, pero su tamaño es relativamente grande (placa de aproximadamente 10cm x 10cm, la cual ocuparía toda una cara del CubeSat para ser instalada). Podría decirse que analizando estas dos variables la mejor alternativa es la antena de agujero o “Slot Antenna”, la cual posee un tamaño similar a la de parche y una ganancia media-alta. Sin embargo, esta alternativa posee desventaja al analizar las variables “Peso” y “Facilidad de Construcción”, a las cuales se les asignó un peso de 3. Analizando estas dos últimas variables, la mejor alternativa sería la antena de dipolo. Luego de este análisis, se decidió utilizar la alternativa de antena de dipolo. Validando la decisión debido a su pequeño tamaño, poco peso y facilidad de construcción (a pesar de que la ganancia que aporta no es muy alta). La mayoría de CubeSats existentes y en funcionamiento utilizaron este tipo de antena para transmitir datos desde el satélite. A continuación se muestran algunos ejemplos en donde se aplica la antena de dipolo.

Figura 38. Antena de Dipolo instalada en el CubeSat XI-II.



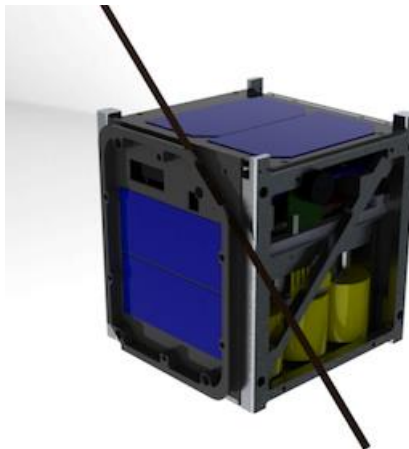
*(University of Tokyo, 2001)*

Figura 39. Antena de Dipolo instalada en el CubeSat CP2.



*(PolySat, n.d.)*

Figura 40. Antena de Dipolo instalada en el CubeSat CP5.



*(PolySat, n.d.)*

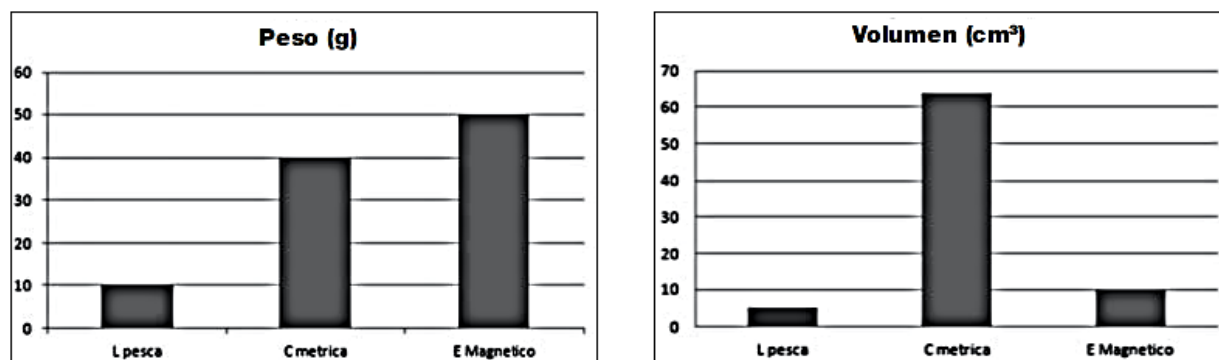
Una de las capacidades que debe tener el CubeSat es la de enviar o transmitir datos desde el satélite hasta la estación terrestre, esto debe realizarse a través de la antena. Sin embargo, dado que luego del análisis realizado se decidió utilizar una antena de dipolo para el CubeSat, este no puede enviarse al espacio con la antena desplegada. Esto tanto por restricciones del CDS y de los vehículos de envío, como por restricciones de tamaño. Es aquí donde surge la idea y la necesidad de utilizar un mecanismo que despliegue la antena al estar el satélite ya en órbita. Este mecanismo permite que la antena sea doblada y permanezca de esta forma durante el lanzamiento y viaje del satélite hasta que este está en órbita.

Existen tres diferentes mecanismos de despliegue utilizados en CubeSats. Cada uno de ellos se describe brevemente a continuación:

- Mecanismo de despliegue mediante línea de pesca: la antena se une al CubeSat mediante una línea de pesca o nylon. Para romper la línea de pesca se utiliza un alambre de cromo níquel (Cable de Nicromo), que se enrolla alrededor de un trozo del nylon. Normalmente esto se hace en dos lugares para formar un sistema redundante. Si una bobina no rompe el hilo, existe una segunda bobina que puede quemarlo. La línea de pesca es rota por la aplicación de voltaje a través del alambre de cromo níquel.
- Mecanismo de despliegue mediante émbolo magnético: basado en el funcionamiento de las válvulas de solenoide. Este tipo de válvula es controlada variando la corriente que circula a través de un solenoide; tal corriente genera un campo magnético que atrae un émbolo móvil. Al finalizar el efecto del campo magnético, el émbolo vuelve a su posición original. El poner en contacto la antena con un émbolo magnético permite sujetarlas hasta que circule un flujo de corriente a través del electroimán, soltando así el émbolo y produciendo el despliegue de la antena.
- Mecanismo de despliegue mediante cápsula de cinta métrica: este mecanismo consta de una capsula o cubierta donde se encuentra enrollada la cinta métrica, la cual debe desplegarse o desenrollarse mediante la rotación del cilindro interno donde se encuentra alojada. (Jiménez, Gómez, & Aparicio, 2013)

A continuación se presenta una comparativa de los pesos y volúmenes ocupados por cada uno de los mecanismos de despliegue descritos anteriormente. Esta comparativa se realizó con datos de proyecto realizados anteriormente.

Figura 41. Comparativa mecanismos de despliegue de la antena.



(Jiménez, Gómez, & Aparicio, 2013)

A partir de los datos recopilados en la Figura 41, se puede concluir que los mecanismos de émbolo magnético y cápsula de cinta métrica son ineficientes para un satélite con las restricciones de peso y volumen limitadas como lo es el CubeSat. En cambio, el mecanismo de línea de pesca se presenta como la mejor opción para un prototipo de CubeSat. Este mecanismo posee un tamaño pequeño, poco peso, bajo consumo de potencia (300mA-800mA a 3V), y un tiempo de despliegue inferior a 10 segundos. Es por ello que se utilizó el Mecanismo de Despliegue mediante Línea de Pesca para desplegar la antena del CubeSat.

2) **Amplificador RF.** De las características o variables analizadas en el Cuadro XX se les asignó un peso mayor a “Ganancia” y “Consumo de Potencia”. Analizando únicamente estas dos variables se puede ver que las mejores alternativas son los componentes RF2104 (utilizado en el StenSat) y el RF6886, el cual es la versión actual del RF2104. Si se analiza la variable “Potencia Máxima de Salida”, las mejores alternativas son los componentes RF2117 (utilizado en el CP2 de Cal Poly) y el RF6886. Esta variable es importante porque influye en la calidad de comunicación (discutido en el “Link Budget” presentado posteriormente). Luego de este análisis, se puede ver que la mejor alternativa es el componente RF6886. Esto a pesar de que su precio es mayor al de los demás componentes (aunque un precio de \$8.5 es pequeño para el proyecto completo) y que su tamaño es el mayor (aunque sigue siendo un componente electrónico de superficie con un empaquetado QFN de 4mm x 4mm).

3) **Transceptor.** De las características o variables analizadas en el Cuadro XXI se les asignó un peso mayor a “Frecuencia de Operación” y “Consumo de Potencia en Transmisión/Recepción”. Si se analizan estas variables se puede ver que las mejores alternativas son los componentes ADF7021 (utilizado en el SCAT del Naval PostGraduate School CubeSat Program) y el Chipcon CC1101 (transceptor construido por Texas Instruments™). Si se analiza la variable “Potencia RF de Salida” la mejor alternativa sería el MHX2400 (también utilizado en el SCAT), sin embargo este componente tiene la gran desventaja de que su voltaje mínimo de operación es de 4.9V. Luego de realizar pruebas se concluyó que esto no puede ser suministrado fácilmente por el subsistema de potencia, por lo que esta alternativa se descartó. Ahora si se analizan las variables “Tamaño” y “Precio” se puede ver que la mejor alternativa es el Chipcon CC1101. Es por ello que, luego de este análisis, se puede validar la decisión de utilizar el transceptor CC1101. Este presenta las mejores características para la mayoría de variables analizadas y esto se ve claramente en el resultado de la matriz de decisión.

4) **TNC.** De las características o variables analizadas en el Cuadro XXII se les asignó un peso mayor a “Consumo de Potencia”, “Memoria de Programa” y “RAM”. Para estas variables se ve claramente que el mejor componente es el STM32F415RG. Luego tienen un peso medio las variables de “Velocidad del CPU” y “Tamaño”. Para estas variables las mejores opciones de componente son el PIC18F14K22 y el STM32F415RG. Dado esto se concluyó que la mejor alternativa es el micro controlador STM32F415RG. Este componente posee una gran

ventaja dado que es un micro controlador de 32-bits y los demás son micro controladores de 8-bits, esto hace que su rendimiento se mejor. Sin embargo, posee la desventaja de tener un precio mucho más alto.

d. **Diseño final.** Luego de realizar la matriz de decisión se obtiene como resultado el conjunto de componentes, de entre todas las alternativas, que cumplen con los requisitos y especificaciones planteadas de la mejor manera. En el Cuadro XXIII se presenta cada uno de los componentes seleccionados. Con ellos se planteó el primer prototipo del subsistema.

Cuadro XXIII. Selección de componentes del subsistema de comunicaciones para el CDR.

Componentes del subsistema de comunicaciones				
Antena	Amplificador RF	Transceptor	TNC	Protocolo
Antena de Dipolo	RF6886	Chipcon CC1101	STM32F415RG	AX.25

Cada uno de los componentes electrónicos fue solicitado para compra usando el distribuidor Digikey™ con el contacto provisto por la universidad. Sin embargo, el distribuidor fue incapaz de suministrar el micro controlador STM32F415RG luego de más de dos meses de espera. Fue entonces necesario suplir la falta de este componente con un micro controlador a disposición y que cumpliera con los requisitos establecidos. Es por ello que se propuso la alternativa de utilizar la plataforma de desarrollo Arduino UNO, la cual utiliza como componente principal el micro controlador ATmega328. Las características del micro controlador se describen a continuación.

Cuadro XXIV. Características del micro controlador ATmega328.

#### CARACTERÍSTICAS DEL TNC

Modelo	Velocidad del CPU (MIPS)	Consumo de Potencia (mW)	Tamaño (Pines)	Memoria de Programa (KB)	Precio (\$)	RAM (Bytes)	EEPROM (Bytes)
ATmega328	20	660	28	32	3.95	2000	1000

Este micro controlador tiene características similares, e incluso mejores, a las demás alternativas propuestas con anterioridad. Y además tiene la ventaja que está a disposición inmediata para su uso. Es por ello que se tomó la decisión de utilizarlo para suplir al componente anterior e implementar en él el software TNC.

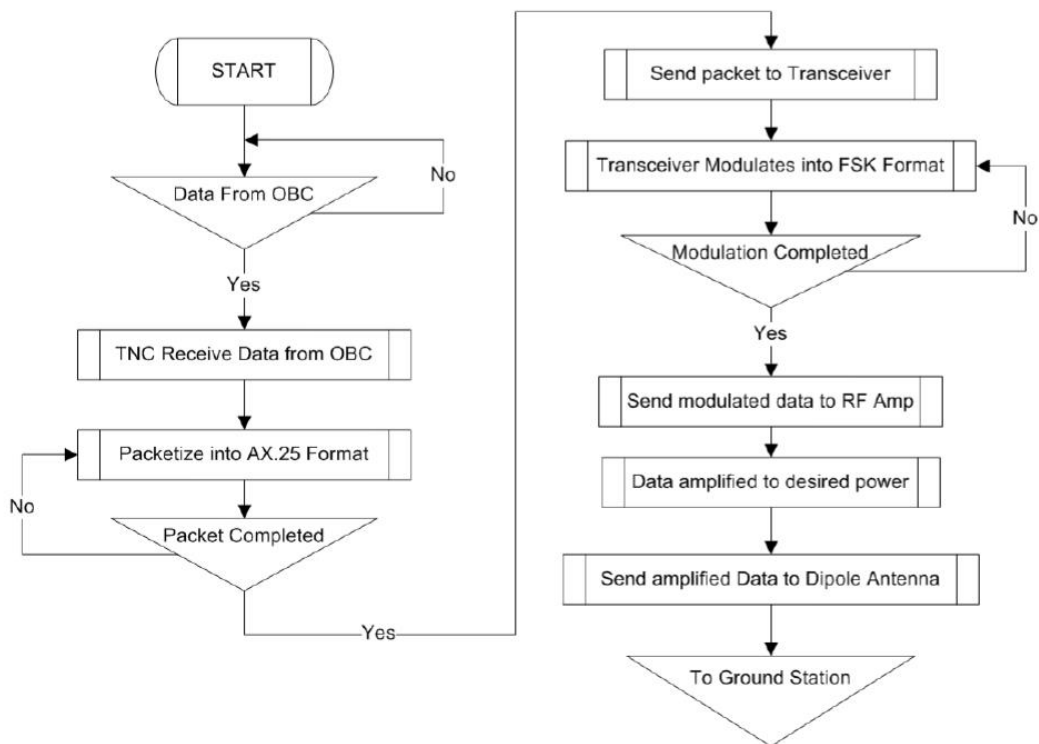
A continuación se presenta la selección final de componentes que conforman el prototipo del subsistema de comunicaciones.

Cuadro XXV. Selección final de componentes para el subsistema de comunicaciones del CubeSat.

Componentes del subsistema de comunicaciones				
Antena	Amplificador RF	Transceptor	TNC	Protocolo
Antena de Dipolo	RF6886	Chipcon CC1101	ATmega328	AX.25

Por último, a partir de la Figura 5 se diseñaron los modos de operación finales del subsistema, tanto para Downlink como para Uplink. En los cuales se describe la operación del subsistema en forma detallada. A continuación se presenta el diseño de los modos de operación en forma de diagramas de flujo.

Figura 42. Diagrama de flujo de Downlink para el CubeSat.

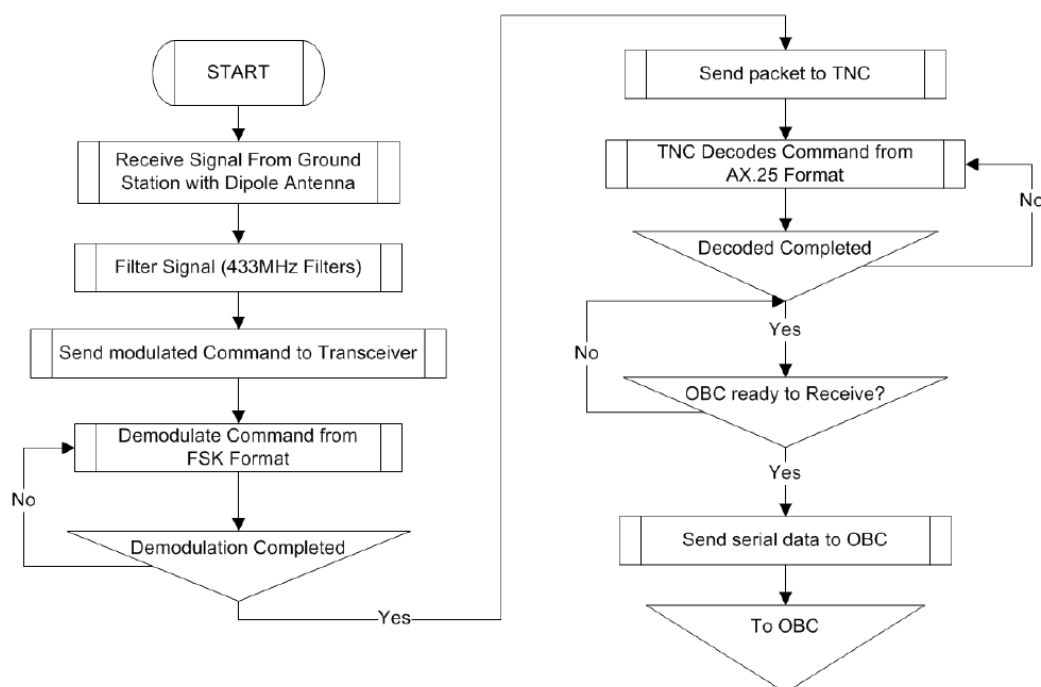


Para el modo de Downlink, la operación del subsistema se puede resumir en los puntos siguientes:

- El TNC recibe los datos de telemetría desde la computadora de a bordo (OBC), los codifica al formato AX.25 y los envía al transceptor.

- El transceptor recibe los datos codificados y los modula usando la modulación GFSK, luego los envía al amplificador RF.
- Luego de que la señal es amplificada, los datos son recibidos por la antena de dipolo. Esta envía la señal electromagnética al espacio libre, para luego ser detectada por la estación terrestre.

Figura 43. Diagrama de flujo de Uplink para el CubeSat.



Para el modo de Downlink, la operación del subsistema se puede resumir en los puntos siguientes:

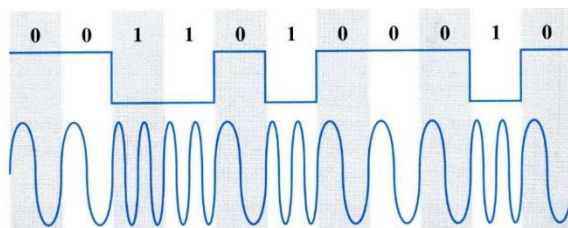
- La antena de dipolo recibe la onda electromagnética enviada desde la estación en Tierra y la envía a una etapa de filtrado de la señal.
- El transceptor recibe la señal modulada en formato GFSK desde la etapa de filtrado. Este demodula la señal y envía los paquetes de datos hacia el TNC.
- El TNC recibe los paquetes de datos y los decodifica del formato AX.25. Luego envía los datos, que son comandos desde la estación en Tierra, hacia el OBC.

La modulación es un proceso mediante el cual una señal es utilizada para variar una característica de la señal portadora. La señal contiene los datos a ser transmitidos; los cuales son normalmente digitales. Si se considera, por ejemplo, una señal portadora de 3GHz la cual se enciende y se apaga a una velocidad 1000 veces por segundo, se puede decir que la señal está siendo modulada con una frecuencia de 1kHz. El encender y apagar la señal puede ser

desastroso para la aeronave, sin embargo, cambiar o modular la amplitud o fase de la misma es aceptable. La modulación de 1MHz es llamada señal subportadora. La demodulación es el proceso mediante el cual se detecta la señal subportadora y se procesa la misma separadamente de la señal portadora. En este proceso se detectan cambios binarios de la fase, los cuales se decodifican en datos digitales para ser procesados. El componente que realiza estos procesos es llamado modem, del inglés modulator-demodulator. Técnicas de modulación de amplitud, frecuencia y fase son normalmente utilizadas para transmitir datos digitales (Brown C. , 2002).

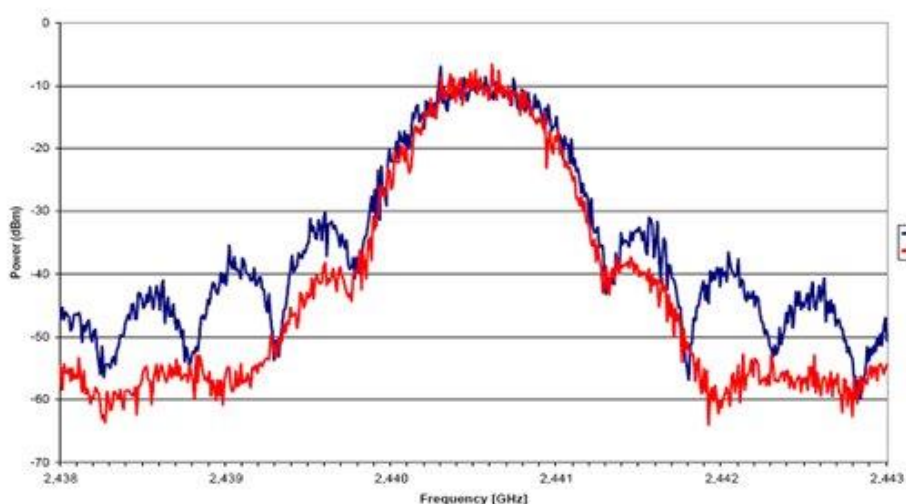
La Modulación por Desplazamiento de Frecuencia Gaussiana (del inglés Gaussian Frequency Shift Keying o GFSK) es una técnica de modulación de la señal portadora a través de la frecuencia. En esta modulación un uno lógico es representado mediante una desviación positiva (incremento) de la frecuencia de la señal portadora, y un cero lógico es representado mediante una desviación negativa (decremento) de la misma. Esto es ejemplificado en las siguientes figuras.

Figura 44. Modulación por desplazamiento de frecuencia gaussiana, GFSK.



(Brown C. , 2002)

Figura 45. Comparativa entre la modulación GFSK y la modulación FSK.



(Texas Instruments Incorporated, 2014)

La modulación GFSK es la modulación implementada por el transceptor para transmitir datos, y de igual forma se debe demodular la señal portadora de la modulación GFSK para recibir comandos en el CubeSat. El transceptor puede

implementar otro tipo de modulaciones (2-FSK, 4-FSK, MSK, OOK, ASK), sin embargo el transceptor presenta mejor desempeño al utilizar la modulación GFSK. Además, la mayoría de características de desempeño del transceptor presentadas en su hoja de datos son aseguradas por el fabricante si se utiliza la modulación GFSK. Estas son las razones principales por las cuales se utilizó la modulación GFSK al transmitir/recibir datos en el CubeSat.

Luego de definir a totalidad el diseño final del subsistema de comunicaciones, se implementó el mismo en el software de diseño asistido por computadora Altium Designer Summer 09™. Con el cual se diseñaron y crearon los esquemáticos del circuito final, en el que se implementó el subsistema de comunicaciones. De igual forma, usando este software se creó el prototipo inicial de la placa electrónica (del inglés Printed Circuit Board o PCB) que implementa tales circuitos.

e. **Pruebas.** Luego de completar el diseño, el subsistema de comunicaciones debe ser capaz de funcionar bajo los requerimientos, especificaciones y parámetros establecidos. Para realizar una evaluación del diseño del subsistema se construyó una Matriz de Evaluación del Diseño (del inglés Design Evaluation Matrix o por sus siglas DEM), en la cual se describen las pruebas a realizar del subsistema y los resultados de las mismas. Al completar cada una de las pruebas de manera aceptable se puede asegurar que el diseño del subsistema ha cumplido con los requerimientos planteados.

Cuadro XXVI. Formato matriz de evaluación del diseño.

MATRIZ DE EVALUACIÓN DEL DISEÑO			
#	PRUEBA	ESTADO	FECHA
1	Codificar paquetes AX.25		
2	Decodificar paquetes AX.25		
3	Verificar modulación GFSK		
4	Verificar demodulación GFSK		
5	Codificar y transmitir paquetes AX.25		
6	Recibir y decodificar paquetes AX.25		
7	Medir consumo de potencia en modo TX		
8	Medir consumo de potencia en modo RX		
9	Verificar 3 señales de "despliegue de la antena"		
10	Desplegar antena en prototipo de estructura impresa en 3D		
11	Desplegar antena en estructura real		

A continuación se describe de forma detallada cada una de las pruebas realizadas y la forma en que estas fueron realizadas.

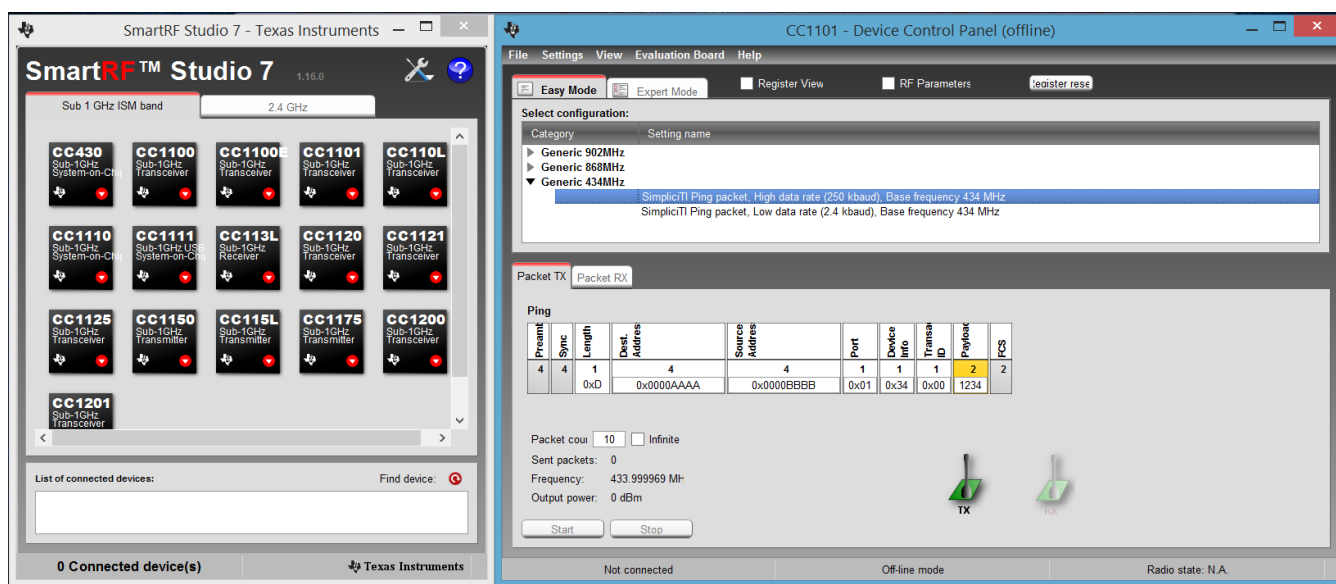
Las pruebas 1-2 de la DEM hacen referencia al buen funcionamiento del TNC implementado en software. Estas pruebas confirman que el código implementado en el micro controlador funciona de manera correcta, codificando/decodificando los paquetes de datos. Como se puede ver en los Cuadro XVII y Cuadro XVIII, el protocolo AX.25 provee un campo de chequeo de la secuencia de datos (del inglés Frame Check Sequence o por sus siglas FCS), con el cual se puede verificar si los datos contenidos en un paquete fueron alterados. Al realizar la prueba 1 de la DEM se utilizó este campo de FCS para confirmar que los datos fueran codificados en paquetes, y que los mismos no fueran alterados. De igual forma, al realizar la prueba 2 de la DEM se confirmó que los paquetes de datos fueran decodificados correctamente y que los mismos no estuvieran alterados.

Además, para simular de manera simple situaciones de la vida real donde los datos fueron alterados o son datos inválidos, se planteó realizar pruebas usando paquetes de datos vacíos, paquetes con ancho máximo, y paquetes con codificación incompleta.

Las pruebas 3-4 de la DEM hacen referencia al funcionamiento del Transceptor CC1101. Para este componente se utilizó un módulo de evaluación (Evaluation Module), específicamente el módulo de evaluación CC1101EMK433 (Texas Instruments Incorporated, 2014). Este módulo de evaluación es provisto por el fabricante para realizar pruebas iniciales e interfazar el componente con cualquier micro controlador. Este módulo permite realizar mediciones de RF del componente y permite desarrollar un prototipo del subsistema, ya que posee el circuito necesario para hacer funcionar el transceptor a una frecuencia de 433MHz. Las características del módulo de evaluación utilizado se pueden encontrar en la hoja de datos provista por el fabricante (Texas Instruments Incorporated, 2014). Dado que este es un componente que funciona por sí solo, es necesario únicamente verificar que el funcionamiento sea el esperado. Es decir, es necesario únicamente comprobar que el transceptor esté transmitiendo/recibiendo la señal de datos, y que esté modulando la señal usando la modulación GFSK.

Estas pruebas se realizaron en el laboratorio utilizando un osciloscopio y el software de configuración “SmartRF Studio”. Este software es una aplicación creada por Texas Instruments™ que puede utilizarse para evaluar y configurar una gran variedad de transceptores fabricados por TI, incluyendo el transceptor CC1101. Esta aplicación fue especialmente útil para generar los valores de configuración de los registros del transceptor. Las características del software y una versión gratuita del mismo pueden encontrarse en el siguiente link: <http://www.ti.com/tool/smartrfm-studio>. A continuación se presenta una vista general del software SmartRF Studio.

Figura 46. Vista principal de SmartRF Studio para configurar el transceptor CC1101.



Las pruebas 5-6 de la DEM hacen referencia al buen funcionamiento del TNC y del transceptor CC1101, como un conjunto de componentes. Estas pruebas fueron realizadas luego de cumplir con las pruebas mencionadas anteriormente. Es decir, luego de que el software implementado fuera capaz de codificar/decodificar paquetes de datos al formato AX.25 y que el transceptor fuera capaz de transmitir/recibir señales de datos (aplicando la modulación GFSK), se acoplaron ambos sistemas. Se configuraron un componente transmisor y un componente receptor. Ambos integrados por un micro controlador programado para codificar paquetes de datos y un transceptor. Y luego se realizaron pruebas de transmisión y recepción de datos codificados. El componente transmisor recibía una entrada de datos del usuario y enviaba los paquetes codificados hacia el componente receptor. El componente receptor obtenía los paquetes enviados y los decodificaba para lograr obtener el mensaje enviado. Las pruebas iniciales se realizaron enviando un valor arbitrario, desde el componente transmisor, y verificando que el mismo valor fuera recibido por el componente receptor. El módulo de evaluación del transceptor cuenta con un conector SMA para antena, en el cual se colocaron las antenas con impedancia de 50Ω (incluidas en el módulo de evaluación). Estas antenas de monopolo se utilizaron para pruebas iniciales ya que estas tienen la ventaja de ser omnidireccionales, ayudando de esta forma a transmitir mejor la señal. Para una segunda prueba de transmisión/recepción se utilizaron las antenas de dipolo diseñadas para el prototipo final, esto para comprobar su funcionamiento y desempeño.

Las pruebas se realizaron colocando el componente transmisor y el componente receptor a una distancia de separación de 0m, 1m, 10m, 20m y 25m. Estas fueron pruebas iniciales del subsistema, por lo que se pretende aumentar la distancia de separación en futuras fases del proyecto. Incluso se puede agregar algún medio entre el transmisor y el receptor con el cual se simule las condiciones de ambiente en el espacio. Por otro lado, también se realizaron pruebas en las cuales se transmitieron/recibieron datos válidos e inválidos, comprobando el campo de FCS para cada paquete de datos. Además, se realizaron las pruebas iniciales de transmisión y recepción de datos usando las Velocidades de

Datos (del inglés Data Rates) máximas y mínimas del transceptor, 2.4kbauds y 250kbauds respectivamente. Esto para comprobar el funcionamiento del sistema para ambas velocidades de datos.

Para las pruebas 7-8 de la DEM se midió la potencia consumida por el subsistema, micro controlador y transceptor, en cada modo de operación, Downlink y Uplink. Luego de realizar estas mediciones se completó el Cuadro XXVII. Estos datos son de vital importancia tanto para el subsistema de comunicación como para el subsistema de potencia. Ambos componentes se alimentaron con 3.3V. Luego se midió la corriente consumida por ambos, variando el Data Rate de la conexión. Así mismo, se realizó la medición de consumo de potencia del circuito de control del mecanismo de despliegue de la antena.

Cuadro XXVII. Formato pruebas de potencia del subsistema de comunicaciones.

PRUEBAS DE POTENCIA					
#	MODO		VOLTAJE (V)	CORRIENTE (mA)	POTENCIA (mW)
7	Transmisión	250kBaud			
		2.4kBaud			
8	Recepción	250kBaud			
		2.4kBaud			
*	Despliegue Antena	---			

Para las pruebas 9 a 11 de la DEM, se construyó un prototipo de la estructura del CubeSat usando una impresora 3D REPRAP PRUSA. Esto para poder comprobar que el tamaño de las placas electrónicas del subsistema fuera el adecuado para la estructura, y además para poder comprobar el funcionamiento del mecanismo de despliegue de la antena.

Se imprimieron cada una de las placas que componen la estructura por separado (Top Plate, Bottom Plate, 2 Side Plates A, 2 Side Plates B) (ver CubeSat Exploded Projection del Subsistema Mecánico), y luego se ensamblaron utilizando pegamento “Loctite Super Bonder”. Se dejó sin pegar únicamente la Top Plate, esto para poder introducir las placas electrónicas dentro del modelo y para poder manejar de mejor manera el mismo. La antena de dipolo fue acoplada a la estructura en la Bottom Plate usando dos placas de acople impresas también en la impresora 3D del departamento. Las placas y la antena fueron aseguradas a la estructura utilizando dos tornillos de acero inoxidable. En estos extremos de cada uno de los dipolos se realizaron tres agujeros, dos para introducir los tornillos que sujetan la antena con las placas a la estructura y uno para unir el cable coaxial con la antena. Luego de acoplar la antena en la Bottom Plate de la estructura, esta fue doblada hacia arriba, para asegurarla en la Top Plate. A continuación se presenta una figura que ejemplifica el ensamble de las antenas descrito anteriormente a la estructura del CubeSat.

Figura 47. Ensamble de la antena a la estructura del CubeSat. (Vista inferior)

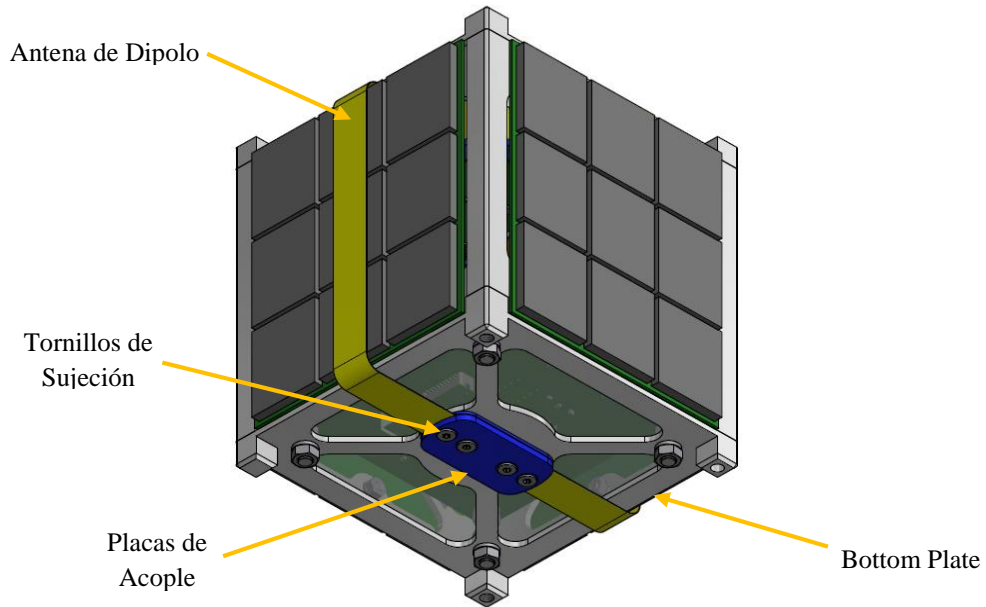
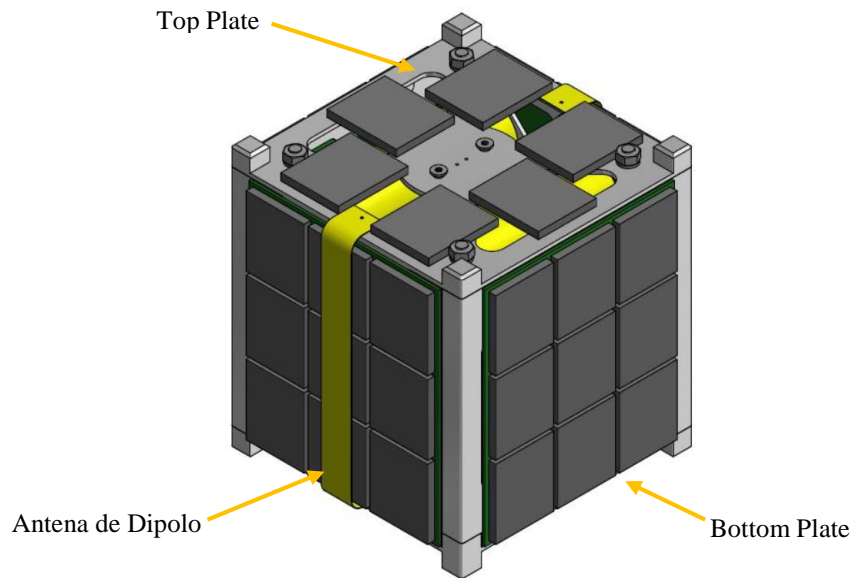


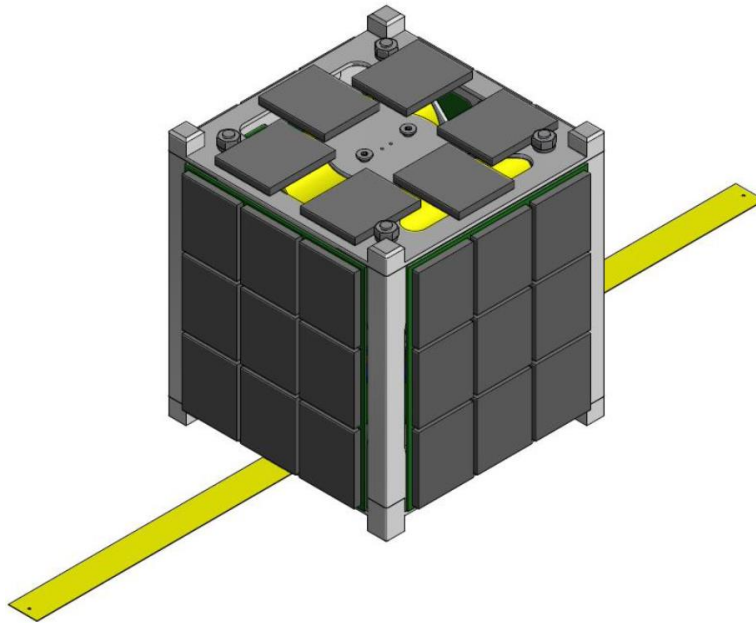
Figura 48. Ensamblaje de la antena a la estructura del CubeSat. (Vista superior)



En los otros extremos de cada uno de los dipolos se realizó un agujero, este sirve para sujetar las antenas con el hilo de pescar sobre la Top Plate. La Top Plate tiene dos agujeros (visto en la Figura 48), por los cuales sale el cable de nicromo. De igual forma, en la Top Plate se acoplaron dos tornillos, en los cuales se enrollaron el cable de nicromo y el hilo de pescar. Esto se construyó de esta forma para que al aplicar un voltaje al cable de nicromo este se caliente y,

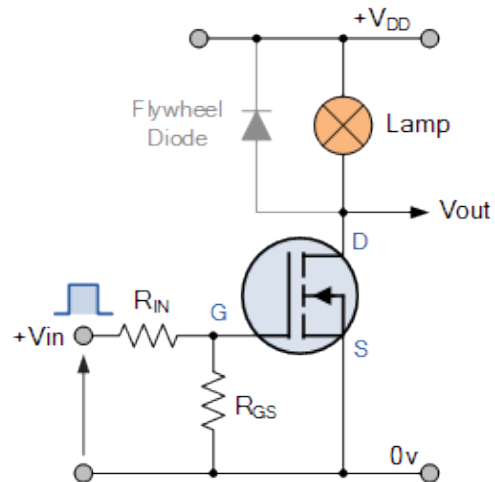
por estar unido al hilo de pescar en los tornillos, se queme el hilo de pescar, y de esta forma desplegar la antena. A continuación se presenta una figura que ejemplifica la antena luego de ser desplegada.

Figura 49. Ensamblaje del CubeSat con la antena desplegada.



Se realizaron pruebas iniciales acoplando la antena a esta estructura, verificando que el mecanismo de despliegue de la antena funcione correctamente. Esta prueba se realizó bajo condiciones de laboratorio ( $\sim 1 \text{ atm}$ ,  $\sim 25 \text{ C}$ ).

Figura 50. Circuito de control del mecanismo de despliegue de la antena.



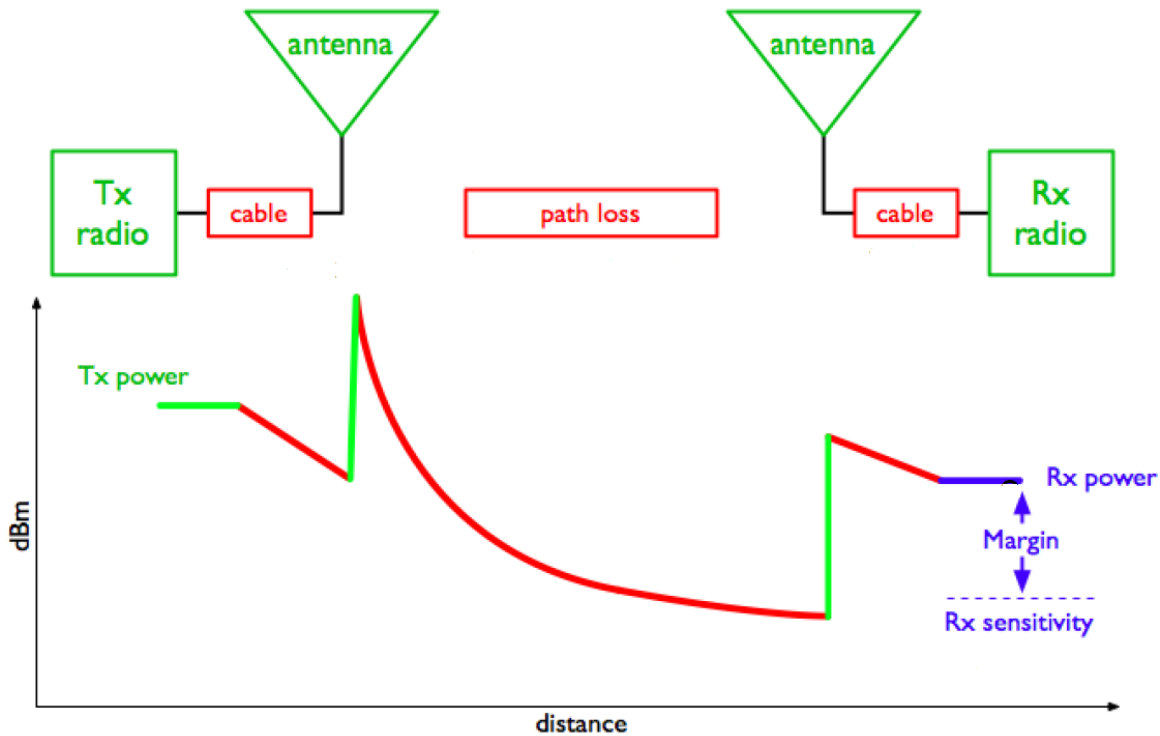
El circuito mostrado en la Figura 50 se utilizó para controlar la señal que quema el hilo de pescar y despliega la antena. Existen tres componentes principales en el circuito: la señal de control, el transistor de potencia y la carga. La señal de control es una serie de pulsos enviados desde el micro controlador, con los cuales se controla el tiempo de quemado y de espera. Se generaron 3 pulsos de “Deploy Antenna” para mitigar el riesgo de que el hilo no se queme y, por lo tanto, que la antena no se despliegue. Los pulsos están compuestos por 2 segundos en valor alto y 1 segundo en valor bajo. El transistor de potencia es el encargado de permitir un flujo de corriente a través de la carga al recibir la señal de despliegue. La carga, que en la Figura 50 está designada como “Lamp”, es el componente que quema el hilo. Para realizar esta función se utilizó Cable de Nicromo (Nichrome Wire o Resistance Wire). Las propiedades físicas del cable de nicromo, cuya resistencia inicial es baja (aproximadamente  $1.6\Omega/\text{ft}$ ), le permiten aumentar su resistencia al fluir corriente eléctrica a través de él. Y dado esto, el cable se calienta. Es esta propiedad la que se aprovecha para realizar la función de quemado del hilo y así desplegar la antena. Para estas pruebas se utilizó el cable de nicromo “Nichrome 60, 24AWG – TEMCO RW0046” (Tower Electric Motor Company). Este componente tiene una temperatura máxima de operación de  $1150^{\circ}\text{C}$ , lo cual es mucho mayor a lo necesario para quemar el hilo.

Luego de asegurar el buen funcionamiento del mecanismo, se realizó la prueba de despliegue en la estructura real del CubeSat (estructura de aluminio 7075), de igual forma bajo condiciones de laboratorio.

Para poder medir la calidad del servicio disponible para la comunicación y para calcular las distancias a las que se puede realizar una conexión utilizando el equipo propuesto se realizó un Análisis de la Conexión (del inglés Link Analysis) (Griffin & French, 2004). El propósito de realizar el análisis de la conexión es determinar si la potencia de transmisión de un diseño en específico es adecuada para transmitir satisfactoriamente los datos. El rendimiento de toda conexión de comunicaciones depende de la calidad del equipo utilizado, y una forma de cuantificar el rendimiento de tal conexión es utilizando un Presupuesto de la Conexión (del inglés Link Budget) (Wireless Network in the Developing World, 2013). En el Link Budget se tabulan de manera sistemática todas las ganancias y pérdidas durante la conexión, luego se realiza el análisis de la conexión y se calcula el Margen de la Conexión (del inglés Link Margin). El Link Margin es la diferencia entre el nivel mínimo de la señal recibida y la potencia actual recibida. Para que exista una conexión entre el satélite y la estación terrestre, el Link Margin debe ser un valor positivo, siendo de al menos 10dB para obtener una conexión confiable. En todos los casos se debe tratar de maximizar el Link Margin.

A continuación se presenta una figura en la cual se ejemplifica una transmisión de datos desde el componente transmisor hacia el componente receptor. En ella se puede ver gráficamente lo que representa el Link Margin y cada uno de los componentes que lo afectan durante la transmisión de datos.

Figura 51. Diagrama de ejemplificación del Link Budget para una conexión de datos.



(Wireless Network in the Developing World, 2013)

En la Figura 51 se presentan los componentes básicos que influyen en el análisis de la conexión: potencias de transmisión y recepción, antenas, pérdidas en cables, y pérdidas de la trayectoria. Las ganancias se presentan en color verde y las pérdidas se presentan en color rojo. Al final de la conexión, el Link Margin de la misma se presenta en color morado.

Se cuantificaron cada una de estas ganancias y pérdidas para el subsistema de comunicaciones diseñado, tanto para el satélite como para la estación terrestre, y se tabularon en el Cuadro XXVIII.

Luego se realizó el análisis de la conexión llenando el Cuadro XXIX, el cual presenta como resultado final el Link Margin para las conexiones de Downlink y Uplink.

Un valor crítico dentro del Link Analysis es la Pérdida en el Espacio Libre (del inglés Free Space Path Loss), el cual es bastante significativo para el Link Margin resultante. Este valor se calculó utilizando la siguiente fórmula:

$$L_p = 32.45 + 20 \log D + 20 \log f \quad (1)$$

Donde,  $L_p$  = Path loss (dB),  $D$  = distancia entre componentes (km), y  $f$  = frecuencia de la señal (MHz). Para realizar el cálculo, se asumió una distancia entre el CubeSat y la estación terrestre de 400km y se tomó la frecuencia de transmisión de 433MHz.

Cuadro XXVIII. Link Budget para el CubeSat.

Ground Station	Value	Unit
Antenna Gain		dBi
Transmitting Power		dBm
Receive Sensitivity		dBm
Cables Loss		dB
Free Space Loss		dB
<b>GTCube</b>		
Antenna Gain		dBi
Transmitting Power		dBm
Receive Sensitivity		dBm
Cables Loss		dB
Free Space Loss		dB

Cuadro XXIX. Formato del Link Analysis del CubeSat.

Link Budget: GTCube to Ground Station			Link Budget: Ground Station to GTCube		
TX Power GTCube		dBm	TX Power GS		dBm
Antenna Gain GTCube		dBi	Antenna Gain GS		dBi
Cable Loss GTCube		dB	Cable Loss GS		dB
Antenna Gain GS		dBi	Antenna Gain GTCube		dBi
Cable Loss GS		dB	Cable Loss GTCube		dB
TOTAL GAIN		dB	TOTAL GAIN		dB
Space Loss @400km		dB	Space Loss @400km		dB
EXPECTED RECEIVED SIGNAL LEVEL		dBm	EXPECTED RECEIVED SIGNAL LEVEL		dBm
Sensitivity GS		dBm	Sensitivity GTCube		dBm
<b>LINK MARGIN</b>		<b>dB</b>	<b>LINK MARGIN</b>		<b>dB</b>

Los valores de potencia de transmisión, ganancia de la antena y la sensibilidad del CubeSat se obtuvieron de la hoja de datos del amplificador RF6886 (RFMD, 2014), hoja de datos de la antena de dipolo (UH at Manoa Physics Department, 2003) y hoja de datos del transceptor CC1101 (Texas Instruments Incorporated, 2014), respectivamente.

### 3. ADCS

a. Selección del método de control. Un sistema ADCS contrarresta las perturbaciones externas para evitar que estas desorienten al satélite con el pasar del tiempo. Esto se puede hacer de dos formas:

- Pasiva: valiéndose de las propiedades de inercia o magnéticas del satélite para estabilizar y minimizar los efectos de los torques externos (Wertz & Larson, Attitude Determination and Control, 1999).
- Activa: censar el movimiento causado por las perturbaciones y corregirlo aplicando torques opuestos (Wertz & Larson, Attitude Determination and Control, 1999).

La mayoría de CubeSats de primera generación implementaban un sistema de corrección de actitud pasivo (Toorian, Diaz, & Lee, 2008). El término pasivo se refiere a que el satélite no utiliza su propia energía para corregir la actitud en órbita, sino que emplea fuerzas externas como el medio principal para el control. Esto se puede lograr con imanes permanentes que interactúan con el campo magnético de la Tierra, así como con varillas desplegadas (gravity-gradient boom) que modifican el centro de gravedad del satélite. Extensa información de este método se puede encontrar en (Sidi, Gravity Gradient Stabilization, 1997).

Generalmente, el control de actitud pasivo funciona siguiendo un único patrón que se repite continuamente con el transcurso de las órbitas. Este tipo de control también está limitado únicamente a dos de los ejes del satélite, es decir que un eje queda suelto y no se puede controlar. Esto repercute directamente en el tipo de misión que se puede llevar a cabo, así como en las aplicaciones que puede tener el payload.

Por otro lado, el control de actitud activo emplea actuadores que sí consumen energía para su funcionamiento. La ventaja más obvia de este acercamiento, es que permite llegar a controlar los 3 ejes de giro del satélite. Existen diferentes técnicas empleadas para controlar la actitud de manera activa, y cada una se basa en un tipo de actuador diferente. La Figura 52 muestra un diagrama en el cual se resumen los diferentes métodos de control aplicables en CubeSats, así como los actuadores que estos utilizan. Información más detallada acerca de los tipos de control y actuadores empleados en satélites se puede encontrar en (Wertz & Larson, Attitude Determination and Control, 1999).

En el 2010, cerca del 40% de pico y nanosatélites tenían un control de actitud activo, 40% un control pasivo, y el 20% restante no incorporaba ningún tipo de control en absoluto (Bouwmeester & Guo, 2010).

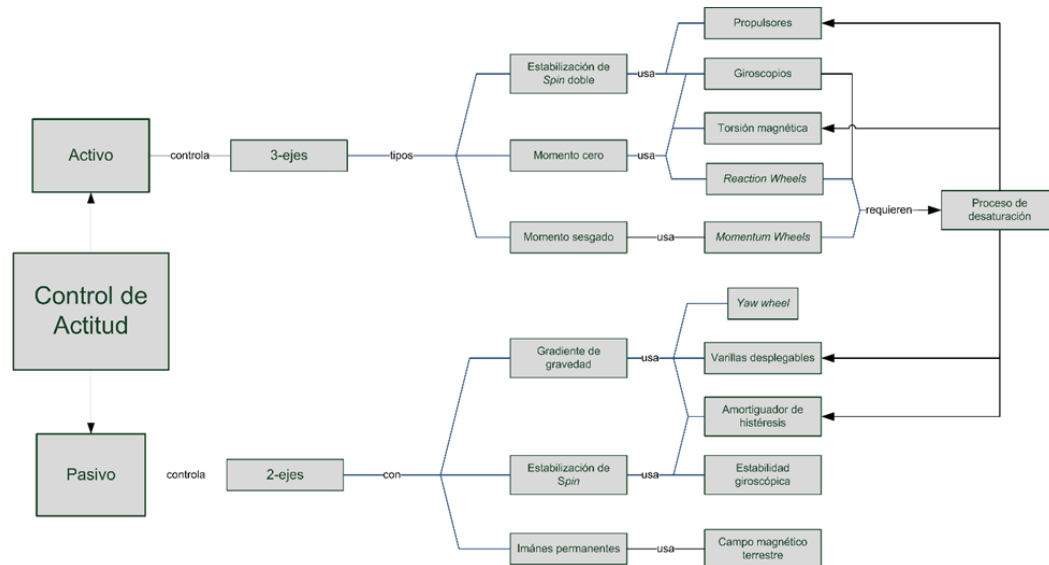
Sin embargo, los CubeSat más recientes poseen un control activo con el cual se puede actuar sobre los tres ejes con una precisión menor a  $1^\circ$  (Selva & Krejci, 2012), como es el caso del PHONESAT 2.5 de la NASA, o el UWE-4 diseñado en la universidad de Würzburg, Alemania.

Por las razones expuestas anteriormente, se descartó la posibilidad de utilizar métodos de control pasivos como la estabilización por espín, o con imanes permanentes.

La estabilización de espín doble (dual spin stabilization), y el control por medio de propulsores también fueron descartados debido al alto nivel de complejidad que implicado en su diseño, construcción y operación. Este análisis inicial redujo las opciones posibles a cuatro tipos de estabilización diferentes:

- Estabilización por gradiente de gravedad.
- Momentum Bias.
- Zero Momentum con Reaction Wheels.
- Zero Momentum con Control Moment Gyroscopes (CMG's).

Figura 52. Tipos de control y actuadores para CubeSats.



En la estabilización por gradiente de gravedad, los torques causados por momentos de inercia diferentes entre los ejes principales del satélite tienden a alinear el eje de menor inercia con el centro de masa de la Tierra. Éste es un proceso que generalmente se hace con una varilla desplegable (gravity gradient boom) dentro del satélite, la cual al extenderse mueve el centro de gravedad del satélite lo suficiente para que éste de vuelta sobre sí mismo y la varilla apunte siempre a nadir.

La estabilización con momento cero (Zero Momentum) funciona sin cambiar el momento de inercia total dentro del satélite. Esto es posible con dispositivos de intercambio de momento de inercia (momentum exchange device), que absorben o liberan momento para hacer girar al satélite alrededor de su centro de masa. Para esto existen básicamente dos tipos de actuadores: las ruedas de reacción (reaction wheels) y los giroscopios de control de momento (CMG's).

Las ruedas de reacción funcionan a partir de un motor eléctrico que hace girar una rueda de inercia (flywheel) a altas revoluciones, la cual al ser acelerada genera un torque contrario a la rotación del satélite sobre uno de sus ejes. Se necesita una para cada eje de rotación, por lo que para un control de actitud total se requieren un mínimo de tres ruedas de reacción dentro del satélite.

Los CMGs funcionan de manera similar a una rueda de reacción, pero debido a que su mecanismo de suspensión le permite orientar el eje de rotación en cualquier dirección, solo se necesita uno para poder controlar la dinámica rotacional sobre los tres ejes del satélite.

El control por Momentum Bias, que en español se traduce como un sesgo en el momento, utiliza ruedas de momento cuyo principio de funcionamiento es muy similar al de una rueda de reacción. Sin embargo, en este método se mantiene

la rueda de inercia girando constantemente a una velocidad lo suficientemente grande para rechazar las perturbaciones que actúan sobre el satélite. De esta forma se le brinda estabilidad giroscópica al satélite y se logra mantener la actitud deseada sin necesidad de corregirla continuamente.

Los métodos de control descritos anteriormente son utilizados comúnmente en satélites de tamaño convencional, sin embargo los avances tecnológicos en microelectrónica, manufactura de precisión y actuadores miniaturizados permiten su utilización en nanosatélites (CubeSats).

El funcionamiento de estos sistemas ha sido analizado rigurosamente por diseñadores de satélites, ya que esto acelera el proceso de selección y facilita el cumplimiento de los requerimientos. Se encontró información muy detallada en (Wertz & Larson, Attitude Determination and Control, 1999), (Wertz, Spacecraft Attitude Determination and Control, 1978) y (Sidi, Gravity Gradient Stabilization, 1997), a partir de las cuales fue posible realizar una matriz de decisión en la cual se comparan las características cuantitativas para cada uno de los tipos de control (Cuadro XXX).

El parámetro al que más peso se le dio fue a la precisión máxima alcanzable por el tipo de control, debido a que esto tiene un efecto directo en el tipo de aplicación que pueda tener un CubeSat. Debido a las limitaciones inherentes de espacio y energía, se le dio un peso alto al consumo de potencia y a la masa que aporta el sistema al CubeSat. Otros parámetros menos importantes considerados fueron la tasa de giro (slew rate) en las maniobras para cambios de actitud, y el número de actuadores que utiliza el método. La tasa de giro, al igual que la precisión, tiene un efecto directo sobre el payload, mientras que un mayor número de actuadores implica mayor riesgo por fallas mecánicas en el sistema.

Cuadro XXX. Matriz de decisión para selección del método de control.

Factores de peso		Valores de variable normalizados									
Variable	Peso (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Precisión (°)	4	5.000									0.001
Consumo de potencia (W)	3	90									10
Peso (g)	3	10									1
Tasa de giro (deg/s)	2	0.05									0.5
Número de actuadores	2	4.0									1.0
Maniobrabilidad	1	Muy Limitada									Sin límites
Complejidad	1	Max									Min

Matriz de decisión							
Gradiente de gravedad c. Yaw Wheel		Momentum Bias		Zero Momentum c. Reaction Wheels		Zero Momentum c. CMG	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
1	4	7	28	10	40	10	40
10	30	9	27	8	24	1	3
10	30	9	27	8	24	1	3
2	4	1	2	6	12	10	20
10	20	7	14	1	2	7	14
1	1	5	5	10	10	10	10
10	10	5	5	5	5	10	10
	99		108		117		100

Basándose en el resultado obtenido en la matriz de decisión, se llegó a la conclusión que el control tipo Zero Momentum usando tres Reaction Wheels como actuadores es la mejor selección. A pesar de ser sencillo en funcionamiento comparado con el resto de sistemas, este método permite realizar un control de actitud preciso sobre los tres ejes y deja abiertas todas las opciones para cargas útiles (payloads) en el CubeSat.

**b. Modelado de perturbaciones.** A parte de conocer las condiciones de separación, para dimensionar los actuadores que corrigen la actitud del satélite también es importante tomar en cuenta el ambiente al que éste es sometido en órbita.

Un cuerpo flotante en el espacio está sujeto a perturbaciones que lo hacen girar en torno a todos sus ejes. Las perturbaciones se dan en forma de torques, dentro de los cuales destacan la presión solar, el gradiente de gravedad, campos magnéticos, y el arrastre atmosférico.

Para aproximar las perturbaciones a las cuales estaría expuesto un CubeSat se realizó una simulación en software utilizando el CubeSat Toolbox (Figura 53), el cual contiene modelos matemáticos implementados en funciones que permiten simular diversos aspectos de un CubeSat de manera muy precisa. El uso de este paquete le da mayor respaldo a los resultados obtenidos porque está basado en el SpaceCraft Control Toolbox, el cual ha sido utilizado para diseñar sistemas de control en satélites reales, como el Indostar y el Cakrawarta-1, así como en el Goddard Space Flight Center de la NASA.

La simulación fue hecha asumiendo un centro de gravedad ubicado a 2cm del centro geométrico del CubeSat, que es la desviación más alta permitida según el CDS. Esta suposición permite contemplar los torques de perturbación que actuarían en el CubeSat en el peor de los casos, y así dimensionar una Reaction Wheel que cubra todas las posibilidades.

También se asumió una órbita polar en la que los ángulos respecto a los ejes del satélite permanecen en cero, ya que la actitud del CubeSat se calcula con la Tierra como el marco de referencia inercial. Al pasar por encima de los polos la actitud del CubeSat es perturbada por los torques magnéticos más altos en una órbita terrestre baja (Figura 54). Si el ADCS es capaz de rechazar los torques en una órbita polar, entonces no tendrá problemas en rechazar las perturbaciones magnéticas en orbitas menos inclinadas.

Los torques de perturbación a los cuales está sujeto un satélite son pequeños en magnitud, pero persistentes en el tiempo. Se les llama cíclicos cuando varían de forma sinusoidal a lo largo de la órbita, y seculares cuando se acumulan y no disminuyen con el paso del tiempo (Wertz & Larson, Attitude Determination and Control, 1999).

Las perturbaciones debido al arrastre atmosférico (atmospheric drag) se deben a la interacción entre la superficie del satélite y la atmósfera terrestre (Paluszek, Razin, Pajer, Mueller, & Thomas, 2012). Su magnitud es una función de la altitud del satélite, la cual por tratarse de un CubeSat puede ser tan baja como la estación espacial internacional (ISS). Por esta razón se simuló una órbita con un semieje mayor de 6708 km, lo que corresponde a una altitud mínima de 337 km.

Figura 53. Simulación de órbita polar con obtenida en el CubeSat Toolbox de MATLAB®.

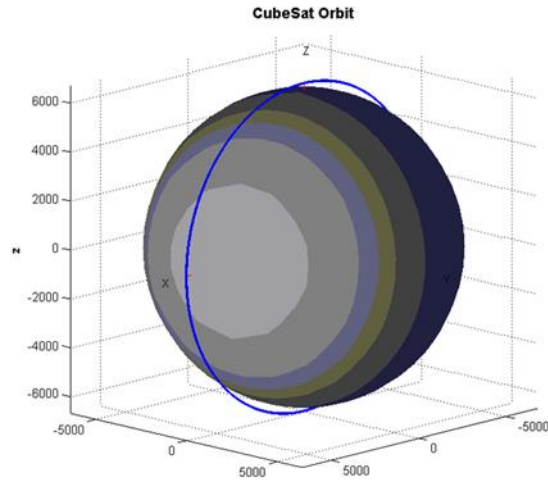
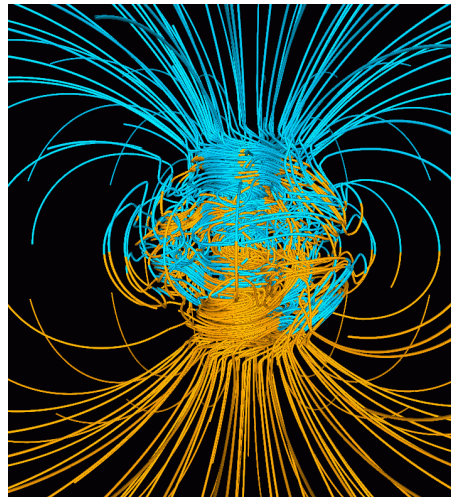


Figura 54. Simulación numérica del campo magnético de la Tierra.



(Phillips, 2003)

Los torques causados por gradiente de gravedad surgen de los términos no diagonales en la matriz de Inercia del CubeSat. Si se asume que los ejes del marco de referencia del CubeSat están alineados con los ejes principales de inercia, entonces la matriz de inercia es diagonal y los productos de inercia son iguales a cero:

$$[I] = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} \cong \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

En otras palabras, si se colocan los ejes del CubeSat de tal forma que el momento de Inercia sea simétrico respecto a cada uno de ellos, entonces la actitud no se ve afectada por el gradiente de gravedad.

Para efectos de simulación se tomó una masa distribuida uniformemente de 1.33kg, que genera una inercia de aprox.  $2.22e-3 \text{ kgm}^2$  respecto a los tres ejes de referencia. Los resultados de la simulación demuestran que los torques causados por gravedad sobre los tres ejes son cero al tomar estas suposiciones.

Las perturbaciones causadas por dipolo residual provienen de la interacción del campo magnético de la Tierra con los campos magnéticos generados por los lazos de corriente dentro del CubeSat y en los paneles solares (Paluszek, Razin, Pajer, Mueller, & Thomas, 2012). La presión solar es otra fuente de torques de perturbación que se deben tomar en cuenta (Figura 56). Esta se debe a la fuerza que ejercen los fotones al colisionar con la superficie del Satélite.

Figura 55. Torques de perturbación por arrastre atmosférico.

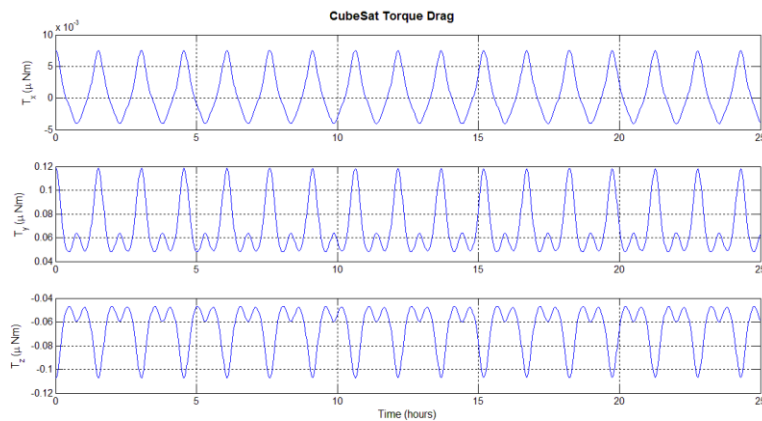


Figura 56. Torque de perturbación por dipolo residual.

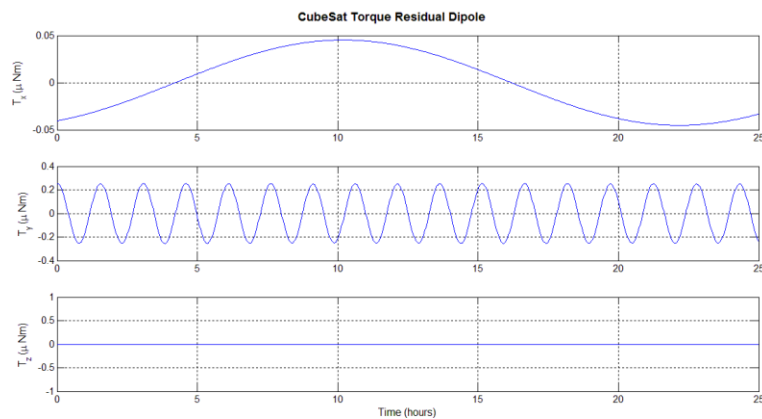


Figura 57. Torques de perturbación por presión solar.

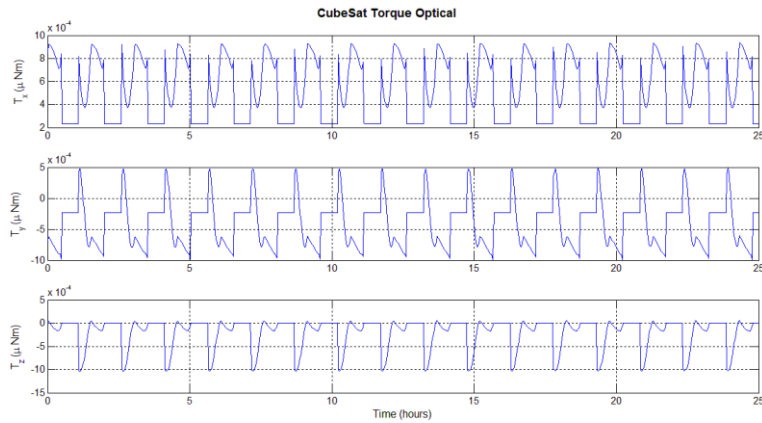
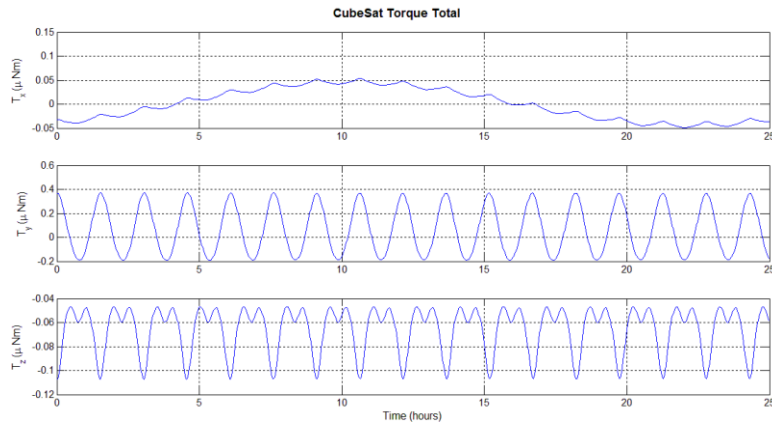


Figura 58. Torque total que afecta al CubeSat en órbita.



Al comparar los resultados obtenidos de la simulación para los diferentes tipos de perturbaciones, se puede analizar la magnitud de las mismas sobre los diferentes ejes del CubeSat.

Para el eje X (Roll), el torque máximo se debe al dipolo residual y es aproximadamente  $0.05\mu\text{Nm}$ . En el eje Y (pitch) hay un torque máximo de aprox.  $0.12\mu\text{Nm}$  debido al arrastre atmosférico. Y en el eje Z (yaw) el torque máximo de magnitud cercana a  $0.1\mu\text{Nm}$  se debe al arrastre atmosférico. Finalmente en la Figura 57 se puede observar la combinación de los cuatro torques, que es una aproximación muy cercana a cómo sería perturbado realmente el CubeSat al estar en órbita.

### c. Selección de hardware

1) **Control de actitud.** Con base a los requerimientos del subsistema, el tipo de control seleccionado y el análisis de perturbaciones que actúan sobre el CubeSat, es posible seleccionar y dimensionar los componentes individuales del ADCS.

El componente principal para el método de control seleccionado es la Reaction Wheel (RW). Una RW consiste esencialmente en un motor eléctrico con un rotor cuyas propiedades de inercia le permiten generar un torque para lograr maniobras de actitud o contrarrestar el efecto de las perturbaciones sobre la actitud.

Debido a la limitación en la velocidad máxima del motor, una RW eventualmente llegará a su nivel de saturación. Cuando el motor se satura la RW alcanza su límite de absorción de momento; si esta llegara a detenerse el momento absorbido regresaría al satélite y este volvería a girar sin control. Por esta razón es necesario contar con una fuerza externa que actúe sobre el sistema, un segundo actuador cuyo trabajo es permitir que las RW normalicen su velocidad sin que se pierda el control de la actitud. Se necesita un mínimo de tres RW para controlar los 3-ejes de rotación del satélite, pero es común una RW redundante que sirve como repuesto en caso de la descompostura de cualquiera de las otras tres.

El actuador secundario utilizado más frecuentemente para permitir la de-saturación de una RW es el magnetorquer. Este consiste básicamente en utilizar un embobinado alrededor de una barra de acero ferromagnético para generar un momento de dipolo (Wertz & Larson, Attitude Determination and Control, 1999).

La interacción del magnetorquer con el campo magnético de la Tierra resulta en un torque que se puede aprovechar variando la corriente que fluye a través del embobinado.

Utilizando las ecuaciones encontradas en la tabla 11-12 en (Wertz & Larson, Attitude Determination and Control, 1999), fue posible dimensionar las capacidades que debe tener el RWA con base a la magnitud y naturaleza de las perturbaciones que actúan sobre el CubeSat (Cuadro XXXI). Los resultados en la cuarta columna indican el valor nominal que debe tener el actuador tras haber utilizado un factor de seguridad de 10.

Se encontró que para rechazar las perturbaciones el motor debe tener un torque mínimo de  $2.5\mu\text{Nm}$ . También es importante observar que la flywheel debe poder almacenar un momento de  $2.4\text{ mNm}\cdot\text{s}$  suponiendo un período orbital similar al de la ISS (91 min).

Por otro lado el parámetro Slew Torque indica que para lograr maniobras de 360 grados en un minuto se necesita un torque constante de  $0.0174\ \mu\text{Nm}$ .

Y por último se indica que el magnetorquer seleccionado debe poder generar un momento de dipolo mayor a  $0.07\text{Am}^2$ .

Cuadro XXXI. Resultados obtenidos para dimensionar los actuadores.

Actuador	Parámetro	Valor	Nominal	Dimensional
Reaction Wheels	Disturbance Rejection	2.50E-07	2.50E-06	N·m
	Slew Torque	1.74E-09	1.74E-08	N·m
	Momentum Storage	2.41E-04	2.41E-03	Nm·s
Magnetorquer	Momentum Dipole	7.03E-03	7.03E-02	A·m <sup>2</sup>

a) **Reaction Wheel.** En el mercado existen ya opciones para adquirir conjunto de RWs para actuar sobre los tres ejes, tal como el MAI-101 (CubeSatShop.com) o el RW1 (astrofein.com). Estos poseen las características necesarias para ser utilizadas en CubeSats, y son sometidos a pruebas para validar su funcionamiento. Sin embargo, los fabricantes los cotizan a un precio que oscila alrededor de \$15,000.00.

Una opción más viable económicamente, que ha sido seguida en diversas universidades, es seleccionar un motor lo suficientemente rápido y dimensionar una rueda de inercia (flywheel) con la capacidad suficiente para rechazar los torques de perturbación. La combinación de ambos junto con la electrónica de control para el motor forman el Reaction Wheel Assembly (RWA).

b) **Motor DC.** Para esta aplicación específica se utilizan motores DC tipo brushless (BLDC). Estos poseen diversas características mecánicas y de funcionamiento que los hacen superiores a los motores DC convencionales. Su principio de funcionamiento se explica detalladamente en (Texas Instruments, 2014).

Las características principales por las cuales se escogen este tipo de motores son:

- Reducción en las vibraciones generadas por el motor.
- Mayor expectativa de vida del motor.
- Capacidad de generar altas velocidades.
- Mayor precisión en el control de velocidad.

Para un Satélite es importante reducir las vibraciones ya que estas son una fuente de perturbaciones sobre el control de actitud, que deberían de ser tomadas en cuenta si se utilizara un motor DC normal.

También es importante que el motor BLDC presenta un desgaste mecánico mucho menor, ya que no utiliza un contacto mecánico por medio de escobillas para generar la rotación. Un motor BLDC es similar a los motores de corriente alterna (AC) respecto a la forma en que se genera la rotación continua, ya que utiliza tres señales desfasadas 60° una de la otra, solo que en un BLDC las señales son digitales. Diseñar un controlador digital para generar las

señales que controlan un motor BLDC está fuera del alcance de este trabajo, pero su implementación se puede seguir investigando en (Brown W. , 2002) y (ST Microelectronics, 2013).

En conjunto, las características mecánicas de un motor BLDC le brindan al ADCS un tiempo de vida prolongado ante condiciones de operación continua.

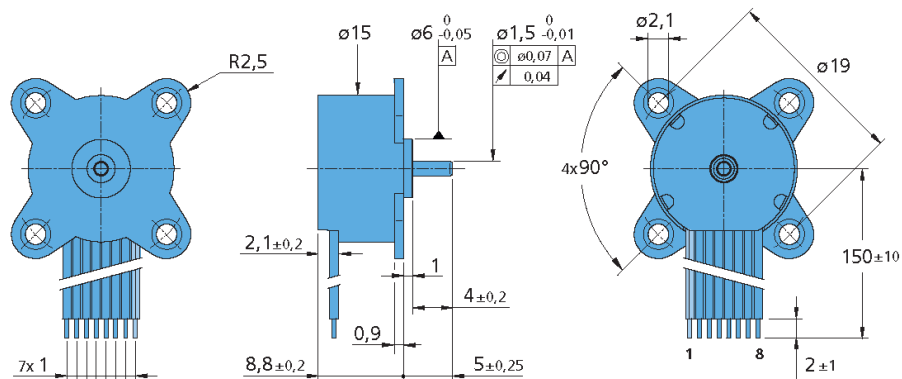
Se investigaron diversos fabricantes de micro-motores BLDC de última generación, que son motores con diámetros transversales menores a 5 cm. Fabricantes como Maxon y Portescap fueron incluidos en la búsqueda, pero se encontró que los motores con características ideales para hacer un RWA son fabricados actualmente por FAULHABER.

A continuación se presenta una matriz de decisión en la cual se comparan las cinco mejores opciones propuestas por dicho fabricante. Se tomaron como parámetros de mayor importancia el peso, la masa y el torque de estancamiento de los motores. El peso y masa definen si los motores pueden posicionarse adecuadamente dentro del CubeSat sin sacrificar el espacio de otros subsistemas, y el torque de estancamiento define si el motor cumple con los torques mínimos requeridos en el Cuadro XXXI.

También se analizaron otras características mecánico-eléctricas importantes como la eficiencia máxima, la corriente de consumo y la velocidad máxima. Como se puede ver en la tabla la variación entre estos parámetros entre una opción y otra es significativa.

Finalmente la matriz de decisión se redujo a escoger entre el 1509 o 1202, ambos de FAULHABER. El 1202 utiliza una tecnología donde el embobinado está puesto sobre el PCB en vez de estar enrollado mecánicamente, esto resulta en un motor aplanado que ocupa menos altura pero con un torque menor de solo 0.16mNm. El modelo 1509 posee un torque de 0.6mNm, pero es un poco mayor en masa y tamaño. Sin embargo el 1509 sigue siendo lo suficientemente pequeño para caber dentro de un CubeSat, por lo que se consideró menos riesgoso optar por el motor con mayor torque aunque se sacrificara un poco de espacio. Más información técnica de los motores se puede encontrar en (SpaceX, 2009).

Figura 59. Planos del motor FAULHABER 1509 006B.



(Faulhaber GmbH & Co., 2013)

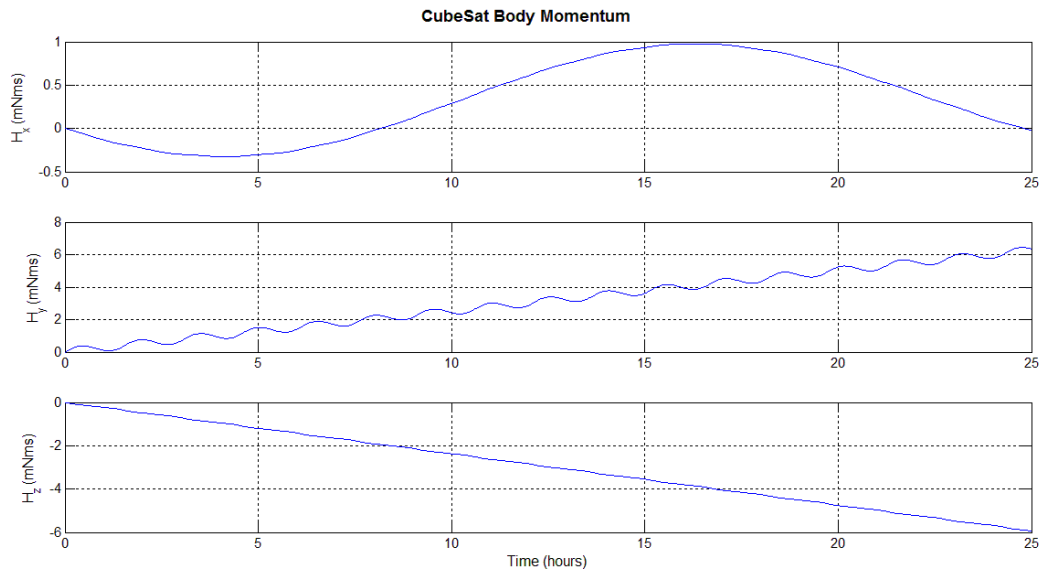
Cuadro XXXII. Matriz de decisión para seleccionar el motor del RWA.

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
Variable	Weight (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Volume (cm <sup>3</sup> )	4	55									2.5
Mass (g)	4	22									1
Stall Torque (m·Nm)	4	0.1									7.73
Cost (\$)	3	600									150
Max Efficiency (%)	3	13									78
Max. Current (mA)	3	554									90
Max Speed (rpm)	2	7x10 <sup>3</sup>									40x10 <sup>3</sup>
Rotor Inertia (g·cm <sup>2</sup> )	2	0.08									8.1
Nominal Voltage (V)	1	6									3
Temp. Range (°C)	1	105									140

RESULTADOS									
1509 006B		1202 004BH		1608 003BH		2610 006B SC		2209 T 005B	
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
8	32	10	40	7	28	1	4	4	16
8	32	10	40	8	32	1	4	6	24
2	8	1	4	1	4	10	40	1	4
8	24	6	18	7	21	7	21	1	3
7	21	6	18	4	12	10	30	1	3
9	27	8	24	8	24	4	12	10	30
4	8	10	20	3	6	1	2	2	4
2	4	1	2	2	4	10	20	2	4
1	1	7	7	10	10	1	1	10	10
1	1	4	4	4	4	1	1	4	4
	<b>158</b>		<b>177</b>		<b>145</b>		<b>135</b>		<b>102</b>

c) Flywheel (rueda de inercia). Para dimensionar este componente se deben tomar en cuenta los cambios de momento que se esperan como consecuencia de las perturbaciones mencionadas anteriormente. A continuación se observa una gráfica del momento que debería contrarrestar el CubeSat para mantener una actitud de 0° para los ejes X, Y, Z respecto al marco de referencia del satélite.

Figura 60. Cambios de momento en un CubeSat 1U al mantener un actitud de 0°.



Cuando el CubeSat es perturbado este gire en torno a su centro de masa y cambia su momento angular total. La rueda de inercia tiene la función de absorber ese momento para eliminar la rotación del CubeSat respecto al eje sobre el cual está colocada, de tal forma que se necesita una rueda de inercia para cada eje X, Y, Z. Es por esta razón que las RW se denominan dispositivos de intercambio de momento, ya que absorben o liberan momento angular sin modificar el momento total del CubeSat.

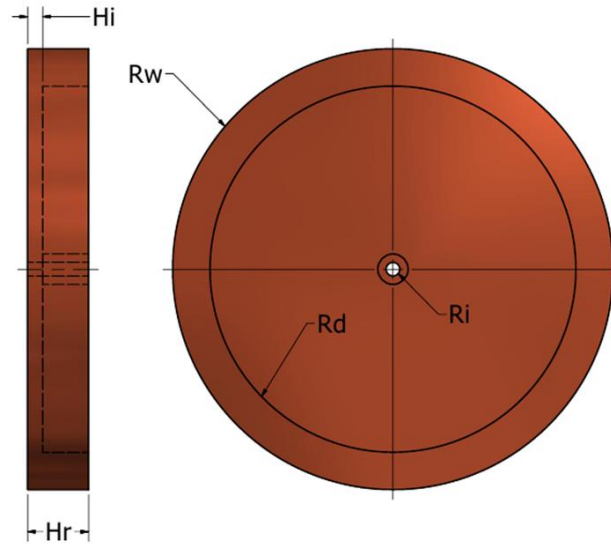
El cambio máximo en el momento angular del CubeSat define el torque que debe poder generar la rueda de inercia para poder controlar la actitud del CubeSat. Por lo tanto para definir la Inercia que debe tener la rueda de inercia solo se necesita conocer el torque requerido, y la velocidad angular del motor.

$$T = dh/dt = I \cdot d\omega/dt \quad ; \quad \left[ N \cdot m = \frac{kg \cdot m}{s^2} * m = kg \cdot m^2 * \frac{rad}{s^2} \right] \quad (3)$$

Los resultados en el Cuadro XXXI indican que el torque máximo que experimentaría el CubeSat es de aprox.  $2.5 \mu Nm$ . También se sabe que el motor seleccionado posee una velocidad nominal de 14700 rpm, por lo que se puede calcular que se necesita una inercia mínima de  $1.624 \times 10^{-9} \text{ kgm}^2$  para generar el torque suficiente.

La geometría de la propuesta para la rueda de inercia se realizó de tal forma que generase la inercia necesaria y al mismo tiempo minimizara la masa implicada para generar esta inercia. La geometría utilizada consta básicamente de un disco concéntrico al eje de rotación, con un vaciado para disminuir la masa sin cambiar considerablemente las propiedades de inercia.

Figura 61. Geometría de la rueda de inercia diseñada.



Se seleccionaron las dimensiones de la rueda de inercia de tal forma que esta fuese lo más pequeña posible y ocupara la menor cantidad de espacio dentro del módulo. Para verificar continuamente que las dimensiones seleccionadas cumplieren con el requerimiento de torque se aproximó el momento de inercia derivando la siguiente ecuación:

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

Se iteró en el diseño probando con diferentes valores para el radio exterior  $R_w$  y el radio interior  $R_d$ . El radio del agujero  $R_i$  está definido por el eje del motor y la altura interna  $H_i$  fue fijada en 1 mm para que no fuese difícil de maquinarse en un torno convencional. También se procuró que la altura del disco no fuese mucho mayor a la longitud del eje del motor (Figura 59), por lo que se escogió una altura de 5 mm. Los resultados de estos cálculos se pueden observar en el Cuadro XXXIII.

También se calculó el tiempo de saturación del RWA para la rueda de inercia diseñada con (4). Esta ecuación fue encontrada en (Eriksson, 2012), en donde  $h_w$  es el momento almacenado por la rueda de inercia y  $T_d$  es el máximo torque de perturbación esperado. Con esta relación fue posible corroborar que el tiempo de saturación no fuese muy corto, ya que si las condiciones de perturbación fuesen las máximas el RWA tardaría más de 17 min en llegar a su nivel de saturación.

$$t_{sat} = \frac{h_w}{T_d} \quad (5)$$

En el Cuadro XXXIII se incluye una columna en la que se hace el mismo análisis para un disco completo, es decir sin el vaciado interno que tiene la rueda de inercia diseñada. Como se puede ver ambos diseños poseen un momento de inercia, almacenamiento de momento y tiempo de saturación similares. Sin embargo, el disco completo posee un volumen y masa 59% mayor que el disco con vaciado interno.

Cuadro XXXIII. Dimensionamiento de la rueda de inercia.

	Propiedades	Nombre	Diseño A	Diseño B	Unidades
Dado	Inercia de rotor	J	6.90E-08	6.90E-08	kg·m <sup>2</sup>
	Velocidad angular nominal	$\omega$	1539.3804	1.54E+03	rad/s
	Torque máximo	dH/dt	2.50E-06	2.50E-06	N·m
Seleccionado	Radio interno	ri	0.0015	-	m
	Radio externo	rw	0.0140	0.0140	
	Radio del disco	rd	0.0105	-	
	Altura interior	hi	0.0010	-	
	Altura del disco	hr	0.0040	0.0040	kg/m <sup>3</sup>
	Densidad del bronce	$\rho$	8857	8857	
Encontrado	Momento de inercia	If	1.70E-06	2.21E-06	kg·m <sup>2</sup>
	Momento almacenado	hw	2.62E-03	3.40E-03	Nm·s
	Tiempo de saturación	tsat	1046.62	1358.88	s
	Volumen total	Vf	1.45	2.46	cm <sup>3</sup>
	Masa total	mf	12.80	21.81	g

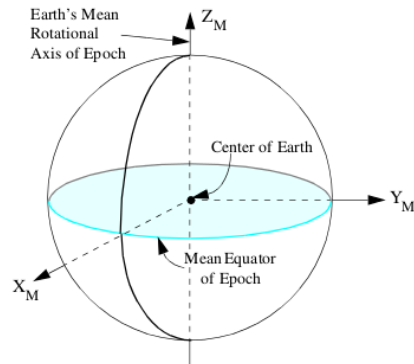
2) **Determinación de actitud.** Matemáticamente la actitud de un cuerpo en el espacio se define como la transformación de una tríada de coordenadas sobre un marco de referencia inercial (MRI) a una tríada de coordenadas ubicadas sobre un marco de referencia en el cuerpo (MRC). Esta transformación vectorial puede ser representada utilizando matrices de dirección cosenoidales para cada uno de los ángulos de Euler, cuya multiplicación sucesiva mapea un vector definido en el MRI a un vector definido en el MRC o viceversa.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{MRC} = [A_\psi][A_\theta][A_\phi] \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{MRI} \quad (6)$$

Este método tiene la desventaja de presentar una singularidad cuando el ángulo  $\phi$  (roll) se acerca a  $90^\circ$ , por lo que para un CubeSat es más conveniente utilizar cuaterniones. Los cuaterniones son un objeto matemático que permite representar cualquier transformación de actitud con una sola rotación en torno a un eigenvector unitario. A pesar de ser un concepto más abstracto, los cuaterniones simplifican los cálculos necesarios para determinar la actitud ya que con ellos la actitud se define con una sola matriz. Una explicación detallada de la matemática detrás de los conceptos de actitud se puede encontrar en (Sidi, Appendix A: Attitude Transformations in Space, 1997).

Al tratar la actitud de un satélite se utiliza un MRI cuyo origen se encuentra en el centro de la Tierra, el eje Z se encuentra sobre el eje de rotación de la Tierra, y los ejes XY sobre el plano ecuatorial (Figura 62). En inglés recibe el nombre de Earth Centered Inertial Frame o ECI.

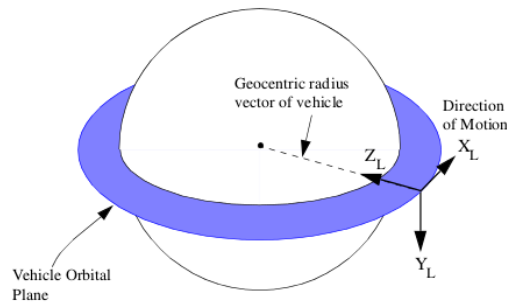
Figura 62. Marco de referencia inercial ECI.



(Burlison, 2014)

Aparte se tiene un marco de referencia orbital que tiene su origen en el centro de gravedad del CubeSat. Este gira en torno a la Tierra con su eje Z apuntando hacia el centro (nadir), donde el eje Y es normal al plano orbital y el eje X apunta en dirección al vector de velocidad del satélite. Este se conoce como el sistema coordenado Local Vertical Local Horizontal (LVLH) y define el MRC sobre el cual se mide la actitud instantánea del CubeSat.

Figura 63. Marco de referencia rotacional LVLH.



(Burlison, 2014)

Con base a la explicación previa se puede entender que la determinación de actitud en un satélite requiere la utilización de al menos dos tipos de sensores diferentes. Se necesita un sensor que determine la actitud respecto al marco de referencia LVLH ubicado en el CubeSat y otro que determine la actitud del marco de referencia LVLH respecto al marco de referencia inercial en la Tierra.



Matriz de decisión									
Pololu MinIMU-9 v3		Sparkfun SEN-10724		Adafruit 9-DOF IMU		Sparkfun SEN-12636		CHR UM6	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
1	4	1	4	1	4	1	4	10	40
4	12	9	27	3	9	2	6	5	15
10	20	8	16	10	20	1	2	8	16
10	20	1	2	10	20	10	20	1	2
1	2	1	2	1	2	1	2	10	20
10	10	6	6	7	7	10	10	1	1
7	7	1	1	7	7	10	10	4	4
	75		58		69		54		98

La medición de la actitud respecto al marco de referencia inercial se puede hacer de diversas formas. Para CubeSats destacan los sensores solares (sun sensors), que son probablemente los sensores que más han sido utilizados hasta el momento. Este tipo de sensor funciona con base a un arreglo de fotodetectores CCD o fotodiodos, que varían su señal de salida en función del coseno del ángulo de incidencia de la luz solar, razón por la cual se les llama también cosine sensors. La salida de estos sensores permite calcular el vector de luz solar, este parámetro junto con la posición del CubeSat relativa a la Tierra permiten hacer un cálculo preciso de la actitud respecto al MRI. Más información de cómo hacer este cálculo se puede obtener en (Sidi, Attitude Determination Hardware, 1997) y (Paluszek, Sun nadir pointing control, 2012).

Existen una gran variedad de sensores ópticos que podrían ser utilizados en un CubeSat. Los fotodiodos son más fáciles de implementar que los CCD ya que no requieren procesamiento de señales, además consumen menos energía por estar hechos con tecnología CMOS. Componentes como el S6560 de HAMAMATSU han sido utilizados ya en varios CubeSat, pero este fabricante en específico a discontinuado este modelo reemplazándolo por sensores más sofisticados y costosos. Sin embargo otros fabricantes como Texas Instruments y TAOS Inc. siguen manufacturando sensores ópticos simples en funcionamiento y de bajo costo.

La matriz de decisión realizada para encontrar el mejor sensor óptico se basó principalmente en el espacio que ocupa el sensor, ya que estos se deben colocar en cada una de las caras del CubeSat donde el espacio es muy limitado. Se le dio el mismo peso al ángulo de incidencia que permite medir el sensor sin perder sus características de linealidad, ya que este parámetro define la precisión en la medida.

Debido a que estos sensores quedan directamente expuestos a la radiación solar, se tomó en cuenta el rango de temperatura para el cual está garantizado su funcionamiento. Aunque con un peso menor, el costo también fue incluido en el análisis, ya que se deben utilizar al menos 6 de estos sensores en el CubeSat por lo que la diferencia en costo entre una opción y otro puede llegar a ser de hasta \$400.00.

Se eligió el TSL237 por ser superior en todas las características a excepción del rango de temperatura de operación, donde el OPT301 es superior. Sin embargo la diferencia de precios justifica la elección, y si en un futuro se necesitara un componente más robusto, implementar el sistema con el OPT301 sería posible ya que es análogo al TSL237 en cuanto a funcionamiento.

Cuadro XXXV. Matriz de decisión para la selección del sensor óptico.

Factores de peso		Valores de variable normalizados									
Variable	Weight (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Área superficial (mm <sup>2</sup> )	4	80									20
Ángulo de incidencia (±deg)	4	60									90
Rango de temperatura (°C)	3	70									180
Costo (\$)	2	70									3
Responsividad a irradiación (kHz)	2	0.45									2.3
Lente integrador	1	No									Yes

Matriz de decisión							
Texas Instruments OPT101		Texas Instruments OPT301		TAOS TSL237		TAOS TSL230RD	
Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
1	4	2	8	10	40	8	32
7	28	1	4	10	40	10	40
1	3	10	30	4	12	3	9
9	18	1	2	10	20	10	20
1	2	1	2	10	20	3	6
1	1	1	1	10	10	1	1
	56		47		142		108

#### d. Diseño del sistema de control

1) **Modelo matemático.** Si se utilizan los ángulos de Euler para describir la actitud del sistema y se diseña la estructura de tal forma que la matriz de inercia tenga la forma explicada en (1), entonces las leyes de control para estabilizar y maniobrar el satélite se pueden aproximar por:

$$T_{cx} = K_x(\varphi_{com} - \varphi) + K_{xd}\dot{\varphi} \quad (7)$$

$$T_{cy} = K_x(\theta_{com} - \theta) + K_{yd}\dot{\theta} \quad (8)$$

$$T_{cz} = K_x(\psi_{com} - \psi) + K_{zd}\dot{\psi} \quad (9)$$

Donde la dinámica de actitud de los tres ejes esta desacoplada y por lo tanto el control de cada eje se puede tratar individualmente como un sistema de segundo orden (Sidi, Attitude Maneuvers in Space, 1997).

En este sistema de ecuaciones  $\varphi_{com}$ ,  $\theta_{com}$  y  $\psi_{com}$  son los ángulos de Euler para la actitud deseada, es decir la señal de referencia del sistema. Los términos  $\dot{\varphi}$ ,  $\dot{\theta}$  y  $\dot{\psi}$  corresponden a la velocidad angular del sistema respecto a cada eje,

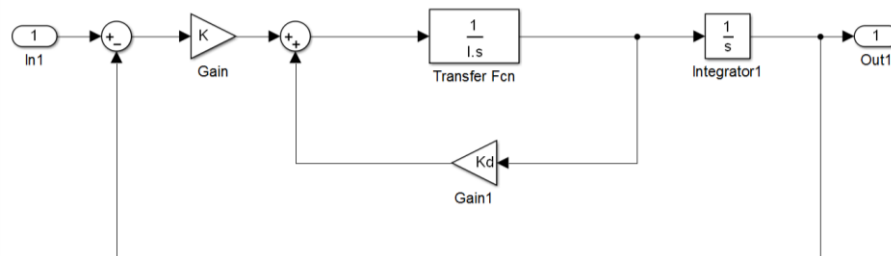
es decir la derivada de los ángulos de Euler. Tanto los ángulos de Euler como su derivada pueden ser medidos utilizando la IMU seleccionada.

La función de transferencia simplificada de una RW depende de una constante de una constante de tiempo en función de la resistencia eléctrica del motor y una constante de proporción K (Sidi, Attitude Maneuvers in Space, 1997).

$$\frac{T_{out}}{T_{in}} = \frac{1}{1+s \cdot (R_m/K)} \quad (10)$$

Por (Paluszek, Razin, Pajer, Mueller, & Thomas, 2012) se sabe que el modelo más simple para representar la planta de un satélite es un integrador doble, el cual es verdaderamente válido si el sistema se trata como una esfera rígida. Como se verá adelante, esto aplica para las pruebas realizadas. El método utilizado para controlar la actitud sobre un eje se observa en la Figura 64. Es importante resaltar que en este diagrama se asume que la RW tiene una constante de tiempo cercana a cero, por lo que su función de transferencia (10) se convierte de unidad.

Figura 64. Diagrama a lazo cerrado para control de actitud sobre 1 eje.



Donde la función de transferencia de la planta incluye únicamente un término constante “I” que corresponde a la inercia que tiene el sistema respecto a su eje de rotación. La entrada y salida del sistema corresponden al ángulo de Euler deseado y real respectivamente. La señal de retroalimentación que sigue a la planta corresponde a la velocidad angular del sistema, que luego pasa por un integrador cuya salida es el ángulo de medición real. Si se simplifica el sistema por medio de álgebra de bloques, este puede representarse con la siguiente función de transferencia:

$$\frac{\theta_{out}}{\theta_{in}} = \frac{\frac{K}{I}}{s^2 - \frac{Kd}{I} \cdot s + \frac{K}{I}} \quad (11)$$

$$G(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n \cdot s + \omega_n^2} \quad (12)$$

Como se puede ver la función de transferencia que representa al sistema tiene la forma de un polinomio típico para un sistema de segundo orden. A partir de la comparación entre (11) y (12) se puede determinar la relación directa de las ganancias del sistema ( $K$ ,  $K_d$ ) con el coeficiente de amortiguamiento  $\zeta$  y la frecuencia natural  $\omega_n$  del sistema:

$$K = \frac{\omega_n^2}{I} \quad (13)$$

$$K_d = -2 \cdot I \cdot \zeta \omega_n \quad (14)$$

Por lo que el problema se convierte en definir un tiempo de asentamiento aceptable para la respuesta del sistema, así como en escoger el tipo de amortiguamiento deseado.

2) **Sistema de pruebas.** Un satélite en órbita se encuentra sujeto a una forma de gravedad conocida como microgravedad. En este ambiente se percibe una ausencia de gravedad casi absoluta, pero para un satélite en órbitas terrestres bajas esta sigue siendo aproximadamente el 90% de la gravedad que se tiene en la superficie terrestre (Wertz & Larson, *The Space Environment and Survivability*, 1999). Esto se debe a que el satélite se encuentra en caída libre perpetua, donde la velocidad tangencial que este lleva es suficiente para que la fuerza gravitacional que lo atrae hacia la Tierra lo mantenga a la misma distancia.

Para poder probar el ADCS de un satélite se necesita colocarlo en condiciones ambientales similares a las que tendría al estar en órbita, donde el efecto de la microgravedad convierte al satélite en un sistema aislado. En estas condiciones no existe ningún punto de apoyo o fuerza externa que restrinja el movimiento a parte de las perturbaciones mencionadas anteriormente.

Por esta razón se necesita un sistema que permita alcanzar una libertad rotacional sin restricción sobre los tres ejes (roll, pitch, yaw). Esto se logra usualmente con un cojinete esférico, que logra un movimiento con fricción despreciable restringido a inclinaciones máximas de hasta  $\pm 50^\circ$  en XY. Estos dispositivos mecánicos utilizan presión de aire a 30-90psi como lubricante y están manufacturados para lograr un centro de rotación sumamente preciso de hasta  $\pm 5$  millonésimas de pulgada (Figura 65). Son utilizados comúnmente en sistemas de prueba para satélites y se pueden adquirir de fabricantes como Nelson Air Corp. o Speciality Components.

Figura 65. Cojinete esférico de alta precisión.



(Spherical Air Bearings, s.f.)

El problema principal de utilizar un cojinete esférico es la inversión necesaria, ya que el costo para adquirirlos es de aproximadamente \$2500.00. Esta cifra sobrepasa el presupuesto inicial del proyecto, razón por la cual fue necesario buscar una alternativa para realizar pruebas del módulo ADCS.

Finalmente, gracias al trabajo realizado previamente por (Atheel, Jānis, & Satish, 2014) y a su colaboración directa fue posible identificar una forma alternativa de probar el sistema diseñado. Este método alternativo utiliza el mismo principio que los cojinetes esféricos para suspender una esfera por medio de aire presurizado, pero lo hace a un costo mucho menor. Esto se debe a que se utiliza una base de yeso moldeada por una esfera plástica, dentro de la cual se coloca el ADCS. Los materiales necesarios para construirlo incluyen: yeso, mangueras de aire, válvulas de conexión, dos recipientes plásticos y una esfera plástica que puede cerrarse y tenga tamaño suficiente para alojar a todos los componentes. Como se puede ver estos materiales se pueden conseguir fácilmente y son de bajo costo.

## G. Administración del proyecto

Si se comparan los cronogramas inicial y final se puede observar que hay cambios menores en las tareas como en las fechas de entrega. La principal razón se debe a que el cronograma inicial se realizó con el único fin de tener una idea general del ciclo de vida del proyecto. A medida que cada subsistema profundizaba en los temas se fue modificando las tareas a realizar teniendo como referencia las limitaciones y alcances del subsistema.

Cabe mencionar que las últimas fechas de entrega que estaban programadas para mediados de noviembre fueron adelantadas para finales de octubre. Este cambio de fechas afectó la cantidad de pruebas realizadas por cada subsistema por lo que no fue posible realizar algunas pruebas, que deberán realizarse en la siguiente fase del proyecto.

# 1. Cronograma de actividades

Figura 66. Cronograma de actividades inicial del proyecto.

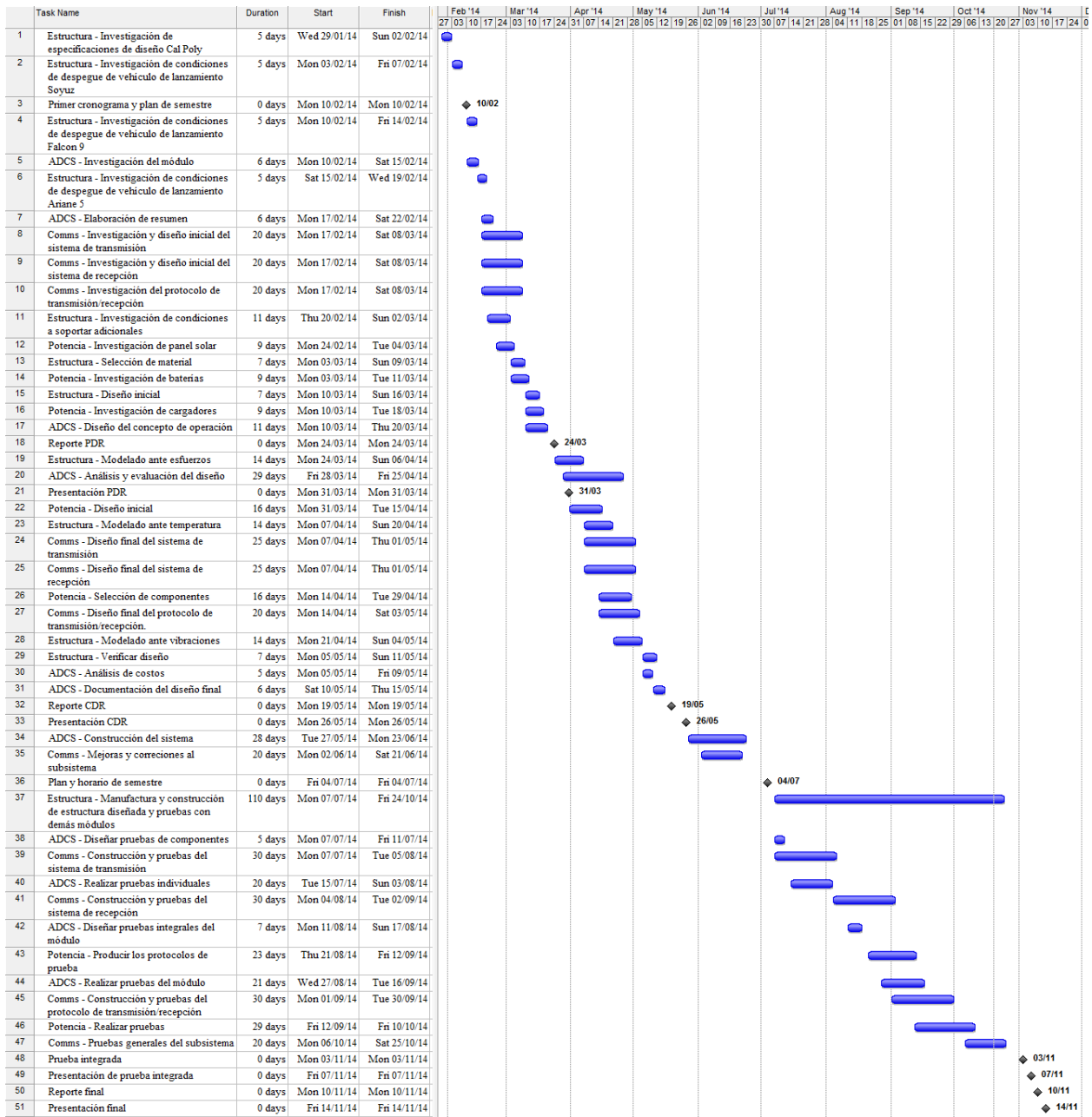
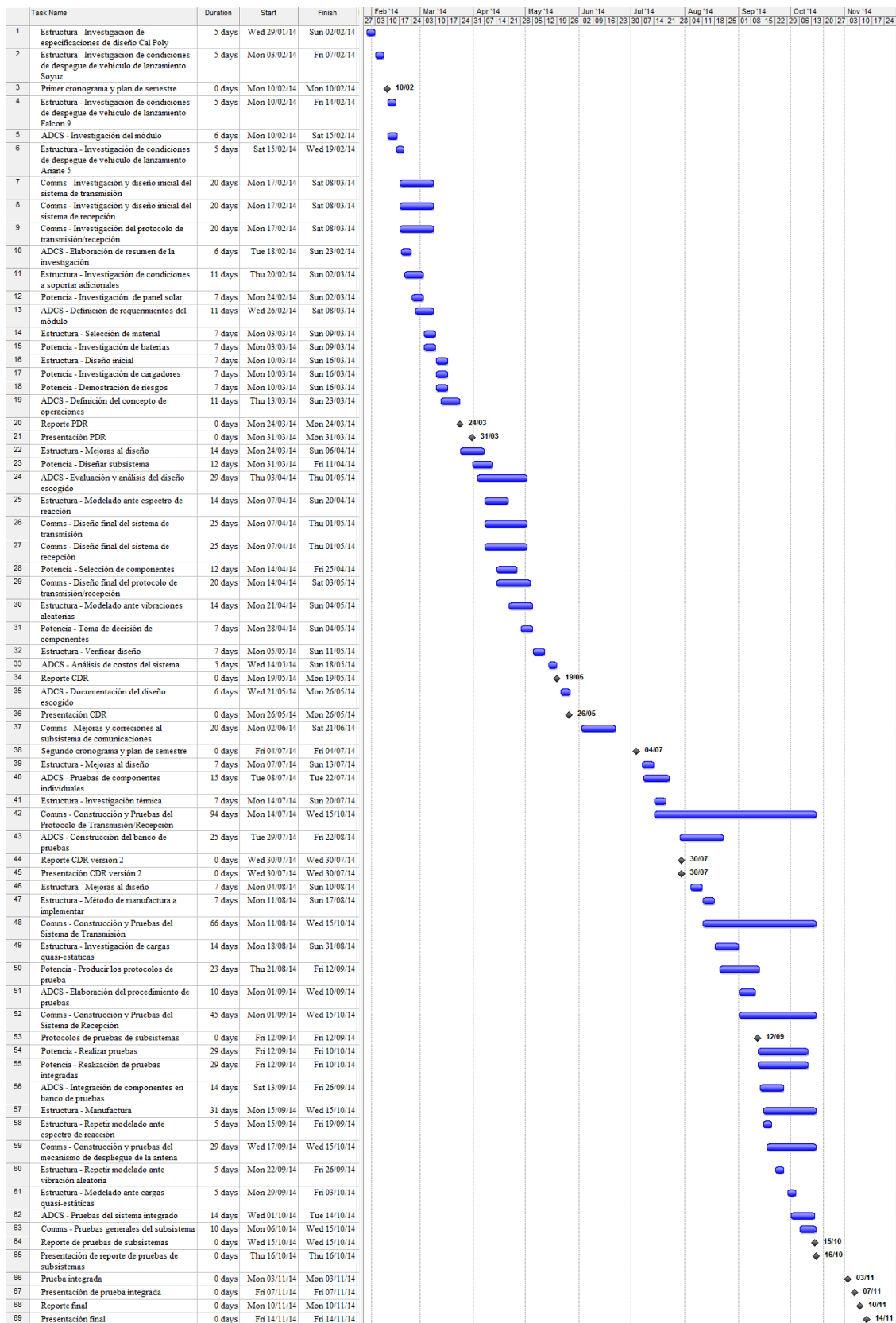


Figura 67. Cronograma de actividades final del proyecto.






2. **Matriz de riesgos (Risk Matrix).** El primer paso para realizar una matriz de riesgos es identificar los riesgos o las posibles fallas en cada subsistema que tendrían una repercusión crítica en el éxito de la misión. Luego de identificar los riesgos, se tabularon asignándole un número único que los identifica. Luego se determinó la probabilidad de que la falla ocurra y se le asignó un valor ponderado de uno a cinco sobre el eje vertical. Luego se determinó la consecuencia de la falla en el funcionamiento general del sistema y se le asignó un valor ponderado de uno a cinco sobre el eje horizontal. El número de identificación de cada falla es colocado dentro de la matriz de riesgos usando como coordenadas los valores determinados anteriormente (ver Cuadro XXXVI).






La matriz está dividida en tres secciones dependiendo de qué tan crítica sea la falla para el desempeño del sistema. El color rojo indica que si la falla sucede el sistema completo no será capaz de recuperarse. Un color amarillo indica que la falla afecta a un subsistema pero los demás continúan funcionando correctamente. Un color verde indica que si sucede una falla esta puede ser mitigada modificando el modo de operación del subsistema.

Finalmente como equipo se acordó el enfoque de solución que se le dio a cada falla. En la Figura 68 se observan los diferentes enfoques que se pueden dar. Mitigar significa modificar el funcionamiento o incorporar elementos que compensen el riesgo de falla. Observar indica que la falla será monitoreada y documentada para ser resuelta en futuras fases del proyecto. Aceptar indica que se conoce el riesgo de la falla pero no existe una forma de mitigar el problema por lo que se aceptan las consecuencias implicadas por la misma. Investigar indica que la falla no puede ser aceptada y es necesario encontrar una alternativa que compense las consecuencias de la falla.

Figura 68. Factores a considerar para la clasificación de riesgos.

<b>Criticidad</b>		Alta
		Media
		Baja
<b>Enfoque</b>	M	Mitigar
	O	Observar
	A	Aceptar
	I	Investigar

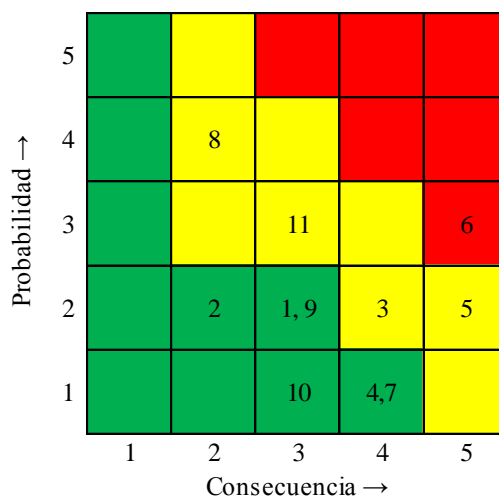
Cuadro XXXVI. Matriz de riesgo inicial del proyecto.

						
↑ Probabilidad	5					
	4		14		18	
	3		3	17		12
	2		4	1, 15	5, 11	10
	1			19, 16	2, 9, 13	6, 7, 8
		1	2	3	4	5
		→ Consecuencia				

Cuadro XXXVII. Descripción de riesgos iniciales del proyecto.

No.	Subsistema	Enfoque	Riesgo	Mitigación
1	Comunicación	M	Falla en: MCU, Transceptor, Amplificador RF, Switch RF.	Implementación de hardware en una configuración completamente redundante.
2	Comunicación	M	Falla del programa.	Prueba e Iteración.
3	Comunicación	M	Desacople de la antena.	Acople de la antena a la estructura utilizando 2 tornillos y placas.
4	Comunicación	M	Falla en el Mecanismo de Despliegue de la Antena.	Envío de 6 "Señales de Despliegue" para asegurar el despliegue.
5	Comunicación	M	Falla en la Integración del Módulo.	Prueba e Iteración.
6	Estructura	M	Falla estructural ante cargas.	Simulación e iteración.
7	Estructura	M	Falla estructural ante vibraciones.	Simulación e iteración.
8	Estructura	M	Falla estructural ante choques.	Simulación e iteración.
10	Estructura	M	Falla de componentes electrónicos ante radiación.	Implementación de varias capas aislantes (Multi-Layer Insulation o por sus siglas MLI).
11	ADCS	M	Descompostura de un motor DC.	Incluir un motor redundante en configuración tetraédrica.
12	ADCS	O	Descalibración de la IMU.	Implementar una IMU redundante.
13	ADCS	I	Inicialización incorrecta del AHRS.	Reinicialización automática del sistema.
14	ADCS	O	SEU (Single Event Upset) en microprocesador.	Implementación de código para detección de errores.
15	ADCS	I	Aumento en velocidad angular promedio de la RW.	Control de actitud incorporando administración de momento.
16	ADCS	M	Incremento en el error de medición del giroscopio.	Estimación y corrección del error a través de un filtro de kalman.
17	Potencia	M	subsistema de potencia sin capacidad de presupuesto.	Búsqueda de opciones de mercado.
18	Potencia	M	Falla de los paneles solares.	Todas las conexiones de las caras están en redundancia.
19	Potencia	M	Un sobre voltaje en los cargadores de batería.	Mantener la posición del cubesat para que reciba el sol en una o dos caras.
20	Potencia	M	Falla en las baterías.	La batería y el cargador de ion-litio tienen su protección interna.

Cuadro XXXVIII. Matriz de riesgo final del proyecto.



Cuadro XXXIX. Descripción de riesgos finales del proyecto.

No.	Subsistema	Enfoque	Riesgo	Mitigación
1	Comunicación	M	Falla en los componentes Electrónicos.	Implementación de hardware en una configuración completamente redundante.
2	Comunicación	M	Falla del Mecanismo de Despliegue de la Antena.	Envío de 3 "Señales de Despliegue" para asegurar el despliegue.
3	Comunicación	M	Falla en la Integración del Módulo.	Pruebas e Iteración.
5	Estructura	M	Falla de componentes electrónicos ante radiación.	Determinar temperaturas mínimas y máximas en la órbita.
6	ADCS	M	Descompostura de un motor DC.	Incluir un motor redundante en configuración tetraédrica.
7	ADCS	I	Inicialización incorrecta del AHRS.	Reinicialización automática del sistema.
8	ADCS	O	Single Event Upset (SEU) en microprocesador.	Implementación de código para detección de errores.
9	ADCS	I	Aumento en velocidad angular promedio de la RW.	Control de actitud incorporando administración de momento.
10	ADCS	M	Incremento en el error de medición del giroscopio.	Estimación y corrección del error a través de un filtro de kalman.
11	Potencia	M	subsistema de potencia sin capacidad de presupuesto.	Búsqueda de opciones de mercado.
12	Potencia	M	Falla de los paneles solares.	Todas las conexiones de las caras están en redundancia.

Si se compara la matriz de riesgo inicial y final se puede observar que muchos de los riesgos iniciales fueron mitigados. Los riesgos que no fueron mitigados en esta fase del proyecto deberán ser solucionados en la siguiente fase.

## 3. Presupuesto de masa

Cuadro XL. Presupuesto de masa del proyecto.

Componente	Cantidad	Peso unitario (g)	Peso (g)	Real	Estimado	Categoría
Placa inferior	1	44.47	44.47		x	Subsistema Mecánico
Placa lateral A	2	32.84	65.68		x	Subsistema Mecánico
Placa lateral B	2	24.64	49.28		x	Subsistema Mecánico
Placa superior	1	39.64	39.64		x	Subsistema Mecánico
Soporte para motor DC	2	2	4		x	Subsistema Mecánico
Placas de plástico ABS	2	15	30		x	Subsistema Mecánico
Varilla roscada M4 acero inoxidable	4	11	44	x		Subsistema Mecánico
Tornillo M3x8mm acero inoxidable	18	0.43	7.65	x		Subsistema Mecánico
Tuerca hexagonal M3x0.5mm acero inoxidable	18	0.18	3.3	x		Subsistema Mecánico
Tuerca hexagonal M4x0.7mm acero inoxidable	40	0.67	26.67	x		Subsistema Mecánico
Arandela 3N acero inoxidable	18	0.05	0.9	x		Subsistema Mecánico
Arandela 4N acero inoxidable	40	0.17	6.67	x		Subsistema Mecánico
Resortes de separación	2	1	2		x	Subsistema Mecánico
Batería	2	96	192	x		Subsistema de Energía
Paneles solares	42	2	84	x		Subsistema de Energía
Placa Electrónica (Potencia)	1	30	30	x		Subsistema de Energía
Módulo de Evaluación para Transceptor CC1101	1	4	4	x		Subsistema de Comunicación
Microcontrolador ATmega328	1	2	2	x		Subsistema de Comunicación
Materiales para Antena	1	10	10	x		Subsistema de Comunicación
Componentes Electrónicos	1	5	5	x		Subsistema de Comunicación
Placa Electrónica (Comunicación)	1	30	30	x		Subsistema de Comunicación
Reaction Wheel	3	19.81	59.43		x	ADCS
Magnetorquer	3	3	9	x		ADCS
IMU	1	9.5	9.5	x		ADCS
GPS	1	10	10	x		ADCS
Componentes Electrónicos	1	10	10		x	ADCS
Placa electrónica (ADCS)	1	25	25		x	ADCS
<b>CubeSat Bus (g)</b>			<b>804.18</b>			

## 4. Cumplimiento de requisitos

Cuadro XLI. Lista de requisitos completados por los subsistemas.

No.	Requerimiento	Completado/Parcial
1	El CubeSat debe cumplir con los siguientes requisitos mecánicos	
1.1	Volumen máximo de 10 cm <sup>3</sup> . (CDS requisito No. 1.1)	completado
1.2	Masa máxima de 1.33 kg. (CDS requisito No. 1.1 y 3.2.10)	completado
1.3	El sistema de coordenadas del cubesat debe ser el mismo que en el P-POD mientras esté integrado en él. El origen del sistema de coordenadas debe estar localizado en el centro geométrico del cubesat. (CDS requisito No. 3.2.1)	completado
1.4	Ningún componente localizado en las áreas verdes y amarillas deben exceder 6.5 mm de distancia normal a la superficie. (CDS requisito No. 3.2.3)	completado
1.5	Los rieles deben tener un ancho mínimo de 8.5 mm. (CDS requisito No. 3.2.5)	completado
1.6	las esquinas de los rieles deben ser redondeados a un radio de al menos 1 mm. (CDS requisito No. 3.2.7)	completado
1.7	El extremo de los rieles en las caras +/-Z deben tener un area superficial mínima de 6.5 mm x 6.5 mm para el área de contacto entre otros cubesats. (CDS requisito No. 3.2.8)	completado
1.8	El centro de gravedad del cubesat debe estar localizado dentro de 2 cm desde su centro geométrico en los ejes X y Y. (CDS requisito No. 3.2.14)	completado
1.9	El centro de gravedad del cubesat debe estar localizado dentro de 2 cm desde su centro geométrico en el eje Z. (CDS requisito No. 3.2.14.1)	completado
1.10	Aluminio 7075, 6061, 5005 y/o 5052 debe ser utilizado tanto para la estructura principal y los rieles. (CDS requisito No. 3.2.15)	completado
1.11	Los cubesats tipo 1U, 1.5U y 2U deben utilizar resortes de separación para asegurar la separación adecuada. (CDS requisito No. 3.2.17)	completado
1.12	Los resortes de separación deben esatr centrados en los extremos de los rieles de la cara -Z del cubesat. (CDS requisito No. 3.2.17.3)	completado
No.	Requerimiento	Completado/Parcial
3	El CubeSat debe cumplir con los siguientes requisitos de comunicación.	
3.1	El módulo debe estar desactivado durante el lanzamiento. (CDS requisito No 2.3.1)	Completado
3.2	Tmin para despliegue de la antena = 30min. Luego de la activación del switch de despliegue. (CDS requisito No 2.4.2)	Completado
3.3	Tmin para transmisión del circuito RF = 30min. Luego de la activación del switch de despliegue (Si la potencia > 1mW). (CDS requisito No 2.4.3)	Completado
3.4	Proveer documentación de las licencias apropiadas para utilizar las frecuencias de comunicación (Coordinación con la IARU). (CDS requisito No 2.4.4)	Completado
3.5	Tmin para iniciar transmisión = 20seg. Luego de la separación del vehículo de envío. (Soyuz requisito No 3.4.4)	Completado
3.6	Tmin para recibir/generar una señal de comando por la aeronave = 20sec. Luego de la separación del vehículo de envío. (Ariane 5 requisito No 5.5)	Completado
No.	Requerimiento	Completado/Parcial
4	El CubeSat debe cumplir con los siguientes requisitos de control de actitud	
4.1	Todas las partes del CubeSat deben permanecer unidas al mismo durante el lanzamiento, inserción de orbita y operacion.	Completado
4.2	El CubeSat debe poder estabilizarse (anularlas velocidades angulares) luego de la incersión de órbita.	Completado
4.3	La determinacion y control de actitud deben realizarse de forma automática.	Completado

5. Investigación de carga útil. Como parte del proyecto se realizó una investigación de cargas útiles para varios CubeSats con el fin de establecer un rango de la potencia consumida por una carga útil así como un rango para su volumen y masa. Los resultados obtenidos se presentan a continuación:

Cuadro XLII. Cargas útiles para diversos Cubesats.

No.	Nombre de CubeSat	Valor absoluto			Valor relativo			Descripción de la carga
		Consumo de potencia de la carga (mW)	Volumen de la carga (cm <sup>3</sup> )	Masa de la carga (g)	Consumo de potencia de la carga	Volumen de la carga	Masa de la carga	
1	CSSWE 3U (Experimento de ambiente espacial)	920	184.5	1209.6	18.00%	24.00%	44.00%	Telescopio Relativista de electrones y protones (REPTile)
2	Swisscube	450	42	60	25.00%	4.20%	6.00%	Telescopio
3	AAU Cubesat	250	37.5	50	23.00%	3.75%	5.00%	Cámara CMOS
4	MEROPE (Montana State University)	560	0.45	6	12.61%	0.05%	0.60%	Contador Geiger
5	Delfi-n3Xt	370	194.4	119	7.28%	6.48%	3.97%	Sistema de micropropulsión
6	Libertad I	400			41.15			Cámara CMOS
7	GT Cube	7000	95.75	525.82	48.44%	12.89%	39.54%	-

(Obland, Picosats as Payload Carriers, 2002), (Obland, The Montana State University NASA Space Grant Explorer-1 Science Reflight Commemorative Mission, 2002), (Palo, 2010)

Como se puede observar en el Cuadro XLII, la potencia, masa y volumen reservado para la carga útil en el CubeSat diseñado se encuentran en los rangos investigados.

## H. Estudio de Factibilidad

A continuación se presenta el estudio de factibilidad para un CubeSat tipo 1U desarrollado en paralelo a los subsistemas mecánico, de comunicación, ADCS y de potencia. El principal objetivo del estudio es el de identificar la arquitectura, costos y beneficios que mejor aplican para el primer CubeSat de Guatemala. El estudio permitió seleccionar tres posibles aplicaciones adecuadas para la carga útil del satélite a través del uso de un indicador macroeconómico y del PIB. En cada una de las aplicaciones se determinó el costo de la tecnología involucrada y su viabilidad dentro del campo científico de la aplicación junto con un análisis financiero costo-beneficio.

## 1. Determinación de las aplicaciones

a. **Identificación de los sectores.** La identificación de los diferentes sectores que aportan un mayor beneficio económico a Guatemala servirá de ayuda en la determinación del mejor campo para la aplicación de un CubeSat. Uno de los indicadores macro-económicos que refleja el estado de la economía es el producto interno bruto o PIB (Murcia, s.f.). Al identificar cuáles son los sectores que tienen un mayor aporte al PIB nacional, se podrá identificar los sectores que podrían, no únicamente aprovechar el uso de un CubeSat para su producción y aumentar sus utilidades, sino también identificar qué sectores serían capaces de financiar su desarrollo (Ministerio de Economía y Finanzas, s.f.). Al identificar el sector, la aplicación específica del CubeSat se podrá delimitar a partir del producto que sea de mayor aporte al sector, cuyas empresas posean las características o necesidades en donde las aplicaciones de un CubeSat puedan ser utilizadas.

Se utilizó la base de datos encontrada en el sitio web del Banco de Guatemala (BANGUAT., s.f.), debido a su naturaleza de ente gubernamental encargada de recopilar datos en relación a la economía nacional. Se analizó el Producto interno bruto medido por el origen de producción con base 2001 para establecer qué actividades económicas son las que mayor aportan al ingreso económico de Guatemala bajo mismos precios establecidos en el 2001.

El Cuadro XLIII. Numera 11 actividades económicas, a lo largo de los años 2001-2013, con el valor económico de su producción por cada año.

Cuadro XLIII. Producto interno bruto medido por el origen de la producción. Años 2001-2013 del Banco de Guatemala (En millones de quetzales).

**PRODUCTO INTERNO BRUTO MEDIDO POR EL ORIGEN DE LA PRODUCCIÓN**  
AÑOS: 2001 - 2013  
(Millones de quetzales constantes a precios de 2001)

ACTIVIDADES ECONÓMICAS	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011 <sup>P</sup>	2012 <sup>P</sup>	2013 <sup>a</sup>
1. Agricultura, ganadería, caza, silvicultura y pesca	20,498.5	21,596.2	22,138.3	23,057.2	23,547.6	23,842.4	25,244.1	25,467.6	26,436.4	26,370.3	27,695.3	29,026.3	30,107.4
2. Explotación de minas y canteras	1,042.1	1,209.0	1,135.9	1,000.3	967.9	1,138.1	1,296.4	1,240.7	1,282.1	1,327.3	1,572.2	1,237.4	1,221.9
3. Industrias manufactureras	28,913.1	29,242.8	29,974.7	31,441.5	32,260.3	33,472.4	34,490.9	35,183.9	34,863.2	36,030.2	37,122.9	38,321.6	39,673.4
4. Suministro de electricidad y captación de agua	3,794.6	3,988.6	4,185.9	4,337.0	4,453.7	4,586.5	4,875.8	4,952.7	4,985.7	5,240.0	5,537.0	5,895.1	6,143.0
5. Construcción	5,797.6	6,692.7	6,446.0	5,870.9	6,133.7	6,936.9	7,548.4	7,512.7	6,704.2	5,932.1	6,044.9	6,086.1	6,123.8
6. Comercio al por mayor y al por menor	18,936.7	19,323.2	19,610.7	20,214.2	20,858.5	21,681.7	22,562.7	23,004.7	22,486.6	23,318.3	24,194.9	24,790.0	25,572.1
7. Transporte, almacenamiento y comunicaciones	7,827.1	8,438.6	9,284.1	10,716.2	11,932.4	14,146.1	17,377.0	19,905.5	20,412.7	20,995.9	22,008.3	22,750.5	23,559.6
8. Intermediación financiera, seguros y actividades auxiliares	3,781.9	4,197.3	4,624.8	5,064.0	5,825.9	6,763.7	7,432.2	8,010.2	8,331.2	8,608.1	9,078.2	10,258.6	11,471.7
9. Alquiler de vivienda	15,044.9	15,572.2	16,303.7	17,006.9	17,413.6	17,875.6	18,571.1	19,231.8	19,831.3	20,415.4	21,008.5	21,646.6	22,302.5
10. Servicios privados	22,801.8	23,604.8	24,341.9	24,904.5	25,477.5	26,868.5	28,651.5	30,489.4	30,822.0	31,961.8	33,391.0	34,420.2	35,574.3
11. Administración pública y defensa	10,861.5	11,098.0	10,850.7	10,479.1	10,725.6	11,294.0	11,812.0	12,321.7	13,899.0	15,166.1	15,951.0	16,658.8	17,876.7
(-) Servicios de Intermediación Financiera Medidos Indirectamente -SIFMI-	3,429.6	3,727.2	3,960.9	4,429.3	5,069.5	5,917.8	6,702.6	7,118.3	7,615.3	7,796.4	8,339.3	9,059.3	10,017.8
(+) Impuestos netos de subvenciones a los productos	11,107.6	11,425.0	11,695.8	12,303.8	12,834.1	13,571.7	14,465.2	14,286.4	13,779.1	14,482.1	15,109.7	15,509.2	15,991.2
<b>PRODUCTO INTERNO BRUTO <sup>a</sup></b>	<b>146,977.8</b>	<b>152,660.9</b>	<b>156,524.5</b>	<b>161,458.2</b>	<b>166,722.0</b>	<b>175,691.2</b>	<b>186,766.9</b>	<b>192,894.9</b>	<b>193,909.6</b>	<b>199,473.8</b>	<b>207,930.8</b>	<b>214,093.1</b>	<b>221,652.3</b>

<sup>a</sup> La discrepancia entre el total y la suma de sus componentes se debe a la diferencia estadística que proviene de utilizar estructuras de precios base móvil, de conformidad con la metodología sugerida en el Sistema de Cuentas Nacionales 1993 (SCN93).

<sup>P</sup> Cifras preliminares

<sup>e</sup> Cifras estimadas

(BANGUAT., s.f.)

Las actividades económicas a menudo conllevan factores ajenos que podrían influir a los diferentes sectores como por ejemplo, factores políticos o informales que deban ser tomados en consideración. Se realizaron entrevistas a diferentes entidades, con el propósito de averiguar los sectores que son más influyentes, según estos expertos. Conocer proyectos realizados previamente, el porcentaje de inversión económica a los proyectos, en especial a los proyectos tecnológicos. Explorar la tendencia de los sectores, percibir si vale la pena invertir en su desarrollo si su tendencia a generar utilidades se mantiene en aumento, descenso o constante. Tener diferentes puntos de vista en cuanto a la capacidad del país y de sus sectores de llevar a cabo proyectos tecnológicos y en específico, un CubeSat.

El Cuadro XLIV enlista los individuos entrevistados y las instituciones u organizaciones a las cuales pertenecen.

Cuadro XLIV. Entrevistas realizadas.

ENTREVISTAS	
INSTITUCIÓN/ORGANIZACIÓN	INDIVIDUO Y PUESTO DE TRABAJO
CONCYT/SENACYT Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología	Lic. Sandoval, Director Ejecutivo de la Dirección de Programas y Proyectos
Ministerio de Agricultura y Agropecuaria	Ing. Tarazena, Analista de Riesgos Fitosanitarios, área de requisitos de importación y protocolo de productos de exportación
Banco de Guatemala	Lic. Matías, Especialista en R.A. Área de estadística
Universidad Rafael Landívar	Inga. Alonso, Directora de Mecánica en la facultad de Ingeniería. Ing. Willy Cabañas, coordinador del área de Matemática

Las conclusiones o los puntos más relevantes de las cuatro entrevistas realizadas son resumidas en el siguiente cuadro.

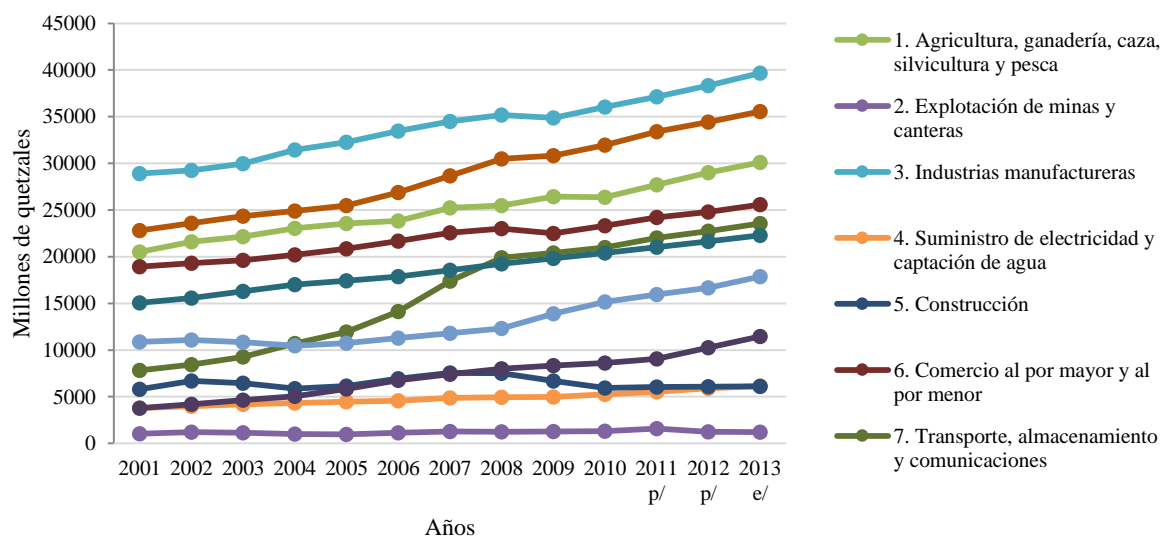
Se realizó un gráfico de línea con los datos del Cuadro XLIII, con el propósito de determinar los sectores que permanecen por arriba del resto en cuanto a su contribución al producto interno bruto nacional. Además, se puede observar la tendencia del comportamiento que los sectores han tenido en los últimos 12 años y probablemente, su dirección en los siguientes años.

Utilizando nuevamente los datos del Cuadro XLIII, se analizó únicamente los datos estimados del 2013, de manera que se pudiera obtener el porcentaje de aporte al PIB del año más reciente posible.

Cuadro XLV. Resumen de entrevistas realizadas.

No.	PUNTOS IMPORTANTES
1	«El estado tiene una inversión de 2 millones de dólares anuales en proyectos y tecnología, menos del 1% del PIB, el cual es el mínimo aceptado mundialmente. Para tener una perspectiva, Panamá invierte \$100 millones y México \$6 mil millones.»
2	«La mayoría de los proyectos realizados por entes gubernamentales en relación a tecnología son de carácter social. »
3	«El sector de agricultura se compone por un sinnúmero de pequeños agricultores por lo que la división del terreno no se encuentra formalmente trazado, existe una falta de orden del territorio.»
4	El producto de vestimenta, no se refiere o está en relación al cultivo y producción de algodón. El producto vestimenta se refiere a las utilidades provenientes de lo que se conocen como “maquilas”.
5	No existe mucho interés en proyectos tecnológicos de parte de los inversionistas, en general, debido al temor de no ver resultados y por ende, pérdidas.
6	«Los proyectos de tecnología que llegan a ser implementados en Guatemala, son aquellos realizados en otros países y al tener éxito, son trasladados a Guatemala. »
7	La eficacia nacional de la producción de azúcar se encuentra en 5to lugar internacionalmente. El enfoque de los ingenios es privado, en busca de la eficiencia únicamente.
8	«Para llevar a cabo un proyecto tecnológico, o cualquier proyecto con inversión significativa, el sector debe ser uno que no sea extenso, uno condensado. »
9	Las universidades están dispuestas a trabajar proyectos en conjunto, teniendo como objetivo la educación y la visión del desarrollo de diferentes programas.

Figura 69. Producto interno bruto medido por el origen de la producción años: 2001-2013 (millones de quetzales constantes a precios de 2001)



Cuadro XLVI. Porcentaje de las actividades económicas respecto al PIB en millones de quetzales.

ACTIVIDADES ECONÓMICAS	Valor de exportaciones en millones de quetzales	PORCENTAJE DE PIB
Industrias manufactureras	Q 39,673.40	17.90%
Servicios privados	Q 35,574.29	16.05%
Agricultura, ganadería, caza, silvicultura y pesca	Q 30,107.45	13.58%
Comercio al por mayor y al por menor	Q 25,572.07	11.54%
Transporte, almacenamiento y comunicaciones	Q 23,559.56	10.63%
Alquiler de vivienda	Q 22,302.46	10.06%
Administración pública y defensa	Q 17,876.68	8.07%
Intermediación financiera, seguros y actividades auxiliares	Q 11,471.73	5.18%
Suministro de electricidad y captación de agua	Q 6,142.97	2.77%
Construcción	Q 6,123.76	2.76%
Explotación de minas y canteras	Q 1,221.94	0.55%
<b>PRODUCTO INTERNO BRUTO</b>	<b>Q 221,652.25</b>	

(BANGUAT., s.f.)

Se puede observar que en el PIB de origen de producción y el porcentaje de las actividades, las tres actividades económicas que permanecen por arriba, es decir que su porcentaje del PIB son los más altos, en orden respectivo, son: “Industrias manufactureras”, “Servicios privados” y “Agricultura, ganadería, caza, silvicultura y pesca”.

La Industria manufacturera es la actividad económica cuya producción es la contribución del PIB más alta. Es por ello que se continuó analizando para determinar el producto de exportación con mayor significancia dentro de la actividad económica.

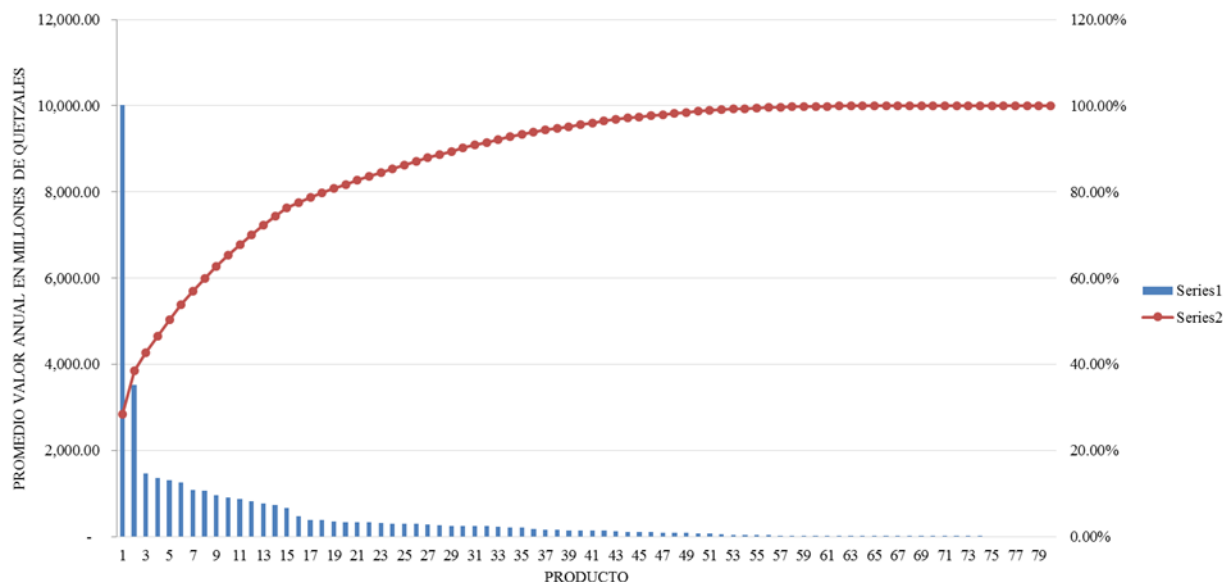
El cuadro organizado con los datos de exportación de la base de datos del Banco de Guatemala se encuentra en los apartados 1 y 2 de la sección “Estudio de factibilidad” del apéndice. En él se enlistan todos los productos del sector con su valor anual compilado por su exportación de los años 2002-2013. Se tomaron los productos de exportación y se clasificaron para concluir cuáles son los productos que tienen mayor relevancia para su sector y por ende, al PIB. Se promedió el valor de cada producto desde el año 2002 al 2013 y se obtuvo su porcentaje dentro del sector. Se clasificaron los productos acorde a un inventario ABC (González, 2014), de esta manera los productos “A” son considerados los de mayor relevancia o peso.

El siguiente cuadro presenta los primeros cinco productos clasificados, el resto del cuadro se puede encontrar en los apartados 3 y 4 de la sección “Estudio de factibilidad” del apéndice.

Cuadro XLVII. Clasificación ABC para productos de manufactura exportados en millones de quetzales (cinco primeros productos).

CLASIFICACIÓN ABC PARA PRODUCTOS DE MANUFACTURA EXPORTADOS (CIFRAS EN MILLONES DE QUETZALES)					
No.	Industria Manufacturera	Promedio de valor anual de exportaciones 2002-2013	Porcentaje	Porcentaje acumulado	Categoría
1	ARTÍCULOS DE VESTUARIO	Q 10,012.28	28.47%	28.47%	A
2	AZÚCAR	Q 3,528.41	10.03%	38.51%	A
3	MATERIALES PLÁSTICOS Y SUS MANUFACTURAS	Q 1,471.15	4.18%	42.69%	B
4	GRASAS Y ACEITES COMESTIBLES	Q 1,366.58	3.89%	46.58%	B
5	PRODUCTOS FARMACÉUTICOS	Q 1,305.47	3.71%	50.29%	B

Figura 70. Productos de exportación de la industria manufacturera.



Se clasificaron “Artículos de vestuario” y “Azúcar” como productos “A” porque juntos conforman aproximadamente el 40% del valor para la exportación de la Industria manufacturera.

El producto “Artículos de vestuario” se descartó como sector a considerar para la implementación de un CubeSat debido a su incompatibilidad con aplicaciones del pico-satélite.

Se continuó realizando el mismo análisis de Pareto con el sector de “Agricultura, ganadería, caza, silvicultura y pesca” debido a su posición como tercer sector con aporte económico más alto con un porcentaje de 13.58%, mostrado en el Cuadro XLVI.

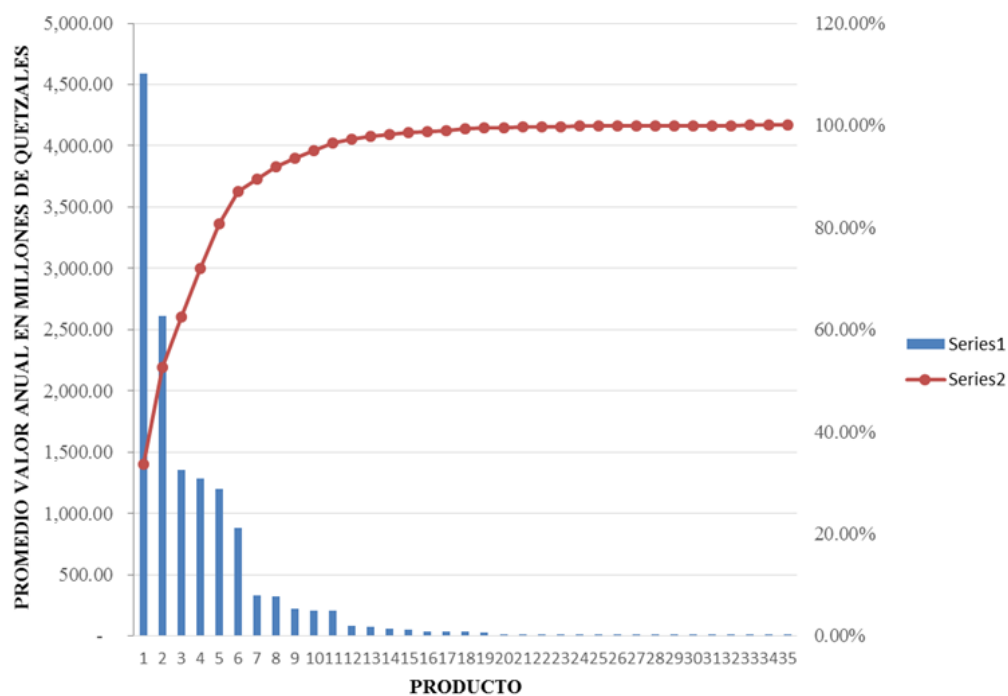
El cuadro organizado con los datos de exportación de la base de datos del Banco de Guatemala se encuentra en los apartados 1 y 2 de la sección “Estudio de factibilidad” del apéndice. Los productos “A” son considerados los de mayor relevancia o peso para el sector agropecuario.

El Cuadro XLVIII presenta los primeros cinco productos clasificados, el resto del cuadro se puede encontrar en los apartados 3 y 4 de la sección “Estudio de factibilidad” del apéndice.

Cuadro XLVIII. Clasificación ABC para productos agropecuarios exportados (Cinco primeros productos).

CLASIFICACIÓN ABC PARA PRODUCTOS AGROPECUARIOS EXPORTADOS (CIFRAS EN MILLONES DE QUETZALES)						
No.	INDUSTRIAS AGROPECUARIAS	Promedio de valor anual de exportaciones 2002-2013	Porcentaje	Porcentaje acumulado	Categoría	
1	CAFÉ	Q 4,586.30	33.53%	33.53%	A	
2	BANANO	Q 2,614.22	19.11%	52.65%	A	
3	CARDAMOMO	Q 1,354.55	9.90%	62.55%	B	
4	CAUCHO NATURAL (HULE)	Q 1,282.85	9.38%	71.93%	B	
5	FRUTAS FRESCAS, SECAS O CONGELADAS	Q 1,195.47	8.74%	80.67%	B	

Figura 71. Productos de exportación de la industria agropecuaria.



La Industria manufacturera es la actividad económica cuya producción es la contribución del PIB más alta, con énfasis en la producción del azúcar. La Industria agropecuaria es la tercera actividad económica más alta en aporte al PIB, con énfasis en la producción de café.

Tomando en cuenta los datos analizados, un sector potencial que puede beneficiarse de un picosatélite CubeSat, es la Industria Azucarera Guatemalteca. Sin embargo, el sector cafetalero también se considera uno muy grande debido a su posición como producto y sector con alto aporte al PIB. El azúcar es un producto con clasificación “A”, el segundo producto con más relevancia que conforma el sector de manufactura. Es una industria condensada ya que cuenta con 12 ingenios ubicados en 4 departamentos del país (Melgar, M. Meneses A. et al., 2013). Al ser compilado por ingenios de propiedad privada, el potencial de generar mayores utilidades es visto como un incentivo a la inversión de cualquier proyecto. El café también obtuvo una clasificación “A” siendo el primer producto con más relevancia de su sector. A pesar de ser un sector no condensado, compuesto de productores independientes, también muestra un gran potencial para aplicaciones de CubeSat.

b. Selección de las aplicaciones. El Centro Guatemalteco de Investigación y Capacitación de la Caña de Azúcar fue creado para apoyar el avance tecnológico de la agroindustria azucarera con la meta principal de mejorar la producción y productividad del cultivo de la caña y sus derivados (Melgar, M. Meneses A. et al., 2013). El Centro es financiado por los ingenios que conforman la agroindustria azucarera Guatemalteca cuyo aporte económico es proporcional a la producción de azúcar.

Los programas y proyectos que desarrolla CENGICANÑA han sido enlistados, en el cuadro a continuación, por la Junta Directiva, Gerentes Agrícolas y Gerentes Industriales. A pesar de enlistar los programas, áreas y proyectos, no se demuestra una preferencia particular o cuantitativa por alguno de ellos.

El CubeSat y el progreso de sus capacidades, es un campo que se mantiene en constante desarrollo. Es por ello que posee limitaciones tecnológicas, como su dimensión y peso.

A continuación se presenta el Cuadro L. Este cuadro es tomado de un artículo (Selva & Krejci, 2012) en donde los autores, realizan un análisis acerca de las misiones de CubeSats para observación de la Tierra respecto a la medición de distintos parámetros y su clasificación según la combinación de la disposición científica y tecnológica de la aplicación. La categorización de las distintas aplicaciones se basa en tres grandes criterios: la utilidad de datos en comparación de aplicaciones/misiones tradicionales, la disposición tecnológica y el estado de desarrollo.

El criterio de utilidad de datos se refiere a la calidad de uso o relevancia de los datos obtenidos de la aplicación seleccionada. En otras palabras, se refiere a la importancia de los datos obtenidos, si la información es de mayor uso o valor que otras aplicaciones ya desarrolladas en el campo científico. El criterio de disposición tecnológica y desarrollo se refiere al estado de madurez de la tecnología del CubeSat o la incertidumbre de la disposición y desarrollo de ella en los próximos años. La elaboración del cuadro, relatan los autores, es basada en una cantidad de supuestos y simplificaciones y por ende sus contenidos deberán de ser tratados como una guía y no como una verdad absoluta.

Cuadro XLIX. Programas, áreas y proyectos de CENGICAÑA.

PROGRAMAS	ÁREAS	PROYECTOS
■ Programa de Variedades	1. Fitomejoramiento	1. Recurso genético. 2. Cruzamientos. 3. Programa de selección, 4. Semilla genética. 5. Promoción de nuevas variedades
	2. Biotecnología	1. Selección asistida con marcadores moleculares (MAS) 2. Detección molecular de enfermedades. 3. Cultivo de tejidos
	3. Fitopatología	1. Detección de patógenos en semilleros
■ Programa Manejo Integrado de Plagas	1. Entomología	1. Bioecología de plagas y sus enemigos naturales. 2. Investigación bioeconómica de plagas. 3. Desarrollo de estrategias de control
■ Programa de Agronomía	1. Fertilización y Nutrición Vegetal	1. Requerimiento de nutrientes y fertilización. 2. Uso y manejo de fertilizantes. 3. Uso y manejo de subproductos. 4. Abonos verdes
	2. Riegos	1. Eficiencia técnica y económica del riego. 2. Eficiencia técnica y económica de métodos de riego. 3. Estudios de niveles freáticos
	3. Agrometeorología	1. Análisis de información meteorológica para caña de azúcar
	4. Sistema de Información para Agricultura de Precisión	1. Sistema de información agronómico. 2. Zonificación agroecológica. 3. Mapas temáticos
	5. Malezas y Madurantes	1. Inhibidores de floración. 2. Madurantes. 3. Manejo de malezas
■ Programa de Investigación Industrial		1. Recuperación de sacarosa 2. Estandarización y normalización 3. Eficiencia energética

Fuente: Melgar, M. 2011. "Estrategias de la investigación tecnológica en la Agroindustria Azucarera de Guatemala". Presentación en Power Point en el seminario-taller "Situación actual y perspectivas de la investigación agropecuaria, forestal e hidrobiológica en Guatemala". 02 de junio 2011.

(Melgar, M. Meneses A. et al., 2013)

Se tomaron en cuenta las limitaciones para las aplicaciones relacionadas a la observación terrestre presentadas anteriormente, además de los proyectos de interés de parte del sector azucarero y en general, el sector de agricultura, para la selección de aplicaciones. Debido a la naturaleza de los componentes de medición tecnológicos que utiliza el CubeSat (Aguero, 2001) (Martínez, 2010), se agruparon las áreas de interés que se consideran con mayor factibilidad tecnológica, para delimitar tres aplicaciones posibles para el CubeSat en Guatemala.

1) Experimentos de microgravedad y microbiología: El bajo costo de desarrollo de un CubeSat a comparación de astronaves de mayor tamaño promueve el uso de estos para investigación y desarrollo científico. A través del CubeSat, experimentos que requieren largas exposiciones a entorno de gravedad cero, como el estudio de células o cultivos y su respuesta a distintos tipos de agentes, podrían ser realizados con ayuda de un CubeSat como actualmente se ha logrado con satélites como el PharmaSat. Esta aplicación es considerada para Guatemala debido al alto aporte económico que los cultivos, en especial café y azúcar, representan para la economía nacional.

Cuadro L. Tabla de evaluación y análisis de distintos parámetros medidos por un CubeSat.

Preliminary assessment of the utility of Cubesat-based missions measuring different land, ocean, and atmospheric parameters.

Parameter	Selected measurement concepts	Utility compared to traditional architectures (comparable, lower, marginal)	Cubesat technology readiness (flight proven, in development, unavailable)	Scientific readiness (mature, exploratory, conceptual)	Justification
Aerosols	Uncooled miniature spectrometers (VNIR, with polarimetry and/or multi-angular measurements)	Lower	In development	Exploratory	[6]
Atmospheric chemistry (ozone and trace gases)	Uncooled miniature spectrometers (UV+ SWIR)	Lower	In development	Mature	[62]
Atmospheric temperature and humidity fields	mm-wave atmospheric sounding/GNSS radio occultation	Comparable/lower	In development/flight proven	Exploratory/mature	[5,4]
Cloud properties, liquid water and precipitation	mm-wave atmospheric sounding	Lower	In development	Exploratory	[5]
Disaster monitoring	High resolution cameras	Comparable	In development	Mature	[29]
Earth radiation budget	Uncooled microbolometers	Comparable	In development	Mature	[86]
Gravity	Precise accelerometers	Comparable	Flight proven	Mature	[64]
Ice sheet topography	Uncooled miniature spectrometers (VNIR, with multi-angular measurements)	Marginal	In development	Mature	[4]
Land surface temperature	Uncooled microbolometers	Lower	In development	Mature	[107,108]
Land topography	GNSS reflectometry	Marginal	In development	Conceptual	[93]
Lightning detection	Photodiodes	Comparable	In development	Mature	[31]
Magnetic field	Vector magnetometers	Lower	Flight proven	Mature	[26]
Ocean altimetry	GNSS reflectometry	Marginal	In development	Conceptual	[95]
Ocean color	Uncooled miniature spectrometers (UV+VNIR)	Lower	In development	Mature	[4]
Ocean surface salinity	GNSS reflectometry	Lower	In development	Conceptual	[126]
Ocean surface temperature	Uncooled microbolometers	Lower	In development	Mature	[107,108]
Ocean surface winds	GNSS reflectometry	Lower	In development	Mature	[95]
Sea ice cover	mm-wave atmospheric sounding	Lower	In development	Exploratory	[136]
Snow cover	Uncooled miniature spectrometers (NIR)/mm-wave atmospheric sounding	Lower/lower	In development/In development	Mature/mature	[134,136]
Soil moisture	GNSS reflectometry	Lower	In development	Conceptual	[126]
Vegetation	Uncooled miniature spectrometers (VNIR)	Lower	Flight proven	Mature	[4]

(Selva &amp; Krejci, 2012)

2) Agricultura de precisión: Esta aplicación es un concepto de gestión de la agricultura que se basa en la medición de distintas variables atmosféricas como la temperatura y la presión. La localización de las posiciones de las distintas variables en un campo de cultivo, permite la creación de mapas de las variables medidas con el objetivo de optimizar los rendimientos de los insumos por medio de las decisiones tomadas con la información recolectada vía satélite (Sensors, s.f.). Esta aplicación es considerada para Guatemala debido, al igual que para la primera aplicación, al alto aporte económico de la agricultura en el país.

3) Cambio climático: La medición de las distintas variables atmosféricas como la temperatura, presión y entre otros, han probado ser de gran ayuda para los distintos campos en donde la recolección de este tipo de datos influye en las actividades diarias (agricultura, aviación, etc.) Esta aplicación es considerada para Guatemala, no solo para mejorar la eficiencia de la recolección de datos atmosféricos, sino por la relación entre el clima y la siembra del café y azúcar.

## 2. Requerimientos

a. Proveedores. Una de las cualidades atractivas de un CubeSat, como se ha mencionado con anterioridad, es la alta comercialización de sus componentes. Hoy en día existen una gran cantidad de proveedores a nivel mundial que ofrecen productos de alta calidad para distintos tipos de misiones y aplicaciones de CubeSats. El Cuadro LI presenta un listado de algunos proveedores de manera que pueda ilustrar la alta comercialización, disponibilidad y cantidad de proveedores de componentes para CubeSats.

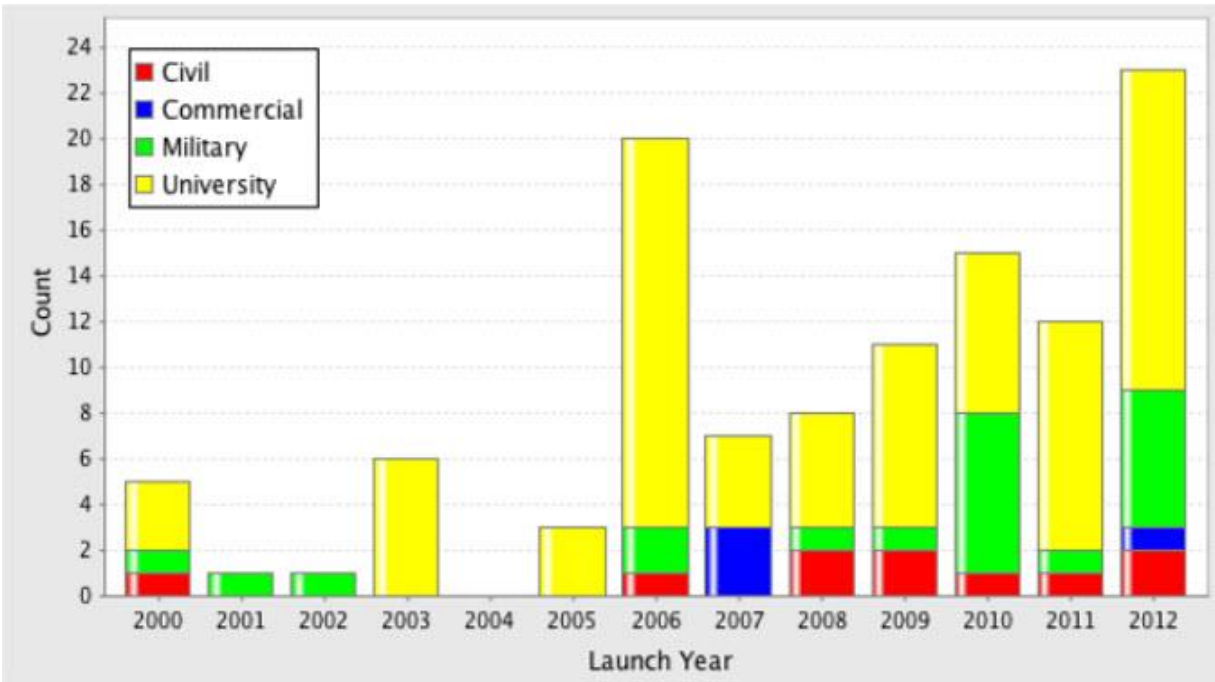
Cuadro LI. Listado de proveedores

No.	PROVEEDORES U ORGANIZACIONES	SITIO WEB
1	ISIS CubeSatShop	<a href="http://www.cubesatshop.com/">http://www.cubesatshop.com/</a>
2	GomSpace	<a href="http://gomspace.com/">http://gomspace.com/</a>
3	Freetronics	<a href="http://www.freetronics.com/">http://www.freetronics.com/</a>
4	Gauss Team	<a href="http://www.gaussteam.com/">http://www.gaussteam.com/</a>
5	Clyde Space	<a href="http://www.clyde-space.com/">http://www.clyde-space.com/</a>
6	Honeybee Robotics	<a href="http://www.honeybeerobotics.com/">http://www.honeybeerobotics.com/</a>
7	Maryland Aerospace	<a href="http://maiaero.com/">http://maiaero.com/</a>
8	BCT	<a href="http://bluecanyontech.com/">http://bluecanyontech.com/</a>
9	Innoflight	<a href="http://innoflight.com/">http://innoflight.com/</a>
10	Astronautical Development, LLC	<a href="http://www.astrodev.com/public_html2/">http://www.astrodev.com/public_html2/</a>
11	Beningo Engineering	<a href="http://www.beningo.com/">http://www.beningo.com/</a>
12	Tenergy	<a href="http://www.tenergy.com/">http://www.tenergy.com/</a>
13	Boeing: Spectrolab	<a href="http://www.spectrolab.com/solarcells.htm">http://www.spectrolab.com/solarcells.htm</a>
14	Spacecialist	<a href="http://www.spacecialist.com/site.php">http://www.spacecialist.com/site.php</a>
15	SpaceMicro	<a href="http://www.spacemicro.com/">http://www.spacemicro.com/</a>

b. Mano de obra y fuentes de desarrollo. La alta comercialización de los componentes de CubeSats permite que la construcción de un CubeSat esté al alcance de aquellos que poseen el conocimiento ingenieril para su construcción. Es por ello que el CubeSat se ha convertido en una herramienta didáctica en universidades y centros tecnológicos. La elaboración de un CubeSat se ha convertido en una práctica común en naciones con programas espaciales desarrollados. Esto ha permitido a que una mayor cantidad de misiones de CubeSats sean llevadas a cabo (Martínez, 2010).

En la siguiente figura se observa la comparación de misiones de CubeSats según la entidad en la cual se desarrolló.

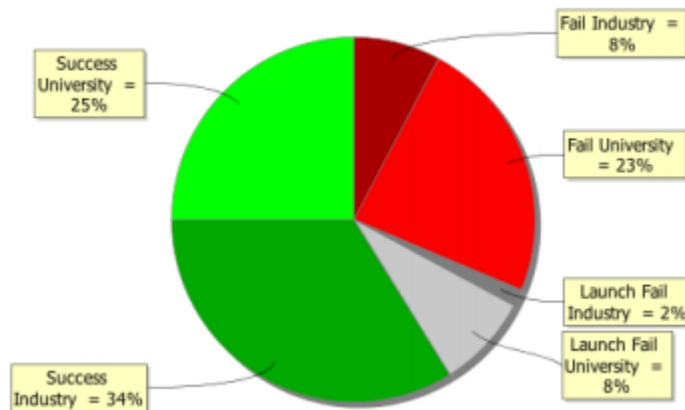
Figura 72. Fuente de desarrollo de misión de CubeSat por año de lanzamiento.



(Martínez, 2010)

Estas estadísticas describen la capacidad de estudiantes universitarios de desarrollar, construir y llevar a cabo un CubeSat. Esto podría significar que el primer CubeSat guatemalteco podría ser desarrollado por algún centro educativo nacional. Sin embargo, la mano de obra estudiantil también tiene sus desventajas.

Figura 73. Éxito y fracaso de misiones de CubeSat en la industria y en la universidad como porcentaje de todos los intentos de lanzamientos entre los años 2000-2012.



(Martínez, 2010)

En el gráfico anterior se puede trazar una comparación entre el éxito y fracaso del desarrollo universitario e industrial. Se observa que en el entorno universitario, el fracaso es mayor y el éxito es menor en comparación al desarrollo de la industria. Esto podría significar que el desarrollo de un CubeSat a través de esfuerzos universitarios tendría una mayor posibilidad de fracasar. Sin embargo, al considerar el desarrollo de un CubeSat a través de una industria se toman en cuenta factores, tanto positivos como negativos como: Un mayor presupuesto con el cual trabajar y desarrollar el CubeSat, el incremento de costos de lanzamiento y mano de obra, la disposición hacia misiones no tradicionales entre otros.

c. **Vida útil.** Una características limitante en los CubeSats es la vida útil, o la cantidad de tiempo que es capaz de estar en órbita y transmitiendo datos (Qiao).

Centros espaciales han desarrollado análisis y métodos de predicción de periodo de vida basados en las características como la medida del CubeSat (1U, 2U, 3U etc.) y consecuentemente su masa, la altitud en la cual orbitan, el efecto solar, potenciales colisiones, construcción inadecuada entre otros.

Cuadro LII. Tiempo de vida de un CubeSat según su altitud de órbita inicial. (“d”: días, “y”: años).

Altitude (km)	1U	2U	3U	4U	5U	6U
200	2 d	2 d	3 d	4 d	4 d	3 d
250	5 d	9 d	14 d	19 d	24 d	7 d
300	18 d	36 d	55 d	75 d	96 d	68 d
350	58 d	122 d	178 d	237 d	302 d	214 d
400	167 d	133 d	1.3 y	1.7 y	2.1 y	1.5 y
450	1.1 y	2.1 y	3.1 y	4.2 y	5.7 y	3.7 y
500	2.4 y	5.3 y	11.3 y	13.4 y	15.4 y	12.8 y
550	7.0 y	14.4 y	23.2 y	27.5 y	37.2 y	25.9 y
600	15.1 y	30.5 y	48.4 y	61.0 y	74.4 y	57.6 y

(Qiao)

Cuadro LIII. Tiempo de vida de un CubeSat vs. Masa y altitud de órbita inicial (“d”: días, “y”: años).

Form factors	Mass (kg)		Lifetime decrease due to edge length increase			
	Min	Max	600 km	500 km	400km	300km
1U	1	2	15.7 y	2.9 y	167 d	18 d
2U	2	4	30.9 y	8.1 y	287 d	39 d
3U	3	6	43.1 y	7.8 y	401 d	61 d
6U	6	8	39.6 y	6.5 y	365 d	55 d

(Qiao)

Los cuadros anteriores retratan una predicción del tiempo de vida de un CubeSat según algunas de sus características. La vida útil de un CubeSat es de gran interés para aquellos interesados en su desarrollo y el tipo de misión y/o experimento a realizar. Sin embargo, a pesar de realizar modelos, no existe una vida útil o predicción certera y la variabilidad de todos estos parámetros es un constante desafío y factor a tener en cuenta.

d. **Tecnología requerida.** La aplicación de Agricultura de precisión y Cambio climático se clasifican bajo observación de la Tierra y sus componentes distintivos son los sensores o cámaras tecnológicas utilizadas para la obtención de datos. Este tipo de misiones son de desarrollo “Maduro” debido a previas misiones con objetivos similares y su estructura simple 1U.

Para el desarrollo de la biotecnología, la aplicación que un CubeSat podría aportar es la capacidad para realizar experimentos de ingravidez o micro gravedad. Es por ello que los satélites presentados a continuación pueden ser tomados como base o referencia para la primera aplicación previamente mencionada.

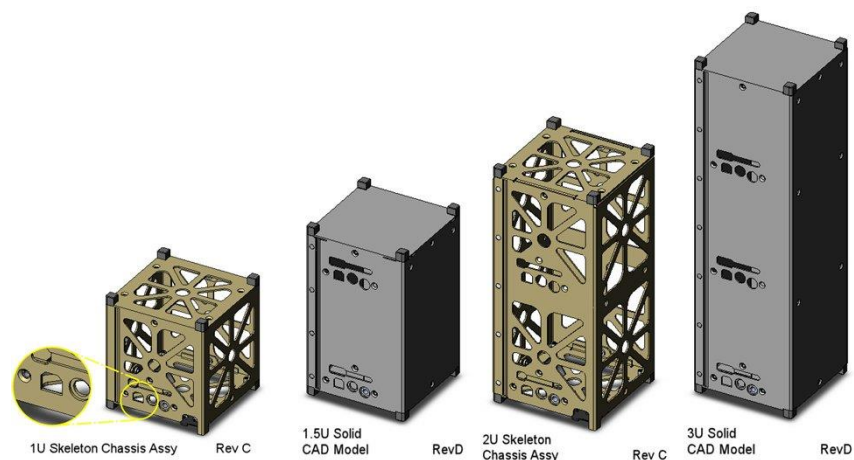
Para células y microorganismos, la ausencia de gravedad significa que los gradientes térmicos no causan convección como en la Tierra, lo que podría alterar el transporte de masas que influye en la eliminación de entrega de nutrientes y residuos. Para todo organismo viviente, los niveles de radiación incrementan considerablemente al estar fuera de la protección de la magnetosfera de la Tierra. Experimentos bajo las características previamente descritas han sido utilizadas para observar el comportamiento y mutaciones potenciales del *E. coli*, *S. cerevisiae*, *Drosophila melanogaster* entre otros (Swartwout, 2013).

Experimentos biológicos llevados a cabo en CubeSats sirven de modelo para futuros modelos que se podrían aplicar para la industria azucarera o la agricultura en general debido a la constante investigación en cuanto a manejo de plagas y patógenos.

GeneSat-1, una demostración de tecnología en CubeSat, fue una carga útil secundaria dentro del cohete Minotaur I. La misión del GeneSat-1 fue validar el uso de instrumentación para investigación y desarrollo de biología in situ a través del estudio de los efectos de micro gravedad en bacteria, sondas genéticas y biológicas para la detección de expresión genética; por lo cual deriva su nombre “Gene-Sat” (Ricco A. H.).

Tomando el éxito de GeneSat-1 como antecedente, el PharmaSat (Kitts) fue desarrollado por el aumento de interés en el comportamiento de sistemas biológicos en un ambiente espacial. Casi igual que el GeneSat-1, PharmaSat es compuesto por un módulo bus del volumen de 1 CubeSat y un módulo de carga útil con volumen de 2 CubeSats (Garber, 2007).

Figura 74. Distintas configuraciones de estructura mecánica de CubeSat.



(Aguero, 2001)

Una de las características más influyentes para un CubeSat con una aplicación para experimentos de micro gravedad y biotecnología es, como se demuestra en el GeneSat-1 y PharmaSat, la estructura mecánica de 3U mostrada en la figura anterior.

3. Componentes y costos. Los costos de los distintos CubeSats presentados incluyen: los componentes, la manufactura de su estructura, el lanzamiento y la estación de control.

Los componentes para cada aplicación fueron determinados con base a la elaboración de un prototipo por parte de estudiantes del Departamento de Ingeniería Mecatrónica a cargo del diseño de un CubeSat sin una aplicación o “payload” en específico.

Las diferencias principales entre cada CubeSat recae en ciertos componentes particulares a su aplicación.

El CubeSat para experimentos de microgravedad y microbiología, a diferencia de los demás, presenta una estructura 3U de mayor tamaño para acomodar el espectrómetro para el análisis molecular requerido de este tipo de experimentos. El CubeSat para agricultura de precisión contiene, a diferencia de los demás, una cámara capaz de captar imágenes para observación terrestre. Por último, el CubeSat para el monitoreo del clima contiene sensores particulares para presión y temperatura para estas variables climáticas.

Cuadro LIV. Componentes particulares de cada CubeSat.

MICROGRAVEDAD/MICROBIOLOGÍA	AGRICULTURA DE PRECISIÓN	MONITOREO DE CLIMA
Estructura 3U	NanoCam	Sensor ABS Press
Espectrómetro		NanoPower Solar P110U-A/B

Los componentes y costos se obtuvieron del siguiente cuadro de proveedores.

Cuadro LV. Proveedores, distribuidores y/o empresas de los componentes seleccionados.

PROVEEDOR, DISTRIBUIDOR Y/O EMPRESA	LINK
Digi-Key	<a href="http://www.digikey.com/">http://www.digikey.com/</a>
Miniinthebox	<a href="http://www.miniinthebox.com/">http://www.miniinthebox.com/</a>
Aliexpress	<a href="http://www.aliexpress.com">http://www.aliexpress.com</a>
Faulhaber Minimotor SA	<a href="http://www.faulhaber.com/n110411/n.html">http://www.faulhaber.com/n110411/n.html</a>
Polulu Robotics and Electronics	<a href="http://www.pololu.com/">http://www.pololu.com/</a>
Adafruit	<a href="http://www.adafruit.com/">http://www.adafruit.com/</a>
FunCube Dongle Shop	<a href="http://www.funcubedongle.com/?page_id=286">http://www.funcubedongle.com/?page_id=286</a>
CubeSat Shop	<a href="http://www.cubesatshop.com/">http://www.cubesatshop.com/</a>
Industrias Maselli SA	<a href="http://www.industriaguatate.com/directorio/industria-metalurgica-maselli-sa">http://www.industriaguatate.com/directorio/industria-metalurgica-maselli-sa</a>
CLARO	<a href="http://www.claro.com.gt/wps/portal/gt/sc/personas/internet/internet-residencial#info-02">http://www.claro.com.gt/wps/portal/gt/sc/personas/internet/internet-residencial#info-02</a>
EEGSA	<a href="http://www.tec.url.edu.gt/boletin/URL_10_MEC02.pdf">http://www.tec.url.edu.gt/boletin/URL_10_MEC02.pdf</a>

A continuación se presentan los costos para un CubeSat de aplicación para experimentos de microgravedad y microbiología.

Cuadro LVI. Componentes y costo de CubeSat Aplicación #1 en quetzales.

APLICACIÓN 1. EXPERIMENTOS DE MICROGRAVEDAD Y MICROBIOLOGÍA (EN QUETZALES)				
RUBRO	CANTIDAD	COSTO UNITARIO		COSTO
Structure 3U	1	Q	35,260.90	Q 35,260.90
Stainless Steel Nuts	360			
Stainless Steel Washers	360		-	Q 436.68
Stainless Steel Screws	60			
Stainless Steel Threaded Road	3	Q	107.25	Q 321.76
Battery	2	Q	122.50	Q 245.00
Solar Panel	15	Q	20,485.51	Q 307,282.71
Transceiver CC1101	2	Q	36.39	Q 72.78
Transceiver Evaluation Board	1	Q	773.76	Q 773.76
TNC STM32F415RG	1	Q	91.55	Q 91.55
Transceiver Booster Pack	1	Q	145.56	Q 145.56
Antenna Materials	1	Q	229.83	Q 229.83
PCB	1	Q	383.05	Q 383.05
STM32 Development Board	2	Q	222.17	Q 444.34
USB-to-UART bridge	2	Q	45.58	Q 91.17
Teensy 3.1 DevBoard	2	Q	152.84	Q 305.67
STM32F3 Discovery	2	Q	83.50	Q 167.01
Temperature Sensor (DS18B20)	10	Q	20.23	Q 202.25
Light Sensor (TSL237)	15	Q	21.90	Q 328.43
GPS receiver (LS20031)	1	Q	382.67	Q 382.67
Motor Drivers (DRV10963EVM)	3	Q	195.36	Q 586.07
IMU (UM6 r2)	1	Q	1,148.77	Q 1,148.77
BLDC Micromotor	3	Q	670.34	Q 2,011.01
Magnetorquer	3	Q	3,830.50	Q 11,491.50
Voltage Regulator (Testbed)	2	Q	114.53	Q 229.06
Li-po batteries	6	Q	37.92	Q 227.53
Battery Charger	3	Q	252.43	Q 757.29
Wixel Wireless Module	3	Q	152.84	Q 458.51
JST RCY Connector	4	Q	3.83	Q 15.32
Regular PCB - Board	2	Q	37.92	Q 75.84
Small PCB - Board	2	Q	22.60	Q 45.20
R-Pi microSD Adapter	2	Q	45.58	Q 91.17
FunCube Dongle	1	Q	1,608.81	Q 1,608.81
Heat Shrink Kit	2	Q	60.90	Q 121.81
Wire Solder	1	Q	162.26	Q 162.26
Solder Wick	2	Q	21.22	Q 42.44
Stranded Wire (28 AWG, 90 Feet)	6	Q	34.47	Q 206.85
Stranded Wire (30 AWG, 100 Feet)	6	Q	32.56	Q 195.36
Solder Flux	1	Q	87.49	Q 87.49
Solder Tip Tinner/Cleaner	1	Q	115.53	Q 115.53
0.1" Crimp Connector Housing	16	Q	4.06	Q 64.97
Female Crimp Pins for 0.1" Housings	2	Q	45.58	Q 91.17
Male Crimp Pins for 0.1" Housings	2	Q	60.90	Q 121.81
Magnifying Lamp	1	Q	459.66	Q 459.66
Soldering Iron-50W	1	Q	344.36	Q 344.36
Soldering Tip	1	Q	60.90	Q 60.90
Panavise Jr.	1	Q	229.45	Q 229.45
Argus 1000 Infrared Spectrometer	1	Q	263,732.22	Q 263,732.22
Ground Control Station	1	Q	313,966.93	Q 313,966.93
Manufacturing	1	Q	27,000.00	Q 27,000.00
Launch	1	Q	306,440.00	Q 306,440.00
<b>TOTAL</b>				<b>Q1,279,354.40</b>

A continuación se presentan los costos para un CubeSat de aplicación para agricultura de precisión

Cuadro LVII. Componentes y costo de CubeSat Aplicación #2 en quetzales.

APLICACIÓN 2. AGRICULTURA DE PRECISIÓN (EN QUETZALES)				
RUBRO	CANTIDAD		COSTO UNITARIO	COSTO
Structure 1U	1	Q	3,179.32	Q 3,179.32
Stainless Steel Nuts	120			
Stainless Steel Washers	120		-	Q 145.56
Stainless Steel Screws	20			
Stainless Steel Threaded Road	1	Q	107.25	Q 107.25
Battery	2	Q	122.50	Q 245.00
Solar Panel	5	Q	2,674.00	Q 13,370.00
Transceiver CC1101	2	Q	36.39	Q 72.78
Transceiver Evaluation Board	1	Q	773.76	Q 773.76
TNC STM32F415RG	1	Q	91.55	Q 91.55
Transceiver Booster Pack	1	Q	145.56	Q 145.56
Antenna Materials	1	Q	229.83	Q 229.83
PCB	1	Q	383.05	Q 383.05
STM32 Development Board	2	Q	222.17	Q 444.34
USB-to-UART bridge	2	Q	45.58	Q 91.17
Teensy 3.1 DevBoard	2	Q	152.84	Q 305.67
STM32F3 Discovery	2	Q	83.50	Q 167.01
Temperature Sensor (DS18B20)	10	Q	20.23	Q 202.25
Light Sensor (TSL237)	15	Q	21.90	Q 328.43
GPS receiver (LS20031)	1	Q	382.67	Q 382.67
Motor Drivers (DRV10963EVM)	3	Q	195.36	Q 586.07
IMU (UM6 r2)	1	Q	1,148.77	Q 1,148.77
BLDC Micromotor	3	Q	670.34	Q 2,011.01
Magnetorquer	3	Q	3,830.50	Q 11,491.50
Voltage Regulator (Testbed)	2	Q	114.53	Q 229.06
Li-po batteries	2	Q	37.92	Q 75.84
Battery Charger	1	Q	32.95	Q 32.95
Wixel Wireless Module	3	Q	19.95	Q 59.85
JST RCY Connector	4	Q	3.83	Q 15.32
Regular PCB - Board	2	Q	37.92	Q 75.84
Small PCB - Board	2	Q	22.60	Q 45.20
R-Pi microSD Adapter	2	Q	45.58	Q 91.17
FunCube Dongle	1	Q	1,608.81	Q 1,608.81
Heat Shrink Kit	2	Q	60.90	Q 121.81
Wire Solder	1	Q	162.26	Q 162.26
Solder Wick	2	Q	21.22	Q 42.44
Stranded Wire (28 AWG, 90 Feet)	6	Q	34.47	Q 206.85
Stranded Wire (30 AWG, 100 Feet)	6	Q	32.56	Q 195.36
Solder Flux	1	Q	87.49	Q 87.49
Solder Tip Tinner/Cleaner	1	Q	115.53	Q 115.53
0.1" Crimp Connector Housing	16	Q	4.06	Q 64.97
Female Crimp Pins for 0.1" Housings	2	Q	45.58	Q 91.17
Male Crimp Pins for 0.1" Housings	2	Q	60.90	Q 121.81
Magnifying Lamp	1	Q	459.66	Q 459.66
Soldering Iron-50W	1	Q	344.36	Q 344.36
Soldering Tip	1	Q	60.90	Q 60.90
Panavise Jr.	1	Q	229.45	Q 229.45
NanoCam C1U	1	Q	111,095.99	Q 111,095.99
Ground Control Station	1	Q	313,966.93	Q 313,966.93
Manufacturing	1	Q	9,000.00	Q 9,000.00
Launch	1	Q	306,440.00	Q 306,440.00
			<b>TOTAL</b>	<b>Q780,943.55</b>

A continuación se presentan los costos para un CubeSat de aplicación para cambio climático.

Cuadro LVIII. Componentes y costo de CubeSat Aplicación #3 en quetzales.

APLICACIÓN 3. CAMBIO CLIMÁTICO (EN QUETZALES)			
RUBRO	CANTIDAD	COSTO UNITARIO	COSTO
Structure 1U	1	Q 3,179.32	Q 3,179.32
Stainless Steel Nuts	120	-	Q 145.56
Stainless Steel Washers	120		
Stainless Steel Screws	20		
Stainless Steel Threaded Road	1	Q 107.25	Q 107.25
Battery	2	Q 122.50	Q 245.00
Solar Panel	5	Q 2,674.00	Q 13,370.00
Transceiver CC1101	2	Q 36.39	Q 72.78
Transceiver Evaluation Board	1	Q 773.76	Q 773.76
TNC STM32F415RG	1	Q 91.55	Q 91.55
Transceiver Booster Pack	1	Q 145.56	Q 145.56
Antenna Materials	1	Q 229.83	Q 229.83
PCB	1	Q 383.05	Q 383.05
STM32 Development Board	2	Q 222.17	Q 444.34
USB-to-UART bridge	2	Q 45.58	Q 91.17
Teensy 3.1 DevBoard	2	Q 152.84	Q 305.67
STM32F3 Discovery	2	Q 83.50	Q 167.01
Temperature Sensor (DS18B20)	10	Q 20.23	Q 202.25
Light Sensor (TSL237)	15	Q 21.90	Q 328.43
GPS receiver (LS20031)	1	Q 382.67	Q 382.67
Motor Drivers (DRV10963EVM)	3	Q 195.36	Q 586.07
IMU (UM6 r2)	1	Q 1,148.77	Q 1,148.77
BLDC Micromotor	3	Q 670.34	Q 2,011.01
Magnetorquer	3	Q 3,830.50	Q 11,491.50
Voltage Regulator (Testbed)	2	Q 114.53	Q 229.06
Li-po batteries	2	Q 37.92	Q 75.84
Battery Charger	1	Q 32.95	Q 32.95
Wixel Wireless Module	3	Q 19.95	Q 59.85
JST RCY Connector	4	Q 3.83	Q 15.32
Regular PCB - Board	2	Q 37.92	Q 75.84
Small PCB - Board	2	Q 22.60	Q 45.20
R-Pi microSD Adapter	2	Q 45.58	Q 91.17
FunCube Dongle	1	Q 1,608.81	Q 1,608.81
Heat Shrink Kit	2	Q 60.90	Q 121.81
Wire Solder	1	Q 162.26	Q 162.26
Solder Wick	2	Q 21.22	Q 42.44
Stranded Wire (28 AWG, 90 Feet)	6	Q 34.47	Q 206.85
Stranded Wire (30 AWG, 100 Feet)	6	Q 32.56	Q 195.36
Solder Flux	1	Q 87.49	Q 87.49
Solder Tip Tinner/Cleaner	1	Q 115.53	Q 115.53
0.1" Crimp Connector Housing	16	Q 4.06	Q 64.97
Female Crimp Pins for 0.1" Housings	2	Q 45.58	Q 91.17
Male Crimp Pins for 0.1" Housings	2	Q 60.90	Q 121.81
Magnifying Lamp	1	Q 459.66	Q 459.66
Soldering Iron-50W	1	Q 344.36	Q 344.36
Soldering Tip	1	Q 60.90	Q 60.90
Panavise Jr.	1	Q 229.45	Q 229.45
NanoPower Solar P110U-A/B	1	Q 26,566.43	Q 26,566.43
Sensor ABS Press	1	Q 122.65	Q 122.65
Ground Control Station	1	Q 313,966.93	Q 313,966.93
Manufacturing	1	Q 9,000.00	Q 9,000.00
Launch	1	Q 306,440.00	Q 306,440.00
		<b>TOTAL</b>	<b>Q696,536.65</b>

En el siguiente cuadro se observan los costos totales aproximados para cada aplicación.

Cuadro LIX. Cuadro comparativo de costos en quetzales de las tres Aplicaciones de CubeSats.

COMPARACIÓN DE COSTOS		
No.	CUBESAT	COSTO
Aplicación 1	Microgravedad/microbiología	Q 1,300,000.00
Aplicación 2	Agricultura de precisión	Q 800,000.00
Aplicación 3	Cambio climático	Q 700,000.00

4. **Análisis financiero.** Se decidió realizar un análisis financiero costo-beneficio debido a que el objetivo de la investigación es determinar si el costo de la construcción de un CubeSat es factible y viable económicamente (Calidad, 2000). Vale la pena mencionar que con la información obtenida de una aplicación de CubeSat, los beneficios podrían acaparar una gran diversidad de campos tanto científicos como sociales. Sin embargo, el estudio realizado denota únicamente beneficios económicos en relación al PIB para un uso específico y determinado del CubeSat.

Para el análisis se utilizó un promedio del PIB de las actividades económicas seleccionadas del 2002 al 2013 en millones de quetzales de manera que se tuvieran los mismo parámetros mostrados anteriormente en el Cuadro XLVII y Cuadro XLVIII.

Cuadro LX. PIB Promedio anual 2002-2013 en millones de quetzales.

ACTIVIDADES ECONÓMICAS		Promedio Anual 2002-2013	%
1	Agricultura, ganadería, caza, silvicultura y pesca	Q 25,377.42	13.66%
2	Explotación de minas y canteras	Q 1,219.08	0.66%
3	Industrias manufactureras	Q 34,339.82	18.48%
4	Suministro de electricidad y captación de agua	Q 4,931.75	2.65%
5	Construcción	Q 6,502.69	3.50%
6	Comercio al por mayor y al por menor	Q 22,301.45	12.00%
7	Transporte, almacenamiento y comunicaciones	Q 16,793.90	9.04%
8	Intermediación financiera, seguros y actividades auxiliares	Q 7,472.16	4.02%
9	Alquiler de vivienda	Q 18,931.59	10.19%
10	Servicios privados	Q 29,208.94	15.72%
11	Administración pública y defensa	Q 13,177.72	7.09%
PRODUCTO INTERNO BRUTO <sup>a/</sup>		<b>Q185,814.84</b>	

Para la cuantificación de beneficios se realizaron dos entrevistas, de manera que con la información obtenida se llegase a una relación económica del potencial beneficio a obtener de un CubeSat.

Cuadro LXI. Entrevistas realizadas para cuantificación de beneficios.

ENTREVISTAS	
INSTITUCIÓN/ORGANIZACIÓN	INDIVIDUO Y PUESTO DE TRABAJO
Universidad del Valle de Guatemala	Dr. Edwin Castellanos. Centro de Estudios Ambientales y Biodiversidad
Universidad del Valle de Guatemala	Dr. Rolando Cifuentes. Centro de Estudios Agrícolas y Alimentarios UVG

Además del análisis costo-beneficio, ello se realizó un análisis simple de Valor Presente Neto. Se utilizó una TMAR de 18.60% debido a que esta es la tasa de préstamo con fiador del Banco Industrial. Vale la pena mencionar que este tipo de análisis económico, VPN, es de carácter micro-económico a diferencia del Costo-Beneficio, y por lo tanto, la TMAR utilizada no acapara los riesgos que debieran de tomarse en cuenta, al considerar los beneficios económicos obtenidos de un indicador macroeconómico como el PIB.

Se obtuvieron los costos de equipo de operación y el dato del personal necesario (Un manager de laboratorio y un ingeniero de software) para manejar los datos de recolección en la estación de control. Los salarios se obtuvieron partiendo de un salario de \$1000.00, con una tasa de cambio de 7.661 y las prestaciones nacionales (Griffith, 2011).

Cuadro LXII. Cálculo de salarios de operación en quetzales.

PUESTO	INGENIERO EN SOFTWARE	MANAGER DE LABORATORIO
Salario	Q 9,053.91	Q 7,661.00
Bonificación de incentivo	Q (250.00)	Q (250.00)
Prestaciones	Q 3,682.68	Q 3,566.91
Salario total con prestaciones	Q 12,736.58	Q 11,227.91
<b>TOTAL SALARIOS</b>		Q 23,964.50

Cuadro LXIII. Cálculo de gastos en quetzales.

Período (Mensual)	Internet (Claro)	Costo de equipo de operación	Salarios	Electricidad (EEGSA)
0				
1	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
2	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
3	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
4	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
5	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
6	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
7	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
8	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
9	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
10	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
11	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
12	Q499.00	Q69,268.21	Q23,964.50	Q688.47
Total	Q5,988.00	Q831,218.50	Q287,573.98	Q8,261.68
<b>Total gastos anuales</b>				<b>Q1,133,042.16</b>
<b>Total gastos mensuales</b>				<b>Q94,420.18</b>

a. **Aplicación #1.** La cuantificación para la aplicación de experimentos de microgravedad y microbiología se realizó con base al café. Se realizó con base a este producto y no al azúcar debido a la información obtenida durante la entrevista con el Dr. Cifuentes sobre el considerable peligro de la plagas de roya en el café, a diferencia del azúcar cuyo peligro no es de urgencia. En sus estudios, determina un 70% de daño en las plantaciones de café en Guatemala por parte de esta plaga. Es por ello que el análisis financiero realizado presenta la ganancia económica que se obtendría en relación a la reducción del porcentaje de roya en el café y el impacto en su actividad económica (Agricultura, ganadería, caza, silvicultura y pesca) y en el PIB (Cifuentes, 2013) (Morocoima, 1988).

La columna titulada “% DE PLAGA EN EL CAFÉ” representa la presencia actual de plaga en el cultivo de café, según el dato obtenido por el Dr. Cifuentes. La disminución proyectada de este porcentaje se ve representado económicamente en las siguientes filas. Todo incremento económico en las siguientes columnas es basado en el porcentaje de presencia de la plaga.

La columna titulada “% DE PLAGA ELIMINADO EN EL CAFÉ” representa el porcentaje eliminado de la plaga. Esta columna va de mano con la columna anterior de manera que ambas presentan la misma información. Si existe el 70% de plaga en el café, esto significa que el porcentaje de plaga eliminado en el café es de 0%; si existe el 69% de plaga en el café, esto significa que el porcentaje de plaga eliminado en el café es de 1% y así sucesivamente.

La siguiente columna, “INCREMENTO ECONÓMICO DEL CAFÉ SEGÚN % DE PLAGA ELIMINADO” es la representación en millones de quetzales del ahorro o la reducción de pérdida; los beneficios. Se tomó el dato del café, encontrado en el Cuadro XLVIII, el cual representa el 100% y se trazó la relación entre el número que representa el 100% para obtener la cantidad económica según el porcentaje de la columna anterior.

La última columna es la relación de costo beneficio, se obtuvo al dividir los incrementos económicos, ya sea del dentro del costo del CubeSat. El proyecto tecnológico tiene mayor aceptación si su costo-beneficio es mayor a 1 y se rechaza si es menor.

A continuación, se presenta el análisis costo-beneficio en donde, partiendo de un 70% de presencia de plaga, se analiza el beneficio económico al eliminar cierto porcentaje de la roya en el cultivo del café.

Cuadro LXIV. Análisis Costo-beneficio en millones de quetzales para Aplicación 1.

% DE PLAGA EN EL CAFÉ	% DE PLAGA ELIMINADO EN EL CAFÉ	REDUCCIÓN DE PÉRDIDA POR PLAGA EN MILLONES DE Q UETZALES	RELACIÓN COSTO BENEFICIO
70%	0%	Q -	0
69.99%	0.01%	Q0.66	0.51
69.98%	0.02%	Q1.31	1.02
69.97%	0.03%	Q1.97	1.54
69.96%	0.04%	Q2.62	2.05
69.95%	0.05%	Q3.28	2.56

Se observa que para que el CubeSat sea de beneficio económico, según la aplicación de Microgravedad y microbiología, el experimento realizado deberá eliminar al menos 0.02% de la roya en el café el cual conlleva beneficios económicos de Q1.31 millones.

Para el análisis VPN, se extendió el número de períodos de manera optimista, hasta 10 años. Sin embargo, de nuevo se recalca la incertidumbre de ese factor en particular.

Se observa que, según el análisis VPN para el beneficio mínimo, la TIR no es mayor que la TMAR por lo que el proyecto se rechazaría.

Cuadro LXV. Análisis VPN según beneficio mínimo en actividad económica.

Períodos (Años)	Inversión Inicial	Costo de equipo de operación	Salarios	Internet (Claro)	Electricidad (EEGSA)	Ingresos (Beneficio mínimo)	Flujo de Efectivo Neto
0	Q (1,279,354.40)						Q (1,279,354.40)
1		Q (831,218.50)	Q (287,573.98)	Q (5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 1,310,000.00	Q 176,957.84
2		Q (831,218.50)	Q (287,573.98)	Q (5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 1,310,000.00	Q 176,957.84
3		Q (831,218.50)	Q (287,573.98)	Q (5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 1,310,000.00	Q 176,957.84
4		Q (831,218.50)	Q (287,573.98)	Q (5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 1,310,000.00	Q 176,957.84
5		Q (831,218.50)	Q (287,573.98)	Q (5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 1,310,000.00	Q 176,957.84
6		Q (831,218.50)	Q (287,573.98)	Q (5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 1,310,000.00	Q 176,957.84
7		Q (831,218.50)	Q (287,573.98)	Q (5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 1,310,000.00	Q 176,957.84
8		Q (831,218.50)	Q (287,573.98)	Q (5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 1,310,000.00	Q 176,957.84
9		Q (831,218.50)	Q (287,573.98)	Q (5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 1,310,000.00	Q 176,957.84
10		Q (831,218.50)	Q (287,573.98)	Q (5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 1,310,000.00	Q 176,957.84
						VPN	Q (500,754.72)
						TIR	6%
						TMAR	18.60%

b. **Aplicación #2.** La cuantificación para la aplicación de Agricultura de precisión se realizó con base al aporte económico del azúcar en su actividad económica el PIB y la relación entre el incremento económico contra el costo del CubeSat. El análisis se realizó de manera similar al análisis del café.

La columna “% DE INCREMENTO EN PRODUCCIÓN” representa un supuesto de porcentaje de incremento que se tendría que obtener a través de la implementación del CubeSat para obtener los beneficios económicos de las siguientes columnas.

La segunda columna “INCREMENTO ECONÓMICO DEL AZÚCAR SEGÚN % DE INCREMENTO DE PRODUCCIÓN” se obtuvo mediante la relación con el dato del Cuadro XLVII. Si el dato económico del Cuadro XLVII se obtiene actualmente sin ningún incremento de producción, se trazó la relación entre estos datos y el dato de la columna anterior para obtener la cantidad económica del incremento de producción de azúcar que se obtendría.

La última columna de costo beneficio se obtuvo al dividir los incrementos económicos, dentro del costo del CubeSat. El proyecto tecnológico tiene mayor aceptación si su costo-beneficio es mayor a 1 y se rechaza si es menor.

Para tener un porcentaje de producción más detallado se analiza la producción en incrementos pequeños.

Cuadro LXVI. Análisis Costo-beneficio en millones de quetzales para Aplicación 2.

% DE INCREMENTO EN PRODUCCIÓN	INCREMENTO DE PRODUCCIÓN EN MILLONES DE QETZALES	RELACIÓN COSTO BENEFICIO
0.001%	Q 0.04	0.045
0.005%	Q 0.18	0.226
0.010%	Q 0.35	0.452
0.020%	Q 0.71	0.904
0.025%	Q 0.88	1.130
0.026%	Q 0.92	1.175
0.027%	Q 0.95	1.220
0.028%	Q 0.99	1.265
0.029%	Q 1.02	1.310

Se observa que para justificar la construcción de un CubeSat en relación al incremento de producción de azúcar, el uso de información para el desarrollo de la producción deberá incrementar al menos un 0.025% para obtener beneficios económicos de aproximadamente Q880, 000.00

Para el análisis VPN, se extendió el número de períodos de manera optimista, hasta 10 años. Sin embargo, de nuevo se recalca la incertidumbre de ese factor en particular.

Se analizaron los beneficios mínimos según mostrados en el cuadro anterior.

Cuadro LXVII. Análisis VPN según beneficio mínimo en actividad económica.

Períodos (Años)	Inversión Inicial	Costo de equipo de operación	Salarios	Internet (Claro)	Electricidad (EEGSA)	Ingresos (Beneficio mínimo)	Flujo de Efectivo Neto
0	Q(780,943.55)						Q (780,943.55)
1		Q (831,218.50)	Q(287,573.98)	Q(5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 882,103.48	Q (250,938.68)
2		Q (831,218.50)	Q(287,573.98)	Q(5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 882,103.48	Q (250,938.68)
3		Q (831,218.50)	Q(287,573.98)	Q(5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 882,103.48	Q (250,938.68)
4		Q (831,218.50)	Q(287,573.98)	Q(5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 882,103.48	Q (250,938.68)
5		Q (831,218.50)	Q(287,573.98)	Q(5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 882,103.48	Q (250,938.68)
6		Q (831,218.50)	Q(287,573.98)	Q(5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 882,103.48	Q (250,938.68)
7		Q (831,218.50)	Q(287,573.98)	Q(5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 882,103.48	Q (250,938.68)
8		Q (831,218.50)	Q(287,573.98)	Q(5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 882,103.48	Q (250,938.68)
9		Q (831,218.50)	Q(287,573.98)	Q(5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 882,103.48	Q (250,938.68)
10		Q (831,218.50)	Q(287,573.98)	Q(5,988.00)	Q (8,261.68)	Q 882,103.48	Q (250,938.68)
						VPN	Q (1,885,052.71)
						TIR	-
						TMAR	18.60%

Se observa que, según el análisis VPN para el beneficio mínimo, la TIR no es mayor que la TMAR por lo que el proyecto se rechazaría.

c. **Aplicación #3.** La cuantificación para la aplicación de Cambio climático se realizó con base a la cantidad de estaciones meteorológicas y su costo. Se utilizó el costo de la estación meteorológica de la Universidad del Valle de Guatemala para realizar el análisis financiero junto con un costo aproximado de la instalación en el área rural nacional. En el siguiente cuadro, se especifican los costos.

Cuadro LXVIII. Costo total de estación meteorológica LABCO en quetzales.

COMPONENTES DE ESTACIÓN METEOROLÓGICA LABCO	
Estación meteorológica	Q5,650.00
Sensor de radiación solar	Q1,985.00
Trípode	Q985.00
Módulo de transmisión solar	Q7,968.00
Plan de recepción y almacenamiento de datos	Q1,985.00
Instalación	Q7,500.00
<b>TOTAL</b>	<b>Q26,073.00</b>

Cuadro LXIX. Análisis costo-beneficio en quetzales para aplicación 3 según cantidad de estaciones meteorológicas.

CANTIDAD DE ESTACIONES METEOROLÓGICAS	COSTO DE UNA ESTACIÓN (EN QUETZALES)	COSTO DE CUBESAT (EN QUETZALES)	COSTO BENEFICIO
1	Q 18,573.00	Q 696,536.65	0.03
2	Q 37,146.00	Q 696,536.65	0.05
3	Q 55,719.00	Q 696,536.65	0.08
4	Q 74,292.00	Q 696,536.65	0.11
5	Q 92,865.00	Q 696,536.65	0.13
6	Q 111,438.00	Q 696,536.65	0.16
7	Q 130,011.00	Q 696,536.65	0.19
8	Q 148,584.00	Q 696,536.65	0.21
9	Q 167,157.00	Q 696,536.65	0.24
10	Q 185,730.00	Q 696,536.65	0.27
11	Q 204,303.00	Q 696,536.65	0.29
12	Q 222,876.00	Q 696,536.65	0.32
13	Q 241,449.00	Q 696,536.65	0.35
14	Q 260,022.00	Q 696,536.65	0.37
15	Q 278,595.00	Q 696,536.65	0.40
16	Q 297,168.00	Q 696,536.65	0.43
17	Q 315,741.00	Q 696,536.65	0.45
18	Q 334,314.00	Q 696,536.65	0.48
19	Q 352,887.00	Q 696,536.65	0.51
20	Q 371,460.00	Q 696,536.65	0.53
21	Q 390,033.00	Q 696,536.65	0.56
22	Q 408,606.00	Q 696,536.65	0.59
23	Q 427,179.00	Q 696,536.65	0.61
24	Q 445,752.00	Q 696,536.65	0.64
25	Q 464,325.00	Q 696,536.65	0.67
26	Q 482,898.00	Q 696,536.65	0.69
27	Q 501,471.00	Q 696,536.65	0.72
28	Q 520,044.00	Q 696,536.65	0.75
29	Q 538,617.00	Q 696,536.65	0.77
30	Q 557,190.00	Q 696,536.65	0.80
31	Q 575,763.00	Q 696,536.65	0.83
32	Q 594,336.00	Q 696,536.65	0.85
33	Q 612,909.00	Q 696,536.65	0.88
34	Q 631,482.00	Q 696,536.65	0.91
35	Q 650,055.00	Q 696,536.65	0.93
36	Q 668,628.00	Q 696,536.65	0.96
37	Q 687,201.00	Q 696,536.65	0.99
38	Q 705,774.00	Q 696,536.65	1.01
39	Q 724,347.00	Q 696,536.65	1.04
40	Q 742,920.00	Q 696,536.65	1.07

Se observa que el costo de al menos 38 estaciones meteorológicas, justifica el costo de la construcción de un CubeSat para el análisis de cambio climático.

No se realizó el análisis VPN debido a que únicamente se calculó la cantidad de estaciones necesarias para implementar un CubeSat y ese costo no es un beneficio aplicable.

A continuación se muestran los resultados de ambos análisis económicos a manera de comparar cada satélite.

Cuadro LXX. Comparación de beneficios de las aplicaciones en quetzales.

APLICACIONES			Beneficio económico	Relación Costo Beneficio	VPN	TIR
<b>Aplicación 1</b>	% De Plaga Eliminado en el café	0.020%	Q 1,310,000.00	1.02	Q (500,754.72)	6%
<b>Aplicación 2</b>	% De Incremento de Producción de Azúcar	0.025%	Q 882,103.48	1.13	Q (1,885,052.71)	-
<b>Aplicación 3</b>	Cantidad de estaciones meteorológicas	38	-	1.01	-	-

5. **Análisis de resultados.** El PIB es un identificador macroeconómico que detalla el aporte económico de cada una de las 11 actividades económicas de Guatemala. El desarrollo de proyectos que requieren una fuerte inversión económica, por lo general, requieren luego de su término, una fuente de ingreso o “beneficio” económico que cubra la inversión y desarrollo del proyecto. Es por ello que se eligieron las actividades económicas de “Industria de Manufactura” y “Agricultura, ganadería, caza, silvicultura y pesca” para continuar con la selección de aplicaciones más adecuadas para un CubeSat. Sin embargo, este estudio no toma en cuenta la incertidumbre o las tendencias de cambio en el entorno nacional que afecta el PIB como el sector gubernamental, político, social o industrial etc.

Las Industria manufacturera se coloca en el primer lugar de impacto económico sobre el PIB con un 17.90%, luego el sector de Servicios privados con 16.05%, cuyos datos detallados no se encuentran recopilados por el Banco de Guatemala y por tercero, Agricultura, ganadería, caza, silvicultura y pesca con 13.58%.

Debido a la incompatibilidad de aplicaciones satelitales y “Artículos de vestuario” este producto no se consideró para los próximos análisis. Tampoco se analizó el sector de “Servicios privados” debido a la gran variedad de servicios privados existentes en Guatemala.

En la industria manufacturera los productos de mayor impacto económico son “Artículos de vestuario” con 28.47% y “Azúcar” con 10.03%. Para el sector de “Agricultura, ganadería, caza, silvicultura y pesca” se observa el “Café” como principal producto con el 33.53%. El azúcar y el café son ambos productos provenientes de la siembra y el cultivo en Guatemala, por lo que la aplicación de un CubeSat podría ser de beneficio para ambos sectores.

Se utilizó el plan de CENGICANÑA como base para determinar los programas proyectos de interés del sector azucarero y su relación a la agricultura junto con una tabla de evaluación del estado de la ciencia y tecnología para analizar las tres aplicaciones factibles para el CubeSat guatemalteco. Las tres aplicaciones son:

- Experimentos de microgravedad y microbiología.
- Agricultura de precisión.
- Cambio climático.

Para el desarrollo de las aplicaciones mencionadas los componentes se encuentran en un estado de alta comercialización. Es decir que existen cantidad de productos por una alta variedad de proveedores encontrados vía web. Esto hace que el desarrollo y construcción de un CubeSat esté al alcance de cualquier persona con los recursos económicos y habilidad intelectual para llevarlo a cabo.

Esta alta comercialización de componentes ha permitido que la construcción de un CubeSat sea una herramienta didáctica en universidades y centros tecnológicos. Esta práctica común entre universidades ha llevado a que la mayor parte de misiones de CubeSat sean realizadas por parte de jóvenes universitarios. Sin embargo, este alto volumen de ejercicio estudiantil ha sido presentado, desde un punto de vista estadístico, como la fuente de misiones de CubeSat con un mayor fracaso en comparación de las misiones realizadas por la industria. Se toma en cuenta que parte de estos resultados no consideran factores como un mayor presupuesto para su desarrollo por parte de la industria, incrementos de costo debido a la calidad de componentes seleccionados, mano de obra contratada, disposición a misiones no tradicionales, entre otros. Esto podría significar que la realización de un CubeSat guatemalteco sea potencialmente proveniente de alguna universidad nacional en conjunto con algún sector económico debido al desarrollo y mano de obra ingenieril accesible de bajo costo.

Otro factor a considerar para el desarrollo de un CubeSat es su vida útil. Esta limitante es definida como la cantidad de tiempo que es capaz de estar en órbita mientras se realiza la misión determinada. Varios tipos de métodos de predicción se han realizado sin embargo, ninguno de ellos garantiza la vida útil real de un CubeSat. Dependiendo de la altitud de órbita inicial, el CubeSat con aplicación de experimentos bajo microgravedad y microbiología sería el CubeSat con mayor vida útil debido a su estructura mecánica de 3U en contra de los CubeSats de las otras dos aplicaciones cuya estructura mecánica es de 1U.

La cuantificación de beneficios para la aplicación de Experimentos de microgravedad y microbiología se basa en la eliminación de la plaga de roya. La roya en la actualidad, afecta un 70% de la producción, es decir que el valor económico actual del producto “Café” se obtiene al tener presente este porcentaje de plaga. En el análisis realizado se traza una relación entre el porcentaje de plaga eliminado y el valor económico que se obtendría al eliminar cada vez, un mayor porcentaje de la roya. Se determinó que para que sea rentable la construcción de un CubeSat, el experimento de microgravedad deberá aportar a la investigación y eliminación de al menos 0.02% de la roya en el café, respecto a su actividad económica, el cual conlleva beneficios económicos de Q1.31 millones.

La cuantificación de beneficios para la aplicación de Agricultura de precisión se basa en el incremento de la producción de azúcar en relación a la actual producción. En el análisis realizado se traza una relación entre el incremento de producción del azúcar y su valor económico. Se determinó que para que sea rentable la construcción de un CubeSat, la información obtenida del CubeSat deberá aportar a un incremento de la producción de azúcar en al menos un 0.025% para obtener beneficios económicos de Q880, 000.00

La cuantificación de beneficios para la aplicación de Cambio climático se basa en la cantidad de estaciones meteorológicas que un CubeSat podría sustituir. En el análisis realizado se observa que el costo de 38 estaciones meteorológicas justifica el costo de la construcción de un CubeSat. Se podría inferir que debido a que el INSIVUMEH cuenta con 58 estaciones meteorológicas a lo largo del país (Instituto Nacional de Sismología, 2014), el desarrollo de un CubeSat comprendería un gran beneficio económico para esta entidad o cualquier otra que utilice un alto número

de estaciones meteorológicas. Sin embargo, este análisis no toma en cuenta la posición de las estaciones meteorológicas en el territorio nacional, ni tampoco se toma en cuenta alguna zona de interés específico por parte de algún sector económico al igual que el costo comparativo de una estación se tomó de una estación localizada en la capital.

Se realizó un análisis VPN de manera que los beneficios proyecto satelital pudieran ser vistos económicamente como una tasa interna de retorno y analizar su rentabilidad desde un nivel micro económico, a diferencia que el análisis costo-beneficio. Se menciona de nuevo la incertidumbre de la vida útil de un CubeSat, que para este análisis, la extensión de 10 años serviría para concluir que si el proyecto no es rentable en 10 años, probablemente tampoco lo será en un periodo aún más largo. Se utilizó la tasa de préstamo con fiador como TMAR de 18.60% para trazar la comparación con la TIR del proyecto. El desarrollo del CubeSat es rentable únicamente según las actividades económicas del producto, es decir que a gran escala (PIB), el beneficio no es suficiente. Vale la pena recalcar que la TMAR utilizada no acapara los riesgos que debieran de tomarse en cuenta, al considerar los beneficios económicos obtenidos de un indicador macroeconómico como el PIB. Una TMAR es una tasa mínima aceptable de rendimiento obtenida por medio de la suma de la inflación y los riesgos de un proyecto, y esta cambia al conocer si el proyecto será financiado privadamente o públicamente. Es por ello que se obtuvo la TMAR del Banco Industrial debido a que se asumió una fuente de inversión gubernamental y el gobierno no posee riesgo de inversión debido a su naturaleza de falta de fines de lucro.

## 6. Conclusiones del estudio de factibilidad

- a. Luego de realizar un análisis del PIB de Guatemala y un análisis VPN, se determinó que tres aplicaciones potenciales para un CubeSat en Guatemala son: “Experimentos de microgravedad y microbiología”, “Agricultura de precisión” y “Cambio climático”.
- b. La construcción de un CubeSat para la aplicación de “Experimentos de microgravedad y microbiología” es factible, según el análisis económico costo-beneficio, si el aporte contribuye a la investigación y eliminación de al menos 0.02% de la roya en el café, respecto a su actividad económica, el cual conlleva beneficios económicos de Q1.31 millones.
- c. La construcción de un CubeSat para la aplicación de “Agricultura de precisión” es factible, según el análisis económico costo-beneficio, si el aporte contribuye al incremento de producción de azúcar en al menos un 0.025% para obtener beneficios económicos de Q880, 000.00.
- d. El costo de la construcción de un CubeSat para la aplicación de “Cambio climático” según el análisis costo-beneficio es justificable si para el monitoreo climático se necesitan más de 38 estaciones meteorológicas.

## 7. Recomendaciones derivadas del estudio de factibilidad

- a. Se recomienda utilizar los datos de este estudio como una guía y no como una verdad absoluta debido a los distintos factores influyentes tanto en los sectores económicos guatemaltecos. Los sectores económicos a menudo son guiados por influencias o motivos socio-políticos los cuales en Guatemala, son muy propensos.
- b. Se recomienda tener en consideración el desarrollo de nuevas tecnologías y misiones para CubeSats que podrían significar un mayor beneficio para el país. El ámbito tecnológico está en constante crecimiento y cada día nuevas aplicaciones son desarrolladas para diversas situaciones. Se recomienda siempre estar al tanto de las noticias tecnológicas ya que una aplicación más adecuada para Guatemala podría ser descubierta.
- c. Se recomienda analizar las distintas fuentes de inversión, sea pública o privada, debido a las diferencias de estrategia de producto y análisis económicos a niveles micro y/o macro (TMAR). Esto influye tanto en la mano de obra a seleccionar, sea profesional o estudiantil, como costos relacionados a las capacidades de las fuentes de inversión, con más recursos se puede tener un satélite más sofisticado y con mejores probabilidades de tener una vida útil mayor.
- d. Se recomienda encontrar una correlación directa entre proyectos tecnológicos y beneficios económicos a través de la producción del azúcar o el café. Los proyectos de investigación y tecnología tienden a tomar años en desarrollarse por lo que un beneficio económico no es inmediato, como se asumió en este trabajo en los análisis económicos. Se recomienda tratar de encontrar los datos en relación al tiempo de desarrollo de un proyecto, su implementación y su beneficio a través de los años.
- e. Se recomienda realizar un estudio individual para cada aplicación en donde profundice los experimentos realizados en relación a microgravedad y microbiología, agricultura de precisión y cambio climático. Cada uno de estos temas es capaz de profundizarse a niveles más altos tipo de plaga, territorio afectado, expansión de plaga, niveles de glucosa, agricultura corporativa, desastres naturales etc.
- f. Se recomienda construir una TMAR de carácter macroeconómico la cual acapare los riesgos, de proporciones nacionales, que debieran de tomarse en cuenta al considerar los beneficios económicos obtenidos de un indicador macroeconómico como el PIB. Además se recomienda trazar un plan de proyecto que detalle la cantidad de meses o años que se proyectan para realizar análisis financieros más confiables

# V. RESULTADOS

## A. Subsistema mecánico

### 1. Frecuencias naturales de la estructura

Figura 75. Frecuencia natural No. 1 de la estructura (vista isométrica).

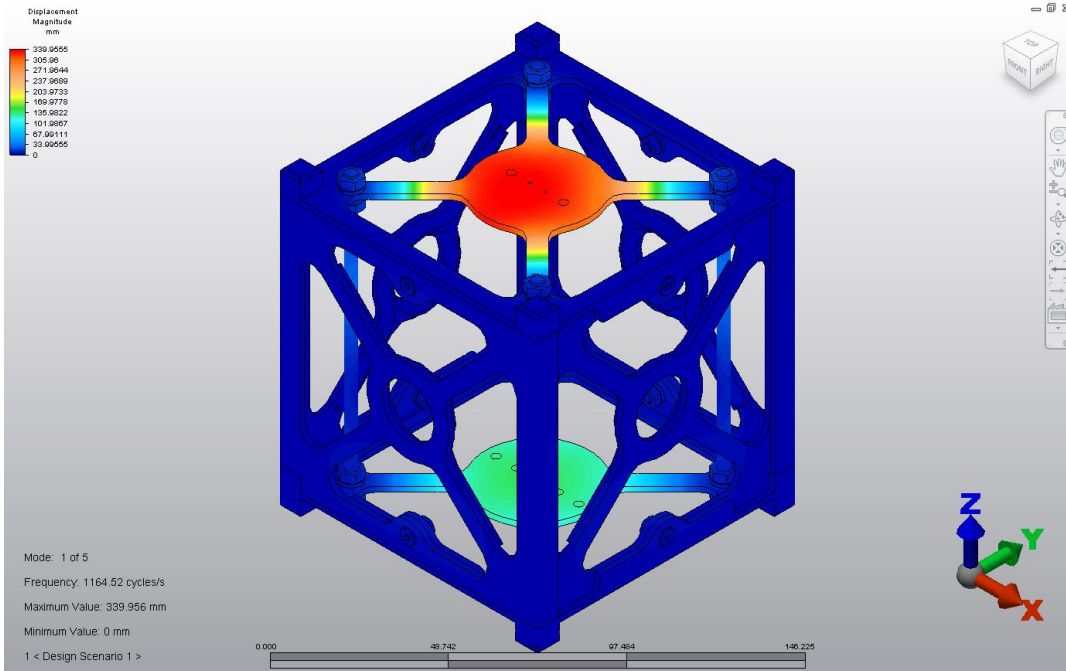


Figura 76. Frecuencia natural No. 2 de la estructura (vista isométrica).

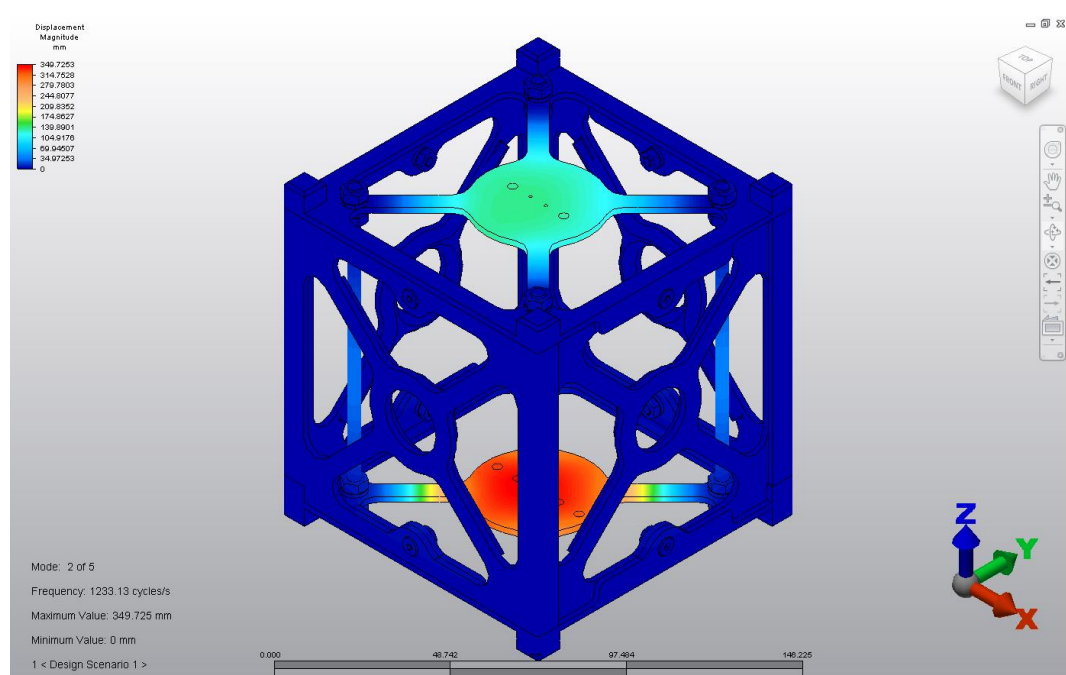


Figura 77. Frecuencia natural No. 3 de la estructura (vista isométrica).

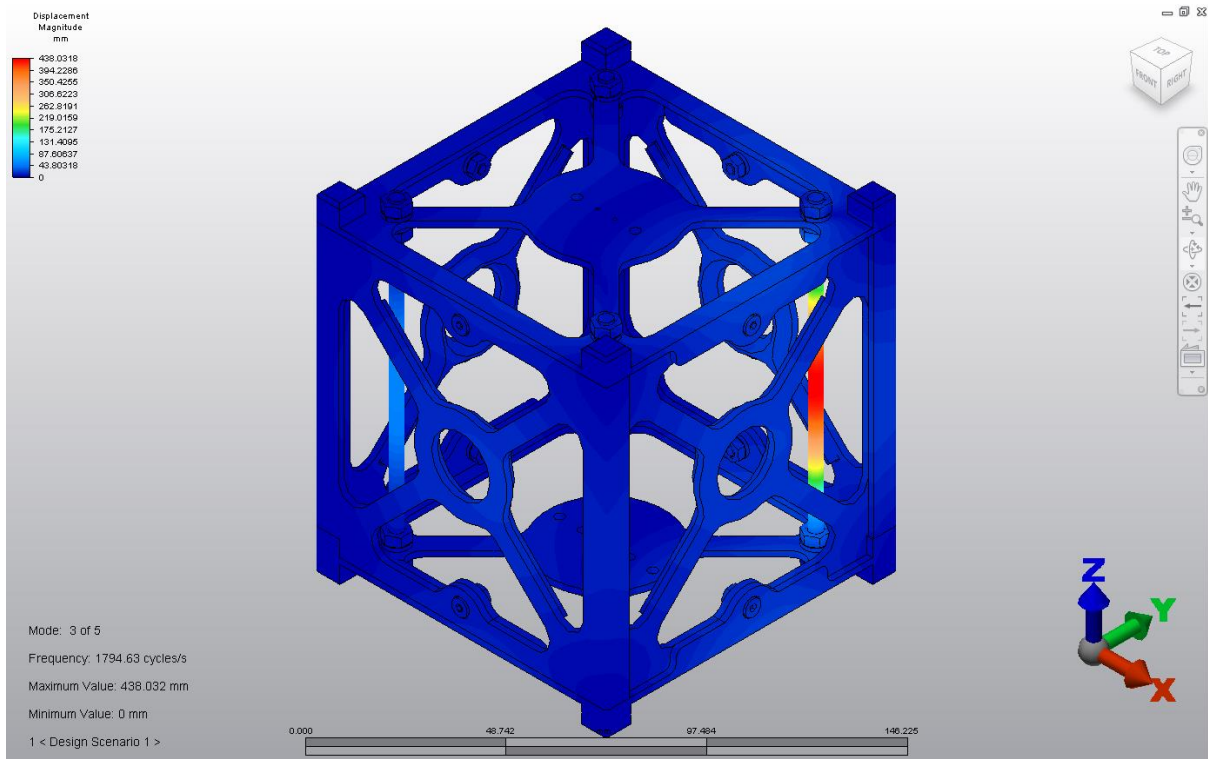


Figura 78. Frecuencia natural No. 4 de la estructura (vista isométrica).

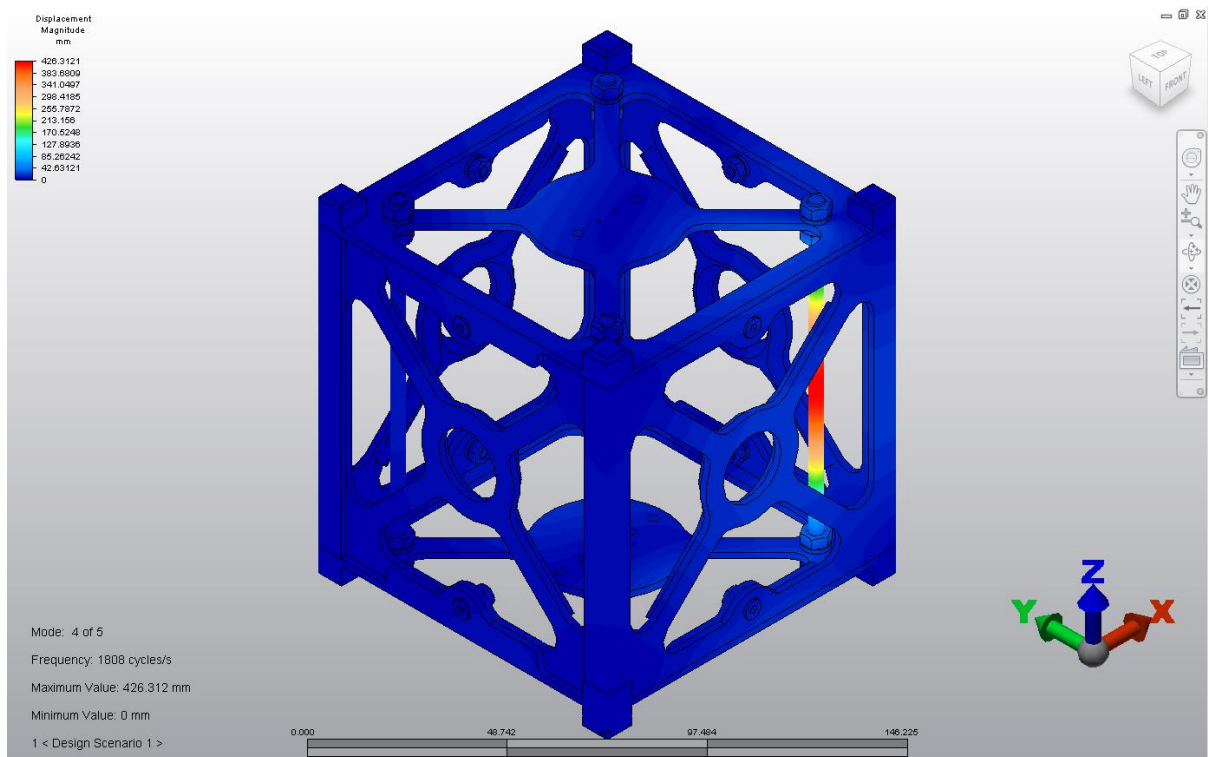
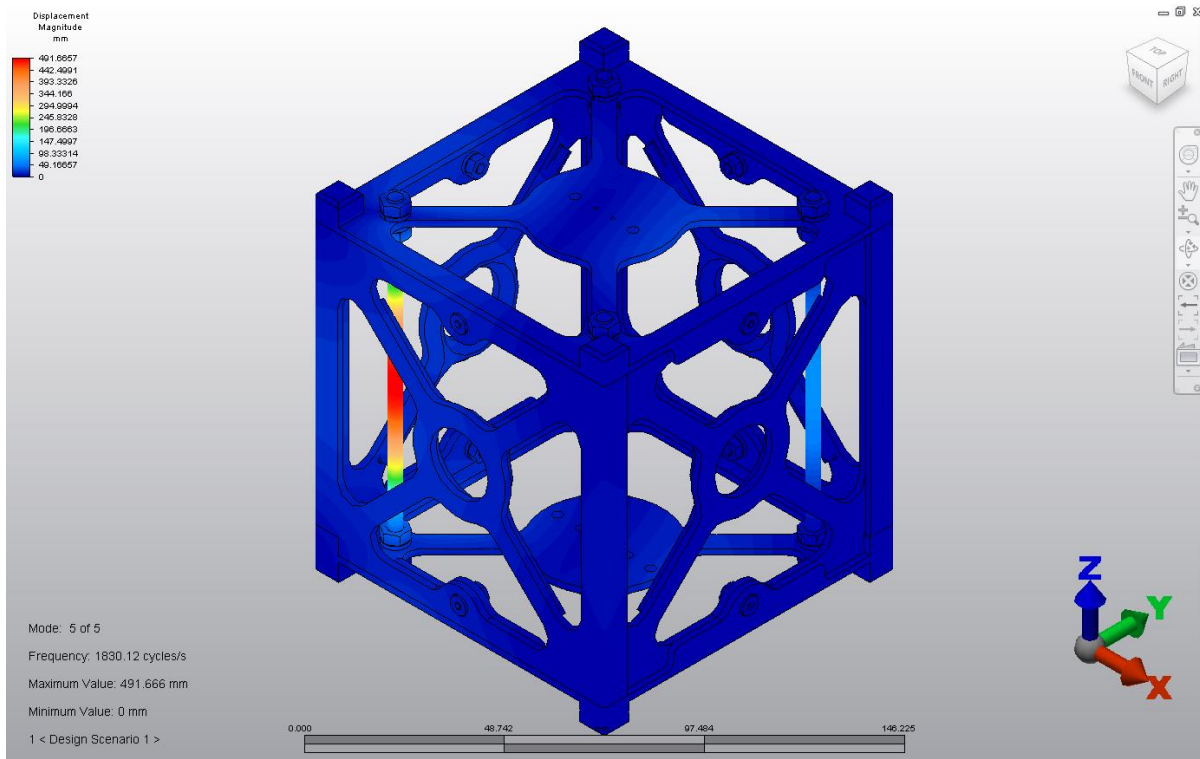


Figura 79. Frecuencia natural No. 5 de la estructura (vista isométrica).



Cuadro LXXI. Resumen de frecuencias naturales de la estructura.

No	Frecuencia (Hz)
1	1164.52
2	1233.13
3	1794.63
4	1808
5	1830.12

## 2. Vibración aleatoria

### a. Vibración aleatoria aplicada en el eje "X" (Soyuz)

Figura 80. Deformaciones debidas a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" para la frecuencia natural No. 1 (vista isométrica).

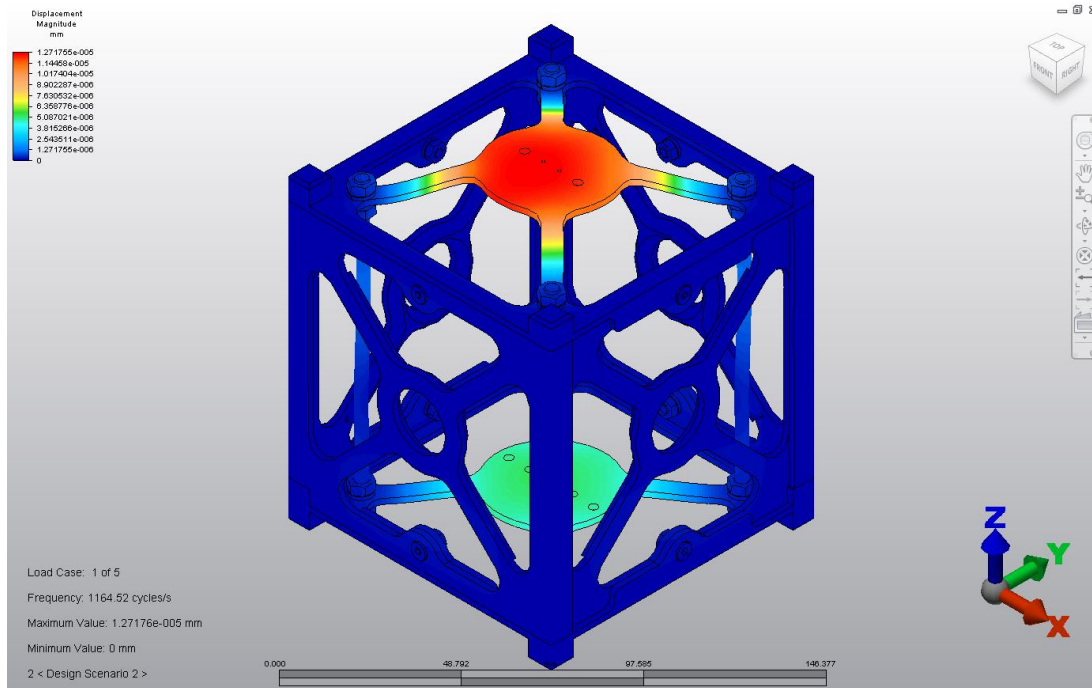


Figura 81. Deformaciones debidas a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" para la frecuencia natural No. 2 (vista isométrica).

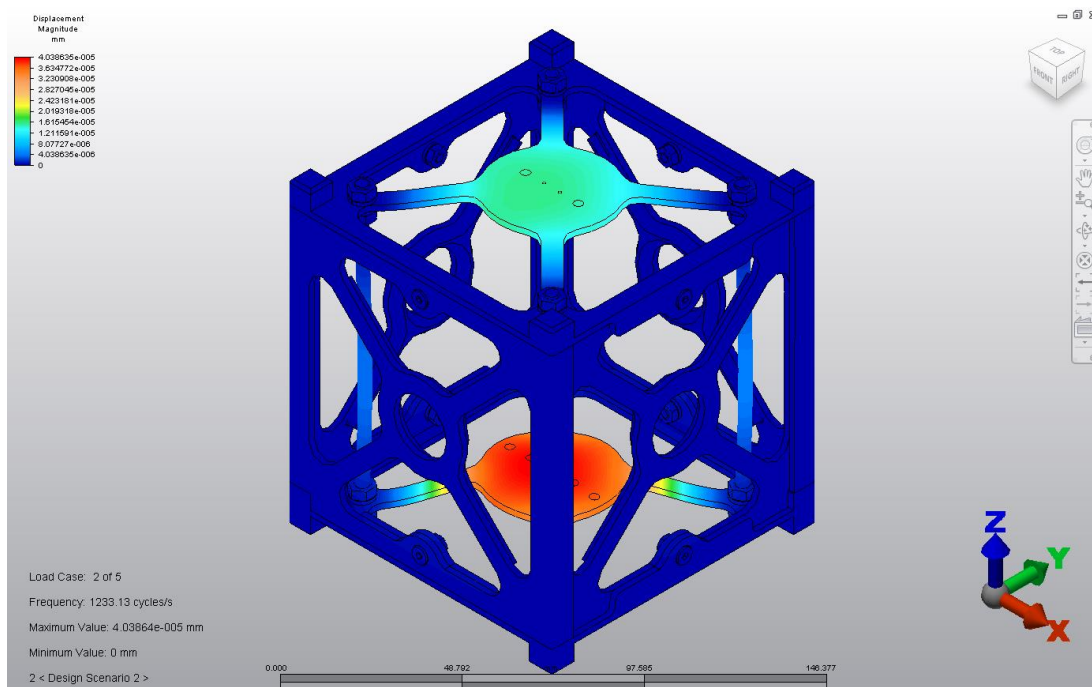


Figura 82. Deformaciones debidas a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" para la frecuencia natural No. 3 (vista isométrica).

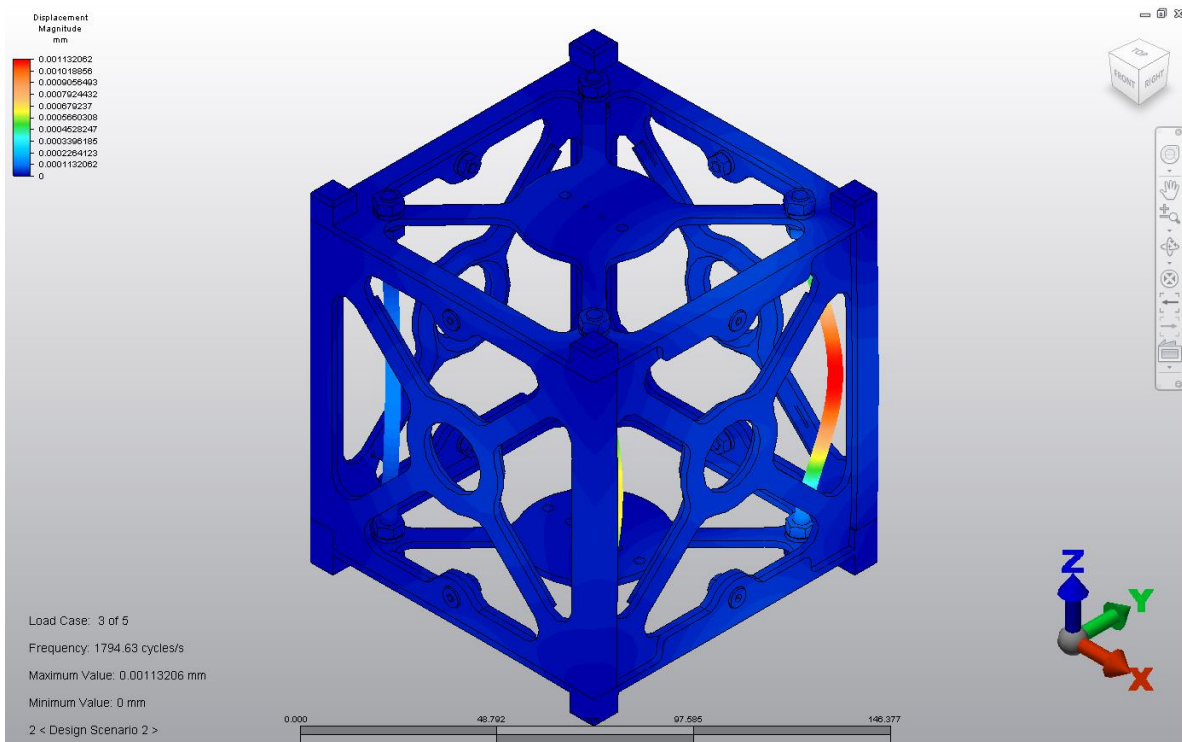


Figura 83. Deformaciones debidas a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" para la frecuencia natural No. 4 (vista isométrica).

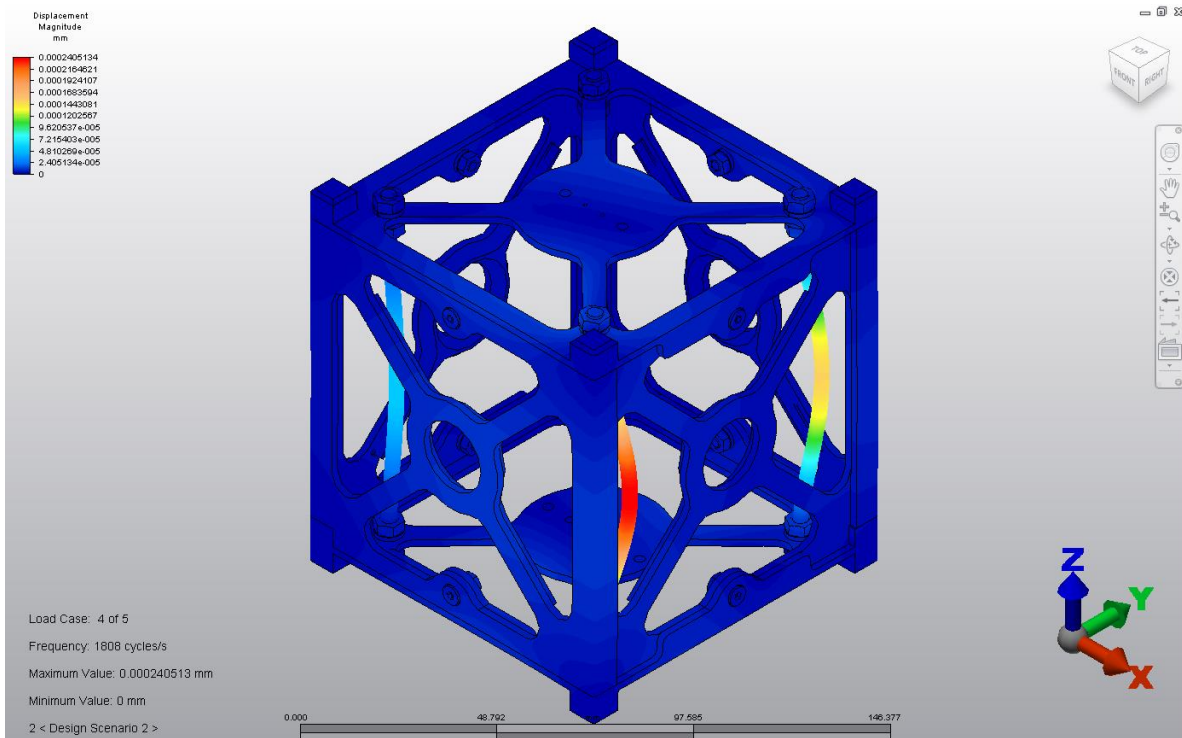


Figura 84. Deformaciones debidas a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" para la frecuencia natural No. 5 (vista isométrica).

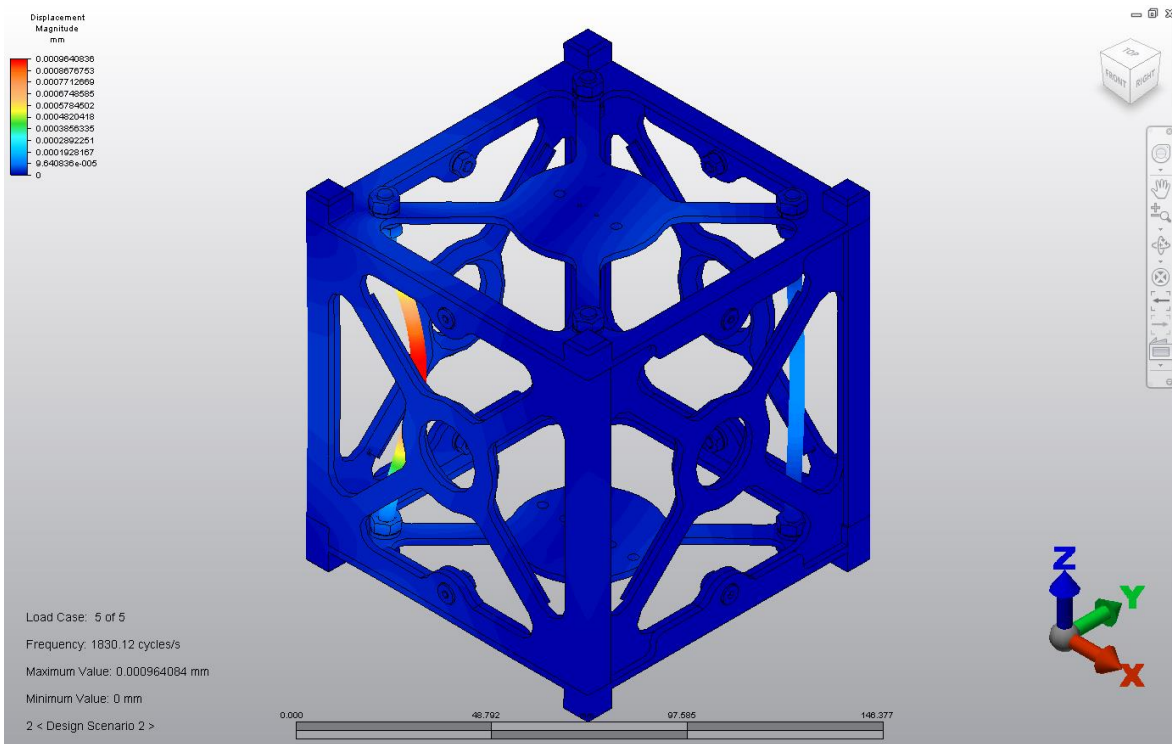


Figura 85. Deformaciones debidas a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" (vista isométrica). Resultante de las 5 frecuencias naturales.

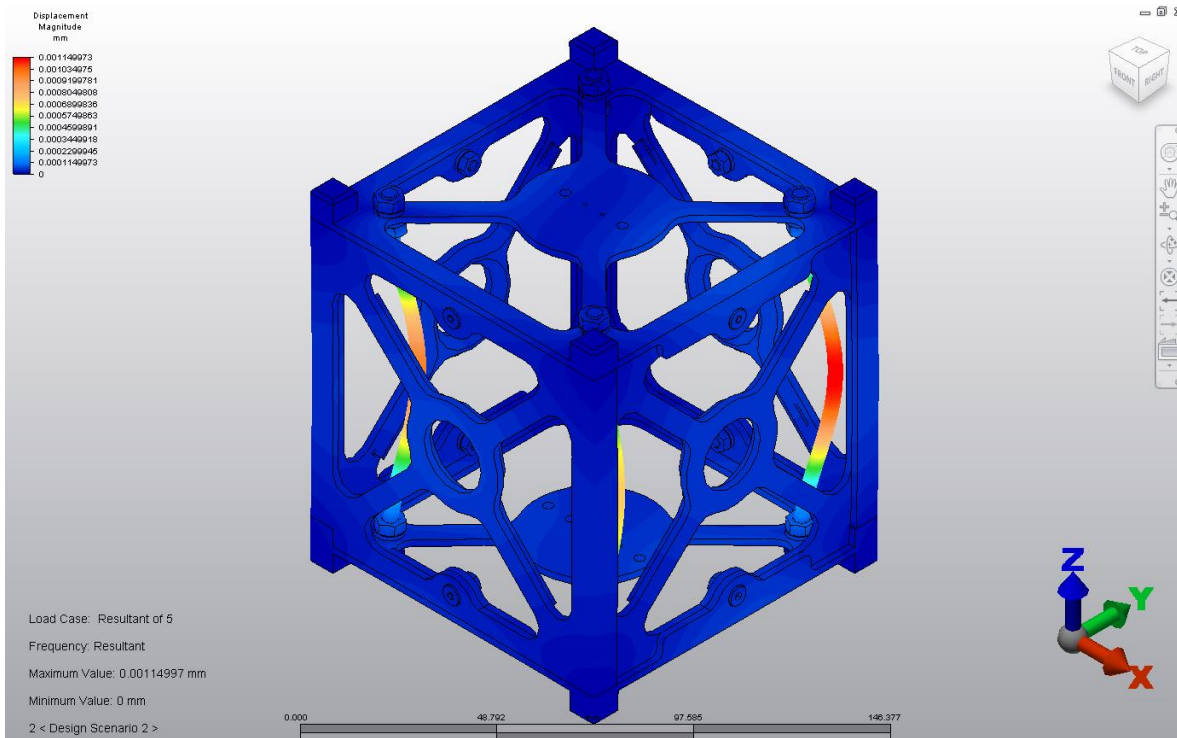


Figura 86. Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" para la frecuencia natural No. 1 (vista isométrica).

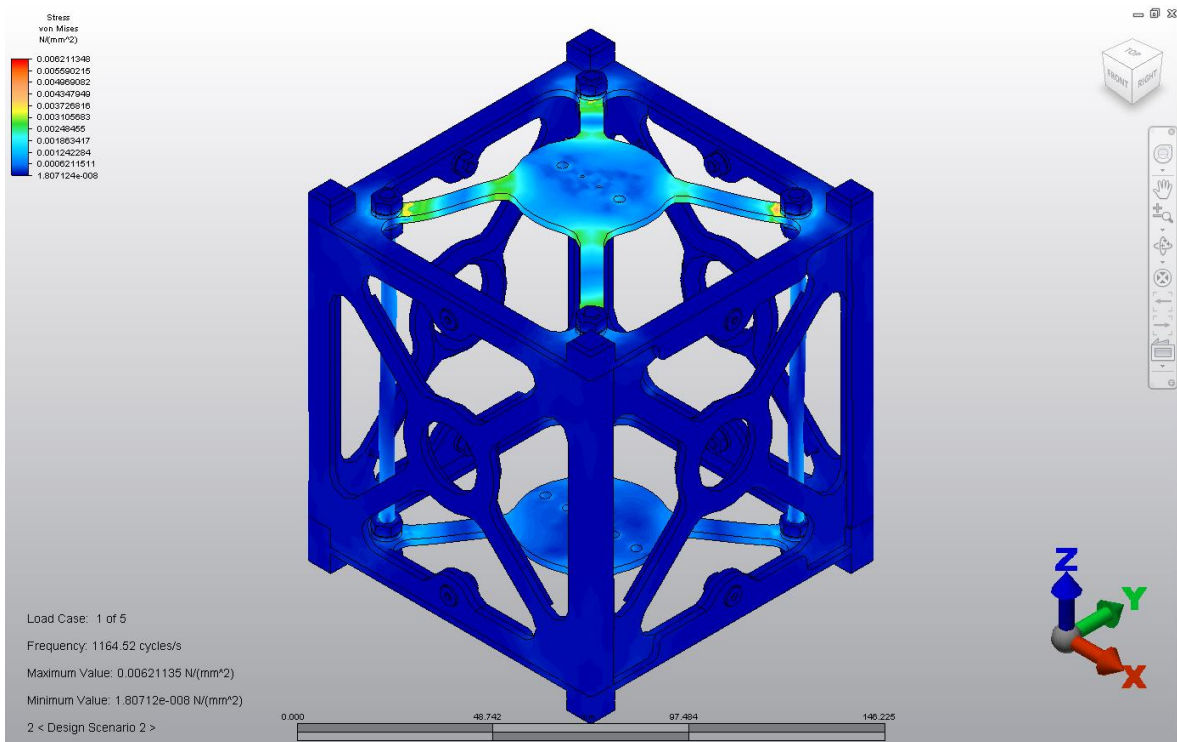


Figura 87. Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" para la frecuencia natural No. 2 (vista isométrica).

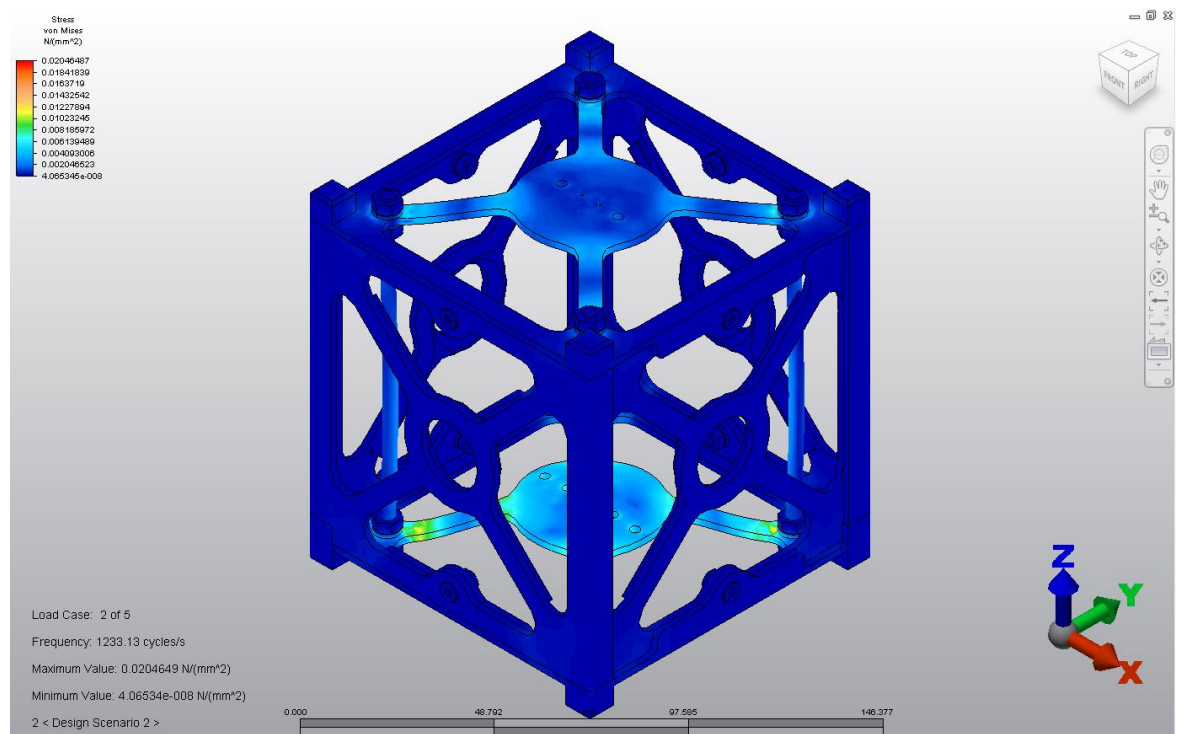


Figura 88. Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" para la frecuencia natural No. 3 (vista isométrica).

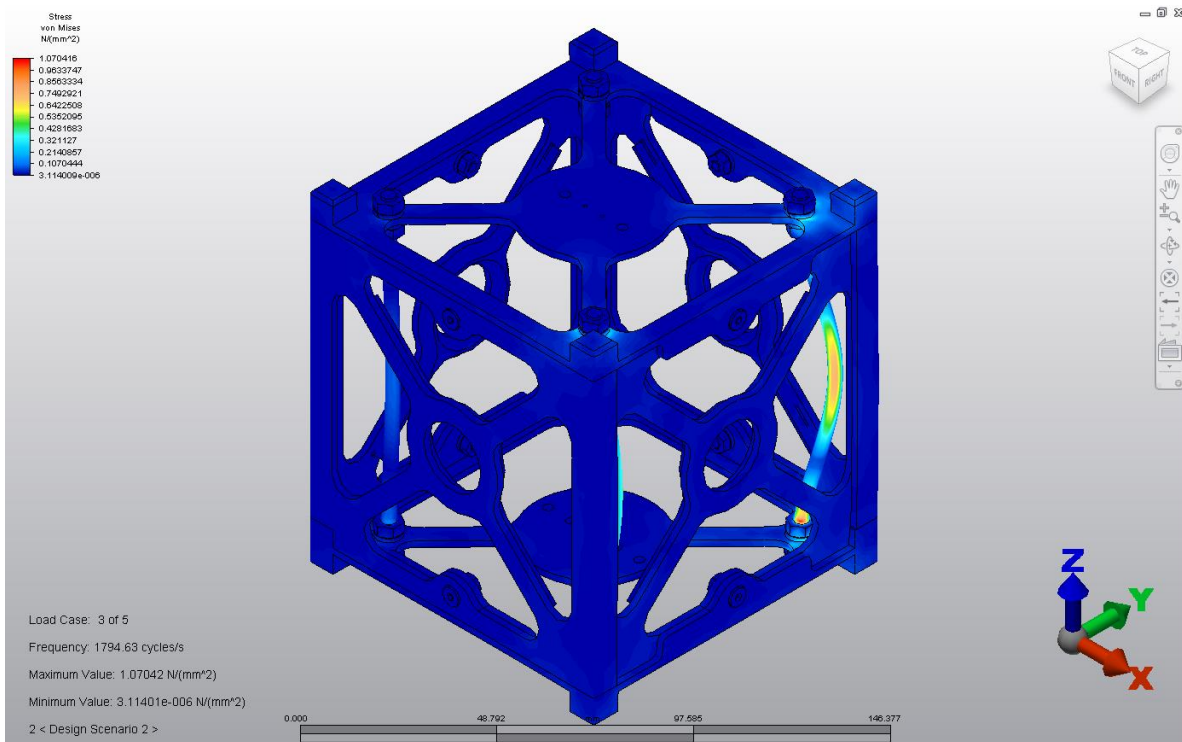


Figura 89. Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" para la frecuencia natural No. 4 (vista isométrica).

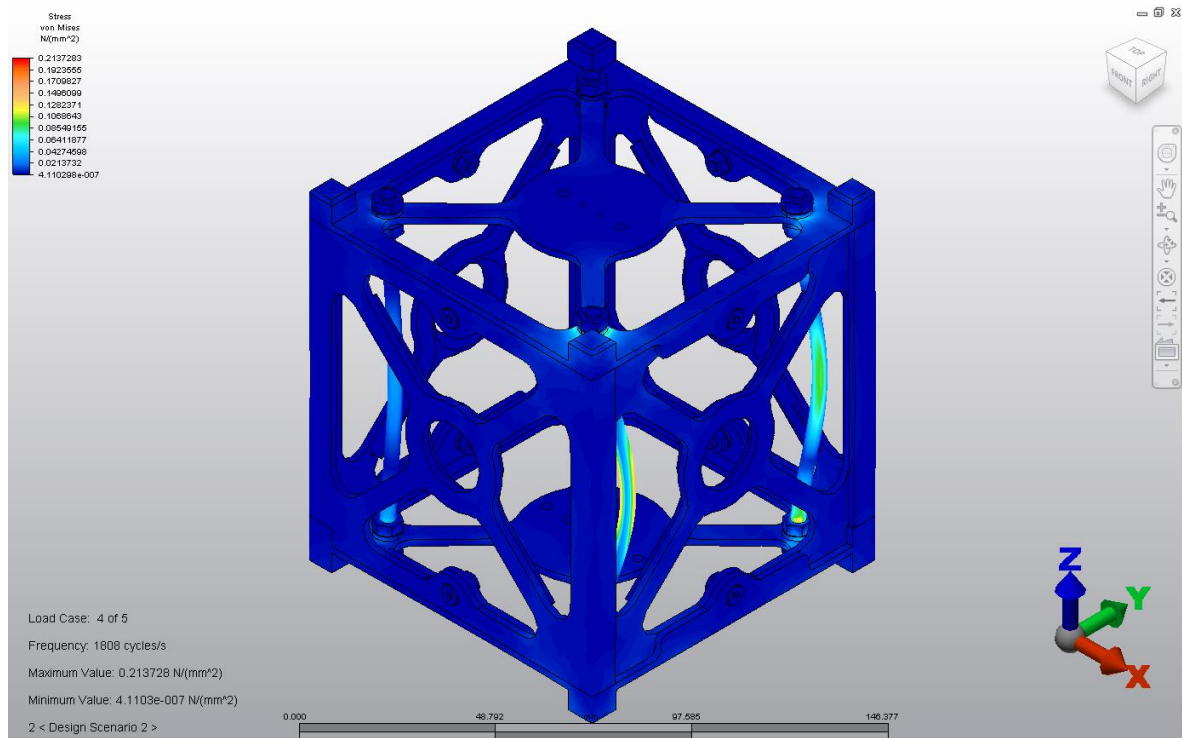


Figura 90. Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" para la frecuencia natural No. 5 (vista isométrica).

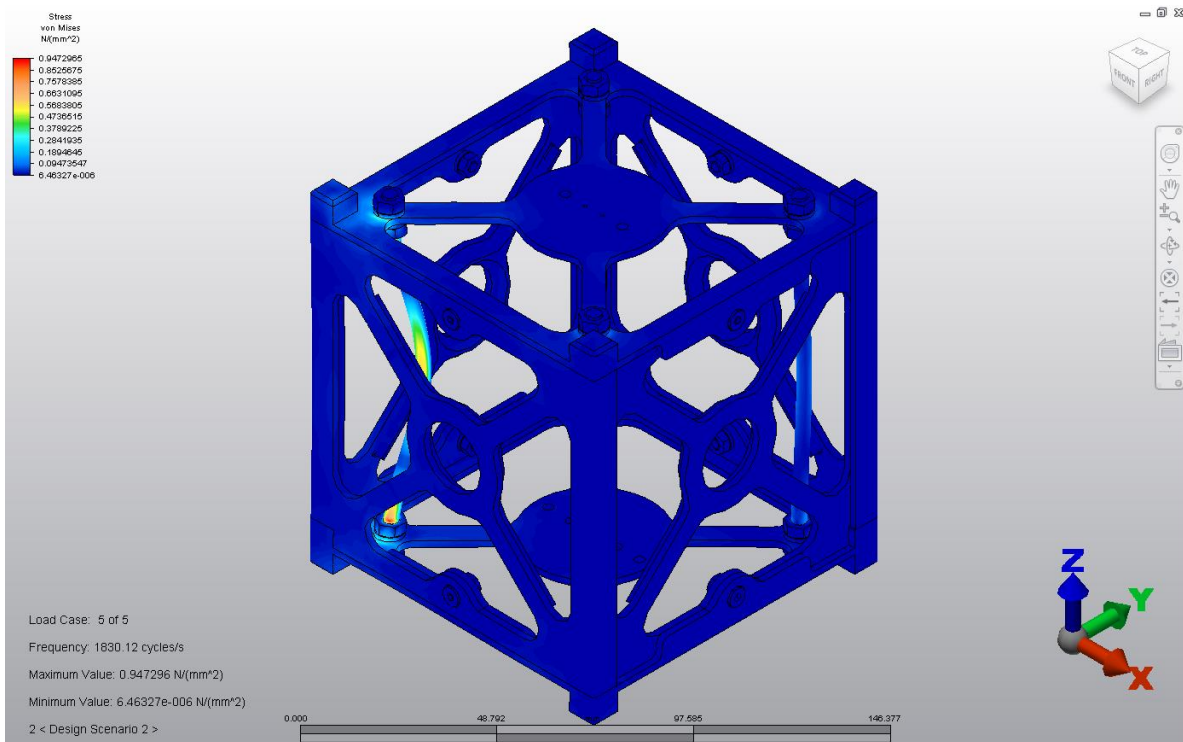
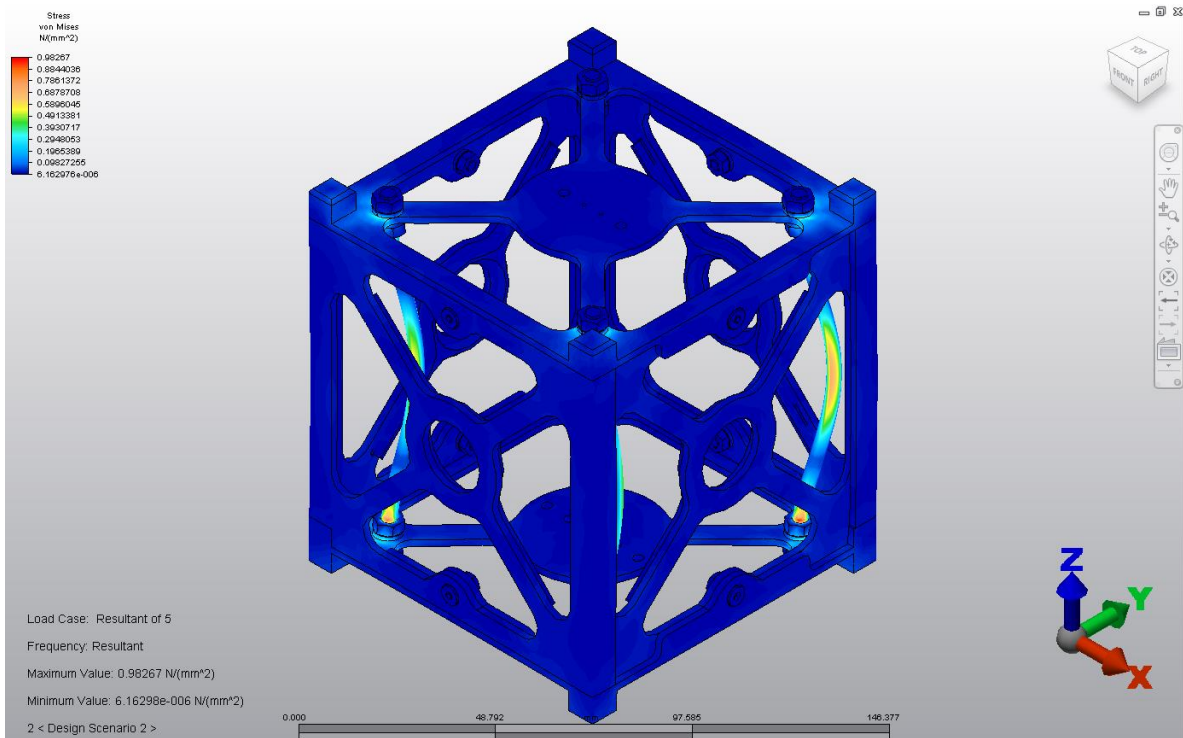


Figura 91. Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "X" (vista isométrica). Resultante de las 5 frecuencias naturales.



b. Vibración aleatoria aplicada en el eje "Y" (Soyuz)

Figura 92. Deformaciones debidas a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "Y" (vista isométrica). Resultante de las 5 frecuencias naturales.

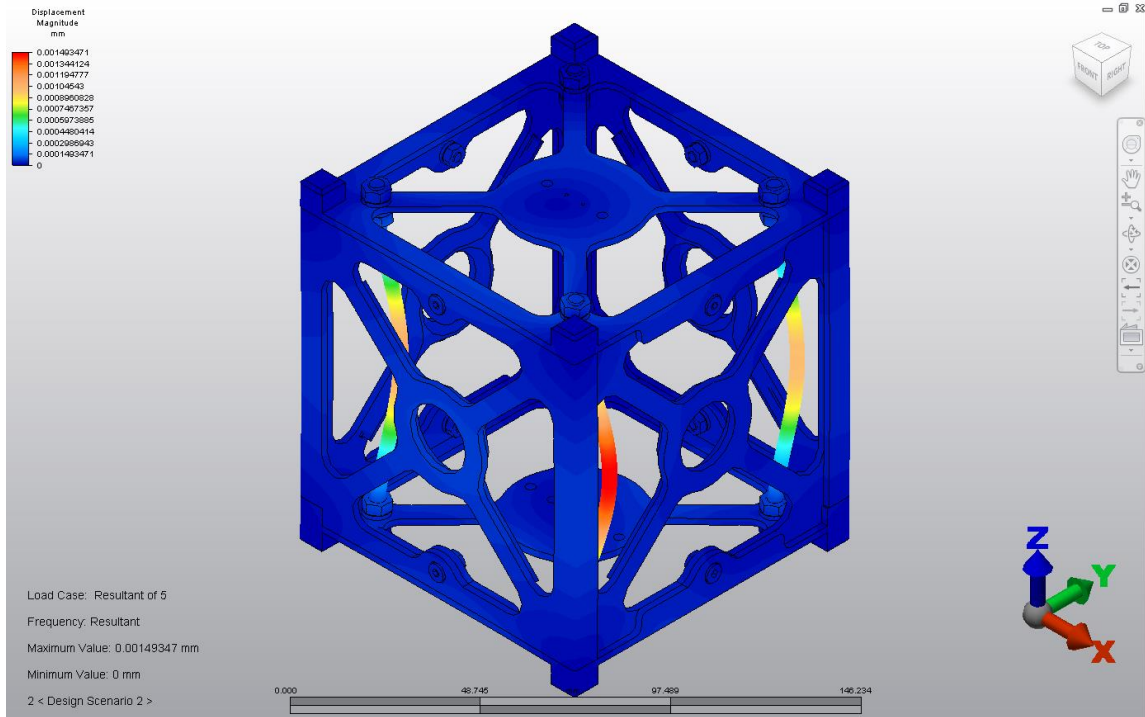
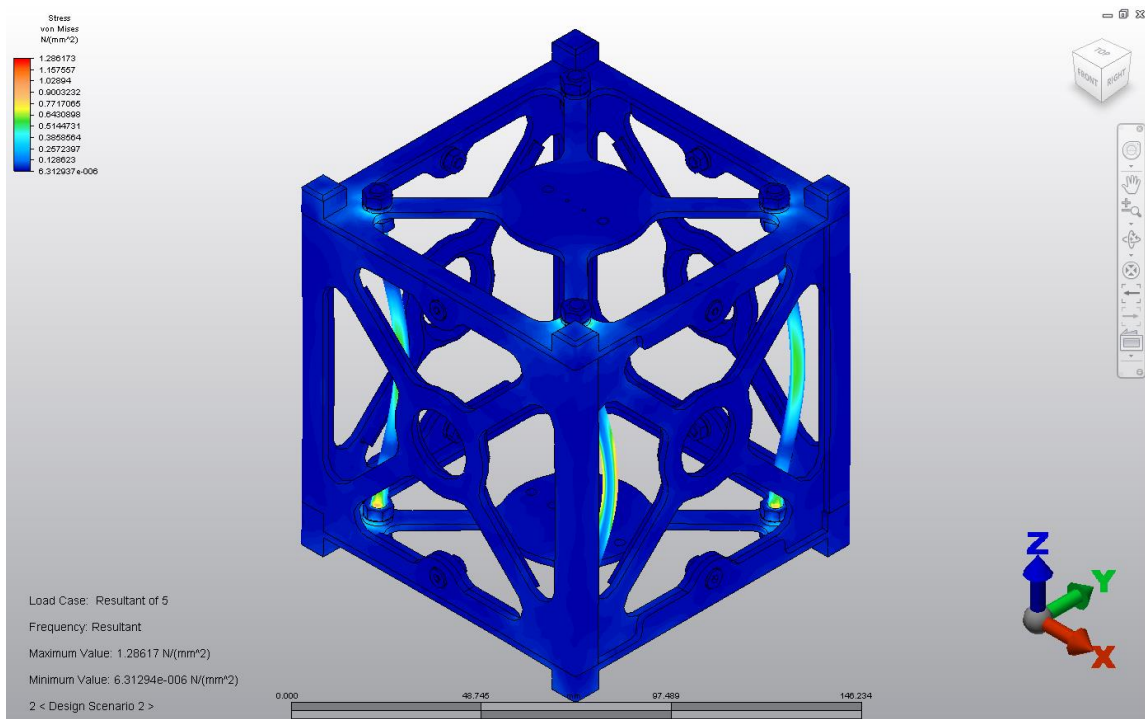


Figura 93. Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "Y" (vista isométrica). Resultante de las 5 frecuencias naturales.



c. Vibración aleatoria aplicada en el eje "Z" (Soyuz)

Figura 94. Deformaciones debidas a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "Z" (vista isométrica). Resultante de las 5 frecuencias naturales.

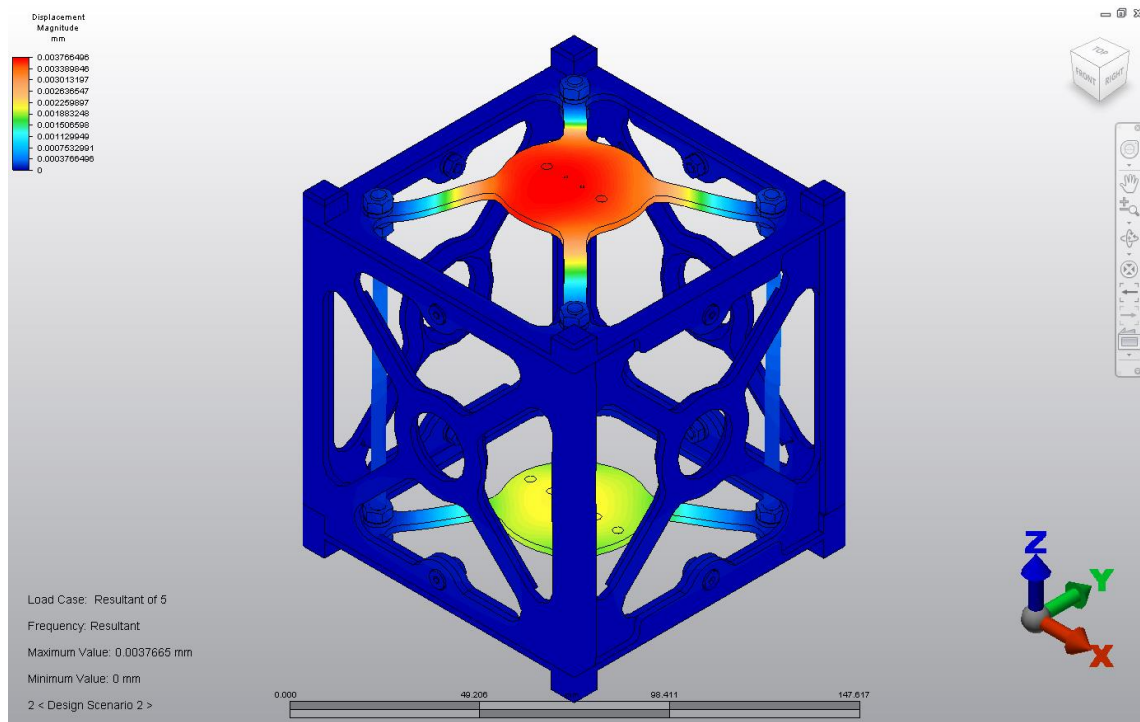
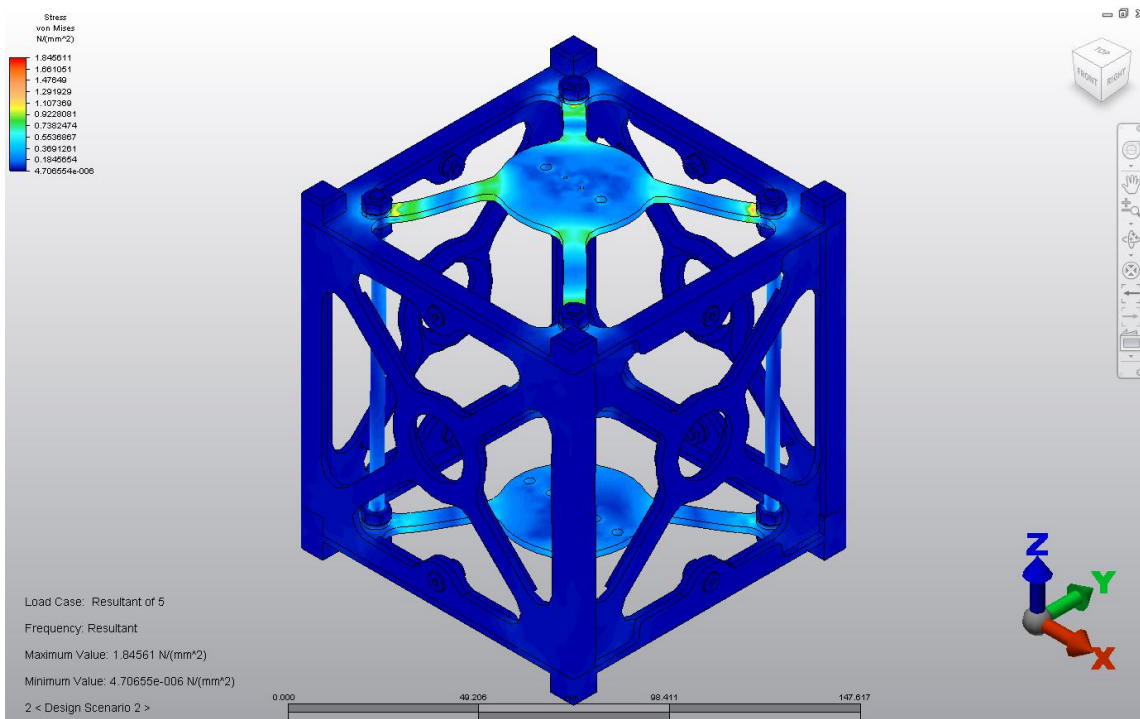


Figura 95. Esfuerzos de von Mises debidos a vibraciones aleatorias del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicadas en el eje "Z" (vista isométrica). Resultante de las 5 frecuencias naturales.



Cuadro LXXII. Resumen de deformaciones y esfuerzos de von Mises máximos debidos a vibraciones aleatorias.

Valores máximos obtenidos de vibración aleatoria		
No frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de von Mises máximo (N/mm <sup>2</sup> )
Aplicación en eje X		
1	1.272E-05	6.211E-03
2	4.039E-05	2.046E-02
3	1.132E-03	1.070E+00
4	2.405E-04	2.137E-01
5	9.641E-04	9.473E-01
Resultante de las 5	1.149E-03	9.827E-01
Aplicación en eje Y		
1	2.933E-06	1.432E-03
2	7.276E-06	3.687E-03
3	4.050E-04	3.829E-01
4	1.456E-03	1.294E+00
5	1.040E-03	1.021E+00
Resultante de las 5	1.493E-03	1.286E+00
Aplicación en eje Z		
1	3.722E-03	1.818E+00
2	1.472E-03	7.461E-01
3	5.712E-07	5.401E-04
4	8.750E-06	7.775E-03
5	1.778E-06	1.747E-03
Resultante de las 5	3.766E-03	1.846E+00

Cuadro LXXIII. Resumen de deformaciones y esfuerzos de von Mises máximos debidos al espectro de reacción.

Valores máximos obtenidos de espectro de reacción		
No frecuencia natural	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de von Mises máximo (N/mm <sup>2</sup> )
Ariane 5		
1	8.076E-03	3.945E+00
2	3.254E-03	1.649E+00
3	3.303E-03	3.123E+00
4	3.669E-03	3.261E+00
5	4.331E-03	4.256E+00
Resultante de las 5	8.177E-03	4.358E+00
Falcon 9		
1	8.076E-03	3.945E+00
2	3.254E-03	1.649E+00
3	3.303E-03	3.123E+00
4	3.669E-03	3.261E+00
5	4.331E-03	4.256E+00
Resultante de las 5	8.177E-03	4.358E+00
Soyuz		
1	6.057E-03	2.958E+00
2	2.440E-03	1.237E+00
3	2.477E-03	2.342E+00
4	2.752E-03	2.445E+00
5	3.248E-03	3.192E+00
Resultante de las 5	6.133E-03	3.269E+00

### 3. Espectro de reacción a choques

#### a. Espectro de reacción a choques (Ariane 5 y Falcon 9)

Figura 96. Deformaciones debidas a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 para la frecuencia natural No. 1 (Vista isométrica).

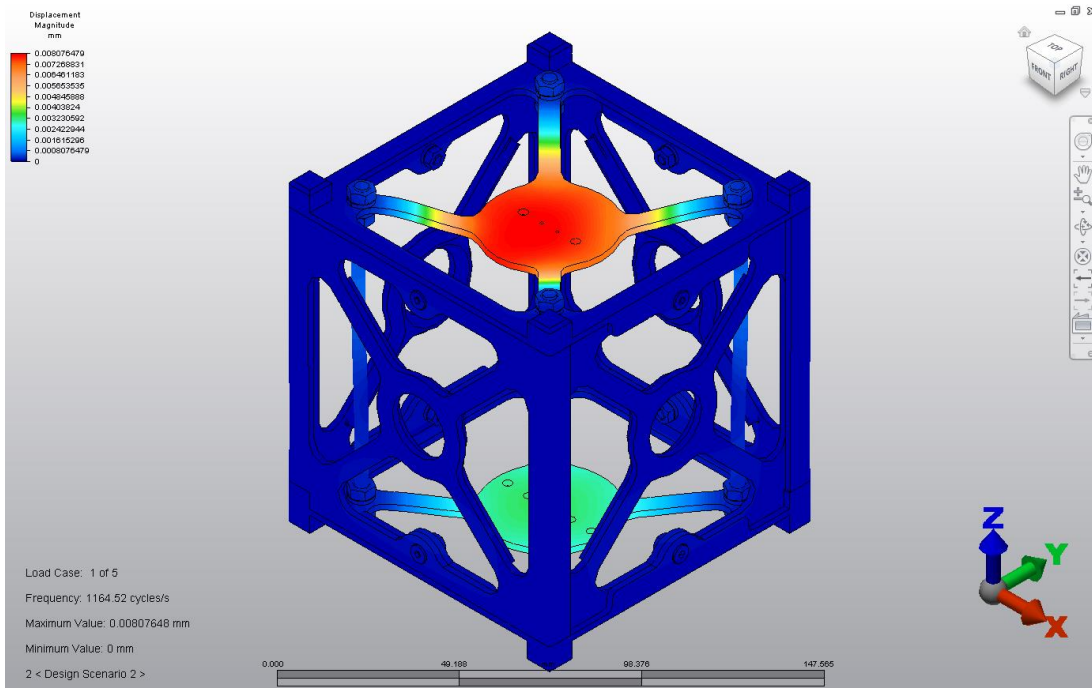


Figura 97. Deformaciones debidas a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 para la frecuencia natural No. 2 (Vista isométrica).

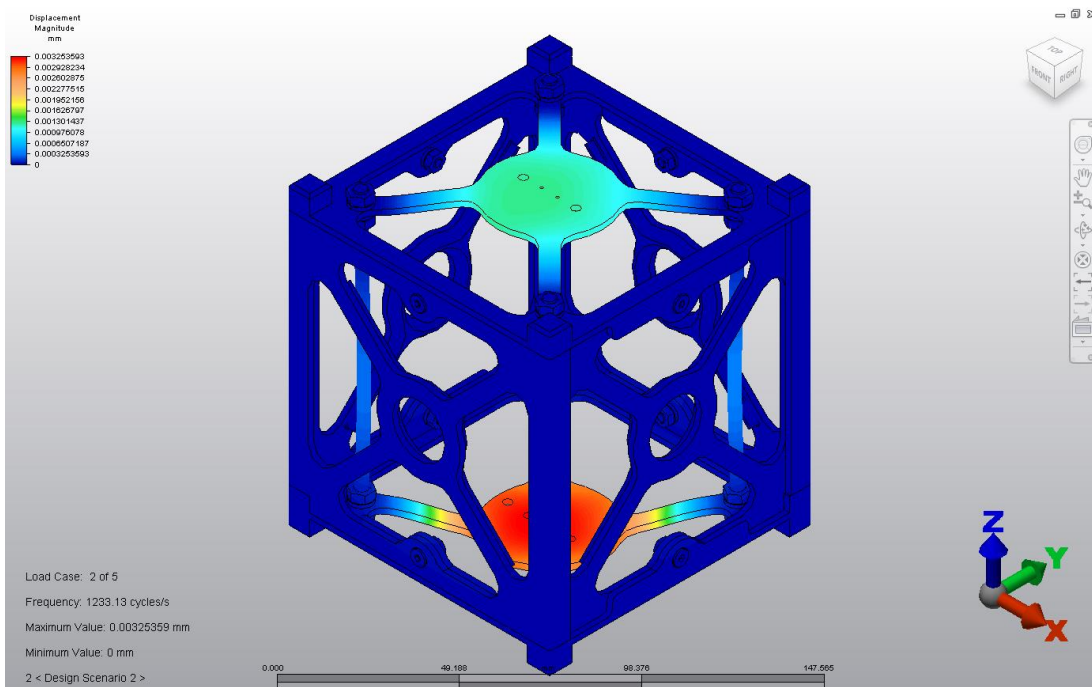


Figura 98. Deformaciones debidas a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 para la frecuencia natural No. 3 (Vista isométrica).

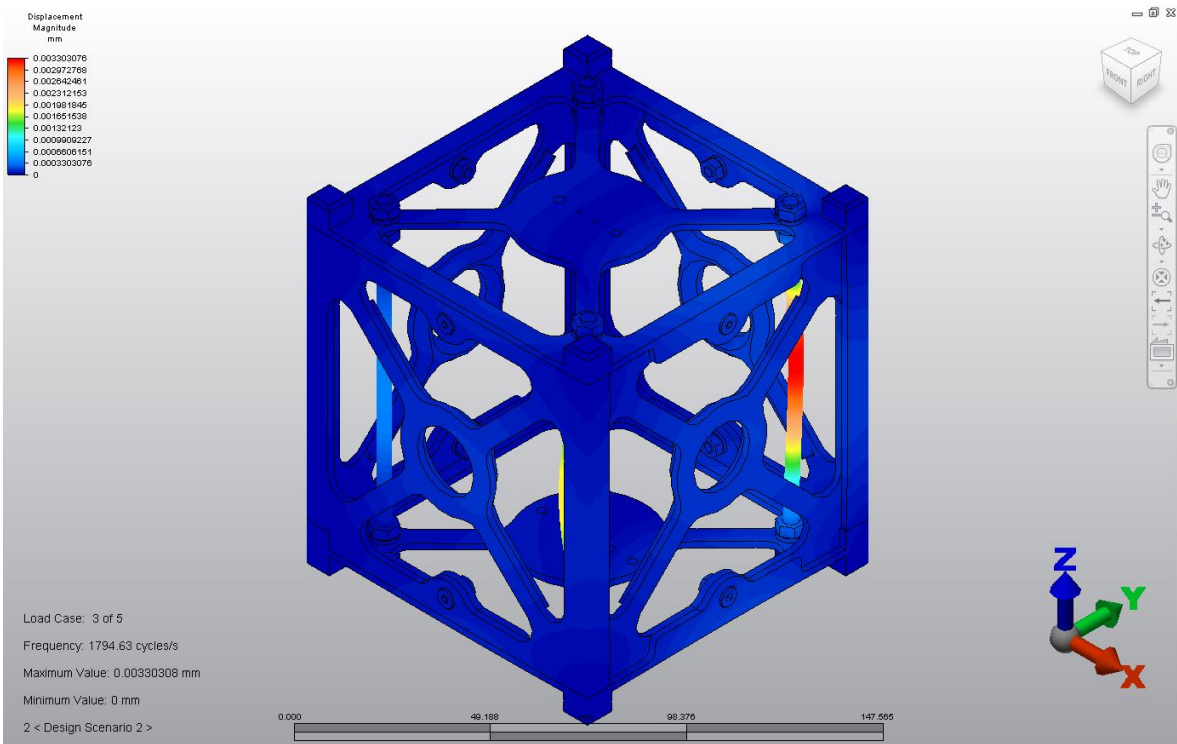


Figura 99. Deformaciones debidas a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 para la frecuencia natural No. 4 (Vista isométrica).

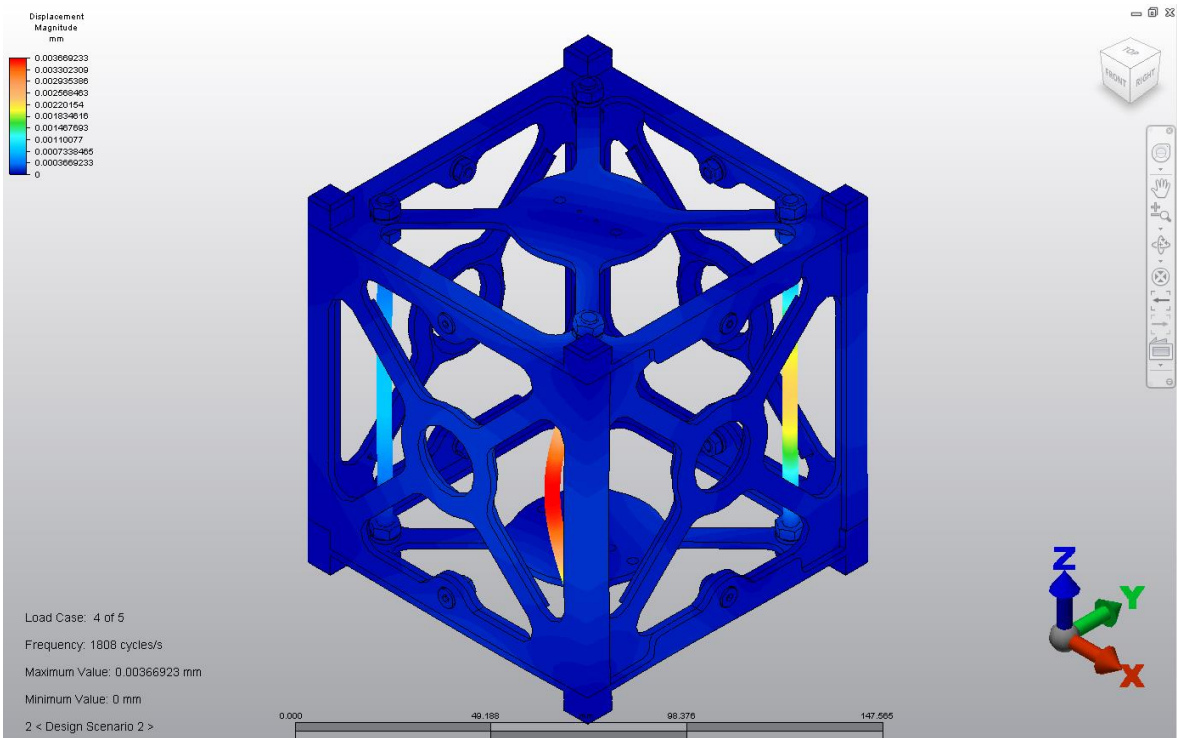


Figura 100. Deformaciones debidas a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 para la frecuencia natural No. 5 (Vista isométrica).

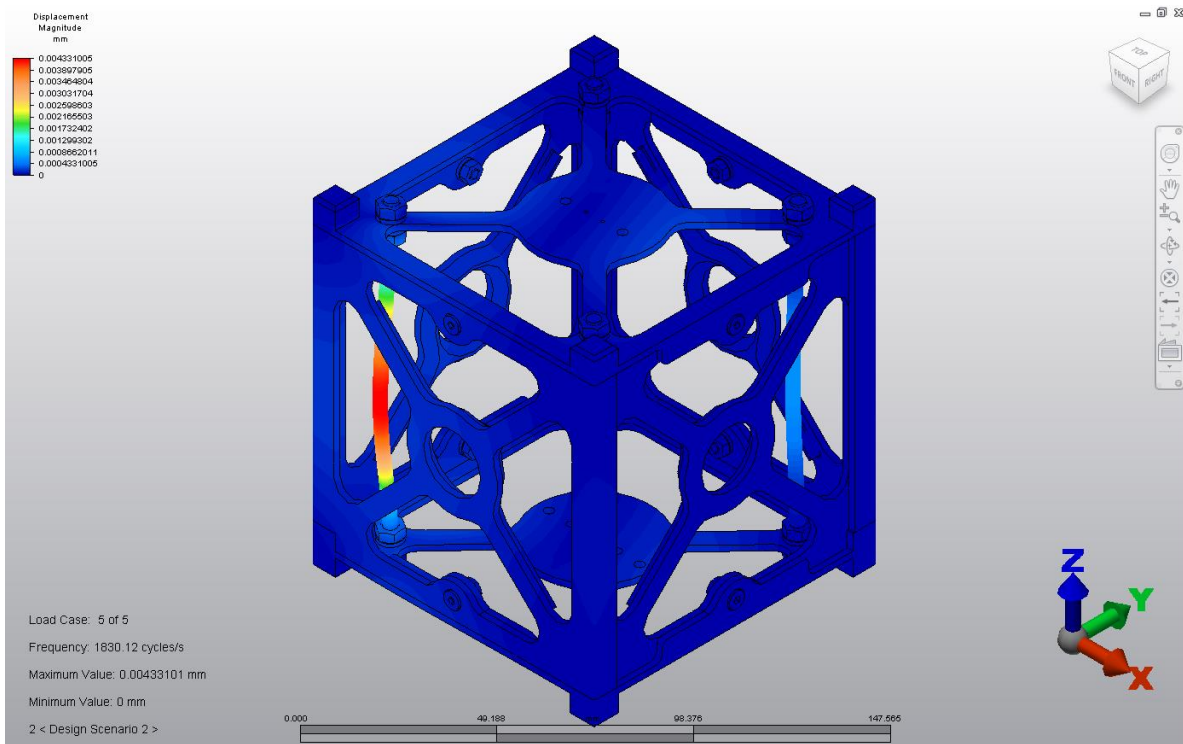


Figura 101. Deformaciones debidas a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 (Vista isométrica). Resultante de las 5 frecuencias naturales.

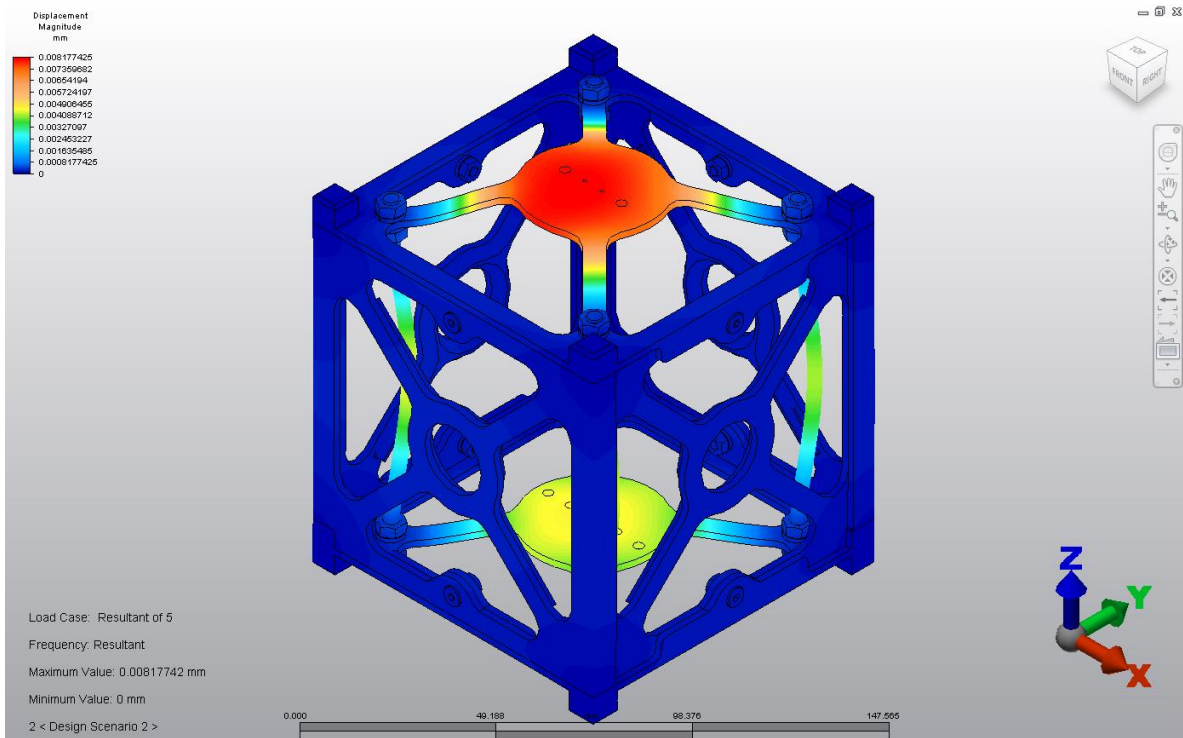


Figura 102. Esfuerzos de von Mises debidos a espectro de reaccion del vehiculo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 para la frecuencia natural No. 1 (Vista isométrica).

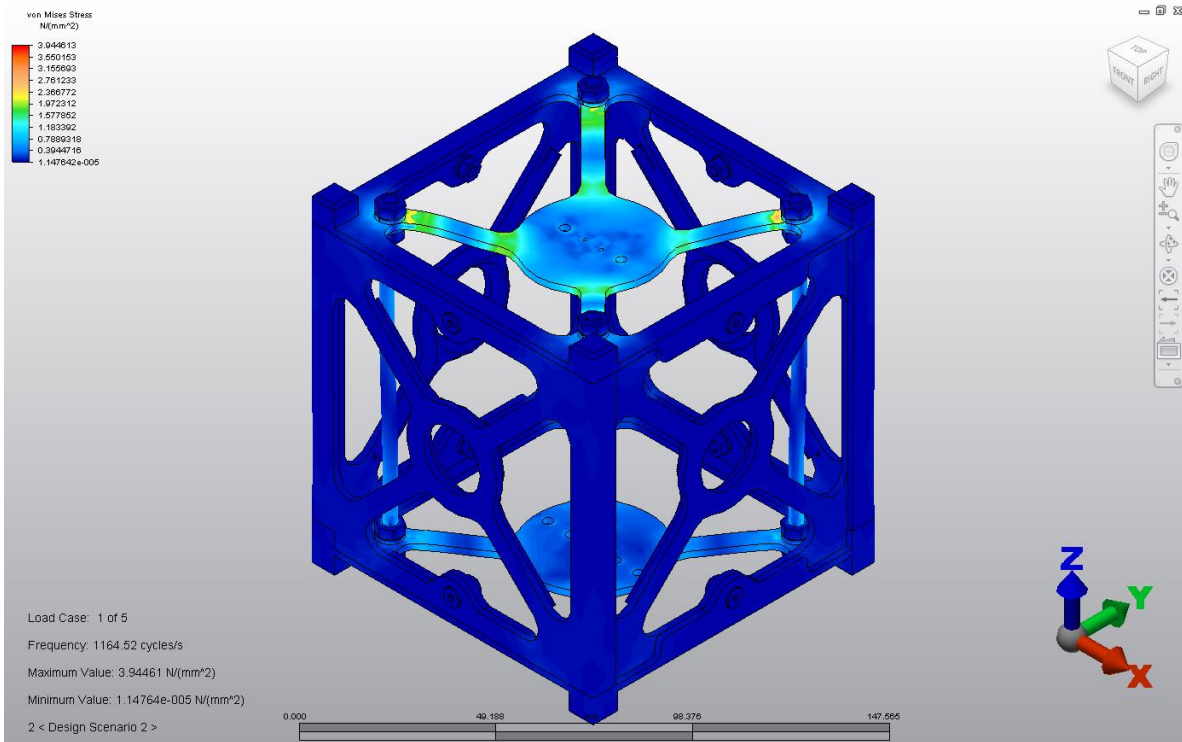


Figura 103. Esfuerzos de von Mises debidos a espectro de reaccion del vehiculo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 para la frecuencia natural No. 2 (Vista isométrica).

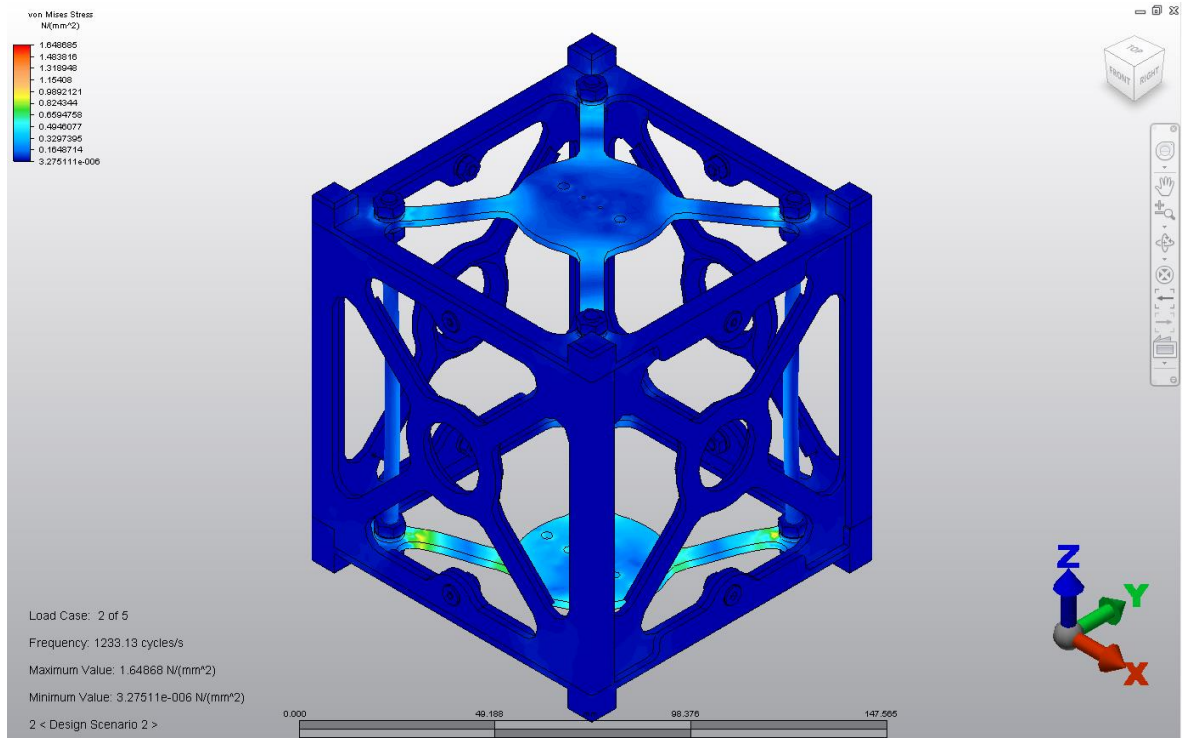


Figura 104. Esfuerzos de von Mises debidos a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 para la frecuencia natural No. 3 (Vista isométrica).

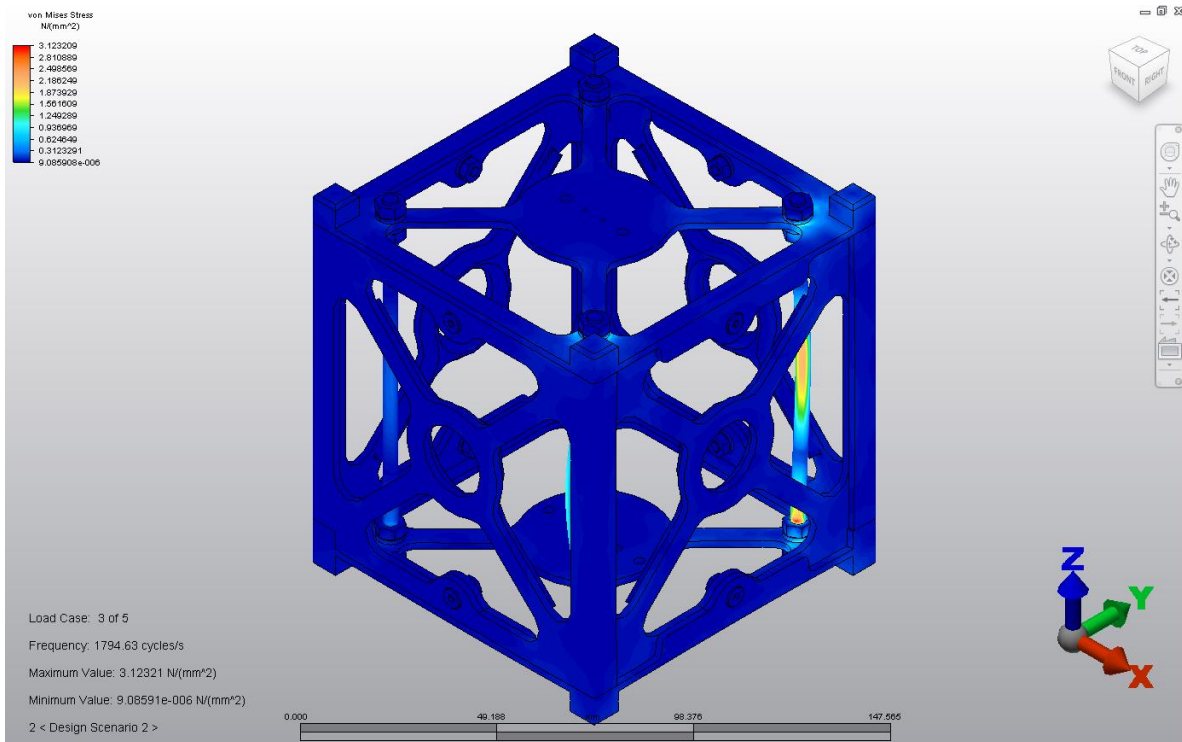


Figura 105. Esfuerzos de von Mises debidos a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 para la frecuencia natural No. 4 (Vista isométrica).

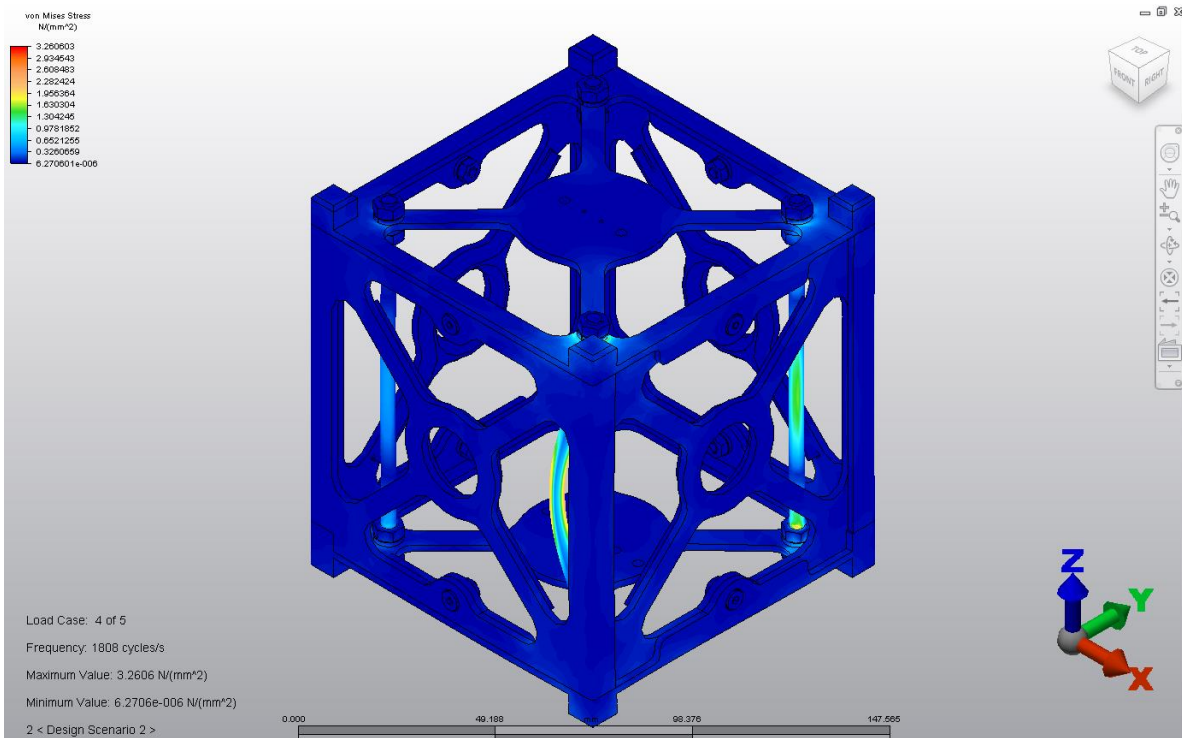


Figura 106. Esfuerzos de von Mises debidos a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 para la frecuencia natural No. 5 (Vista isométrica).

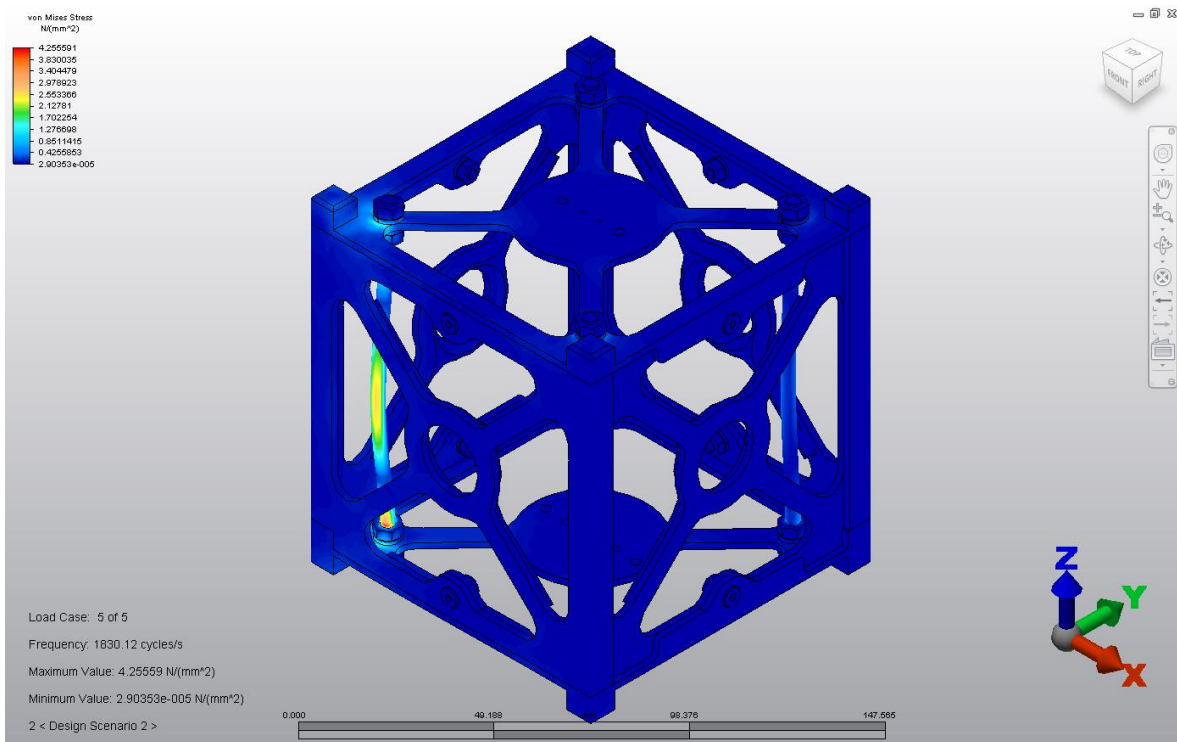
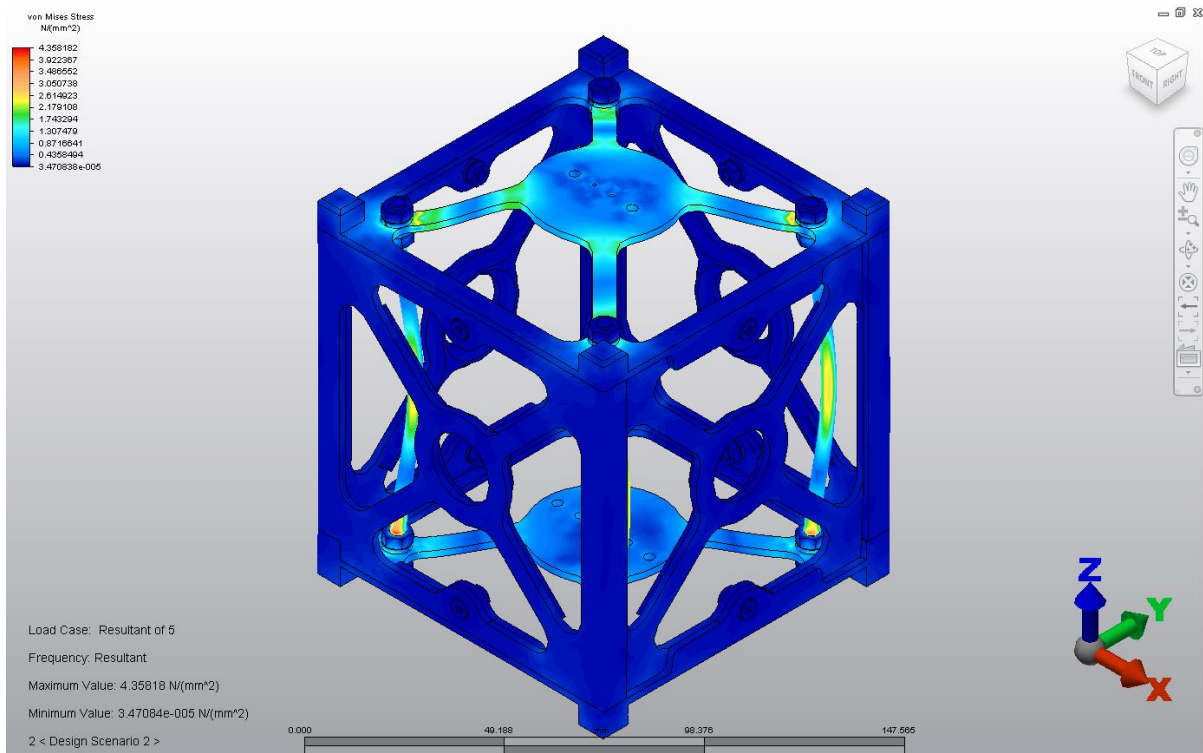


Figura 107. Esfuerzos de von Mises debidos a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 (Vista isométrica). Resultante de las 5 frecuencias naturales.



b. Espectro de reacción a choques (Soyuz)

Figura 108. Deformaciones debidas a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Soyuz (Vista isométrica). Resultante de las 5 frecuencias naturales.

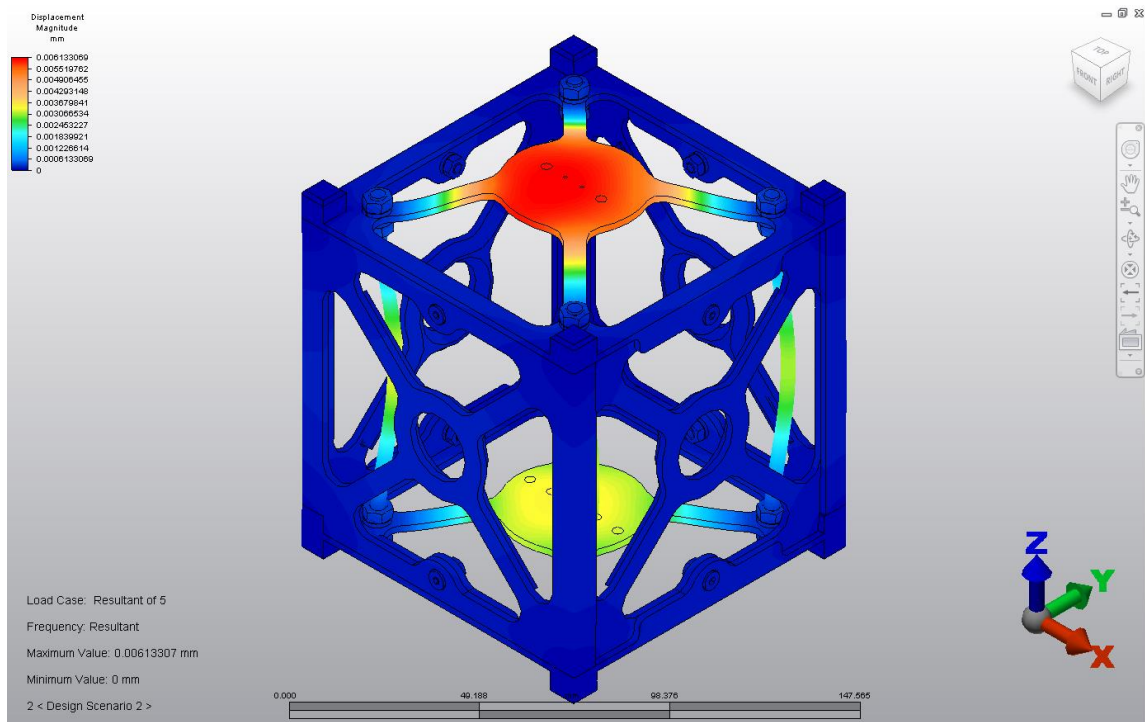
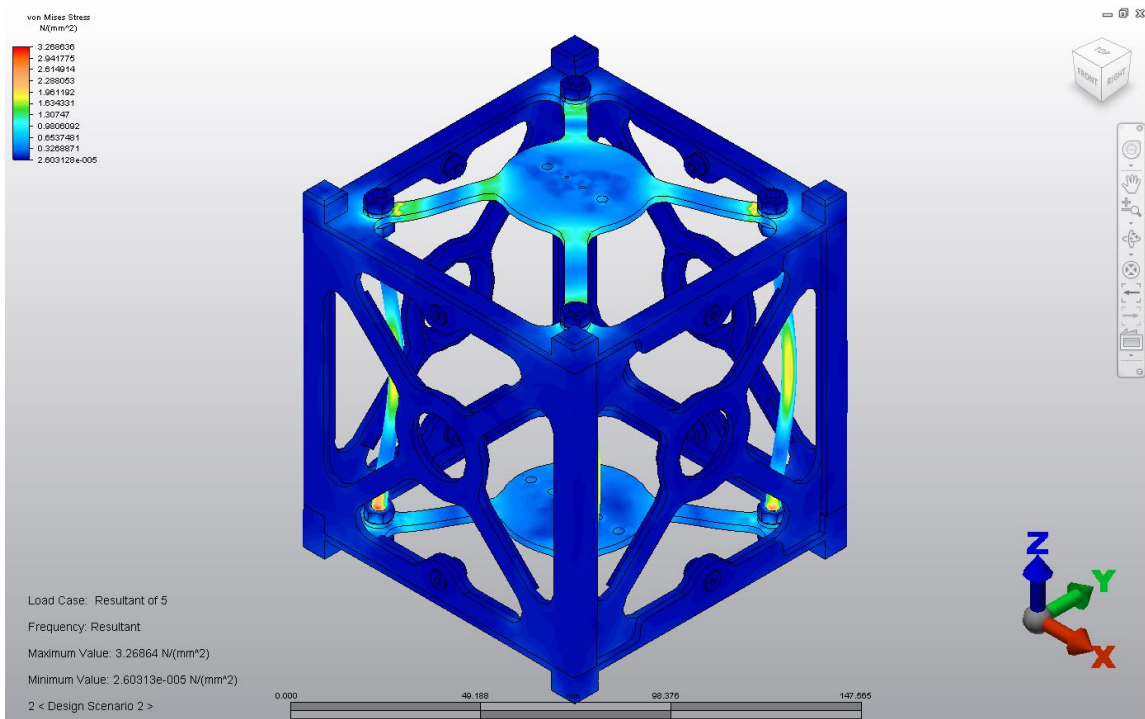


Figura 109. Esfuerzos de von Mises debidos a espectro de reacción del vehículo de lanzamiento Soyuz (Vista isométrica). Resultante de las 5 frecuencias naturales.



#### 4. Cargas quasi-estáticas

Cuadro LXXIV. Resumen de aceleraciones de cargas quasi-estáticas en términos de gravedad de los vehículos de lanzamiento analizados.

Aceleraciones (g)			
longitudinal		Lateral	
+	-	+	-
-0.3	-3.3	2	-2
-2.2	-3.2	2	-2
-3.1	-6	1	-1
1.2	-1.6	0.25	-0.25
1.8	0.2	0.4	-0.4
-0.4	-1.6	1.8	-1.8
-1.8	-2.6	1	-1
-3.6	-5	0.5	-0.5
-0.7	-4.1	1	-1
-0.7	-3.8	0.8	-0.8
1.3	-2.6	0.8	-0.8
0.3	-2.7	0.7	-0.7
1.5	-3.7	0.3	-0.3

Cuadro LXXV. Resumen de aceleraciones de cargas quasi-estáticas en términos de  $m/s^2$  de los vehículos de lanzamiento analizados.

Aceleraciones ( $m/s^2$ )			
longitudinal		Lateral	
+	-	+	-
-2.943	-32.373	19.62	-19.62
-21.582	-31.392	19.62	-19.62
-30.411	-58.86	9.81	-9.81
11.772	-15.696	2.4525	-2.4525
17.658	1.962	3.924	-3.924
-3.924	-15.696	17.658	-17.658
-17.658	-25.506	9.81	-9.81
-35.316	-49.05	4.905	-4.905
-6.867	-40.221	9.81	-9.81
-6.867	-37.278	7.848	-7.848
12.753	-25.506	7.848	-7.848
2.943	-26.487	6.867	-6.867
14.715	-36.297	2.943	-2.943

Cuadro LXXVI. Cargas quasi-estáticas aplicadas a la estructura.

Componente	masa (kg)	Longitudinal + (N)	Longitudinal - (N)	Lateral + (N)	Lateral - (N)	x (mm)	y (mm)
Placa con Baterias	0.207	4.576	-15.256	0	0	42	42
PCB Potencia	0.03	0.662	-2.207	0	0	42	42
Placa con ADCS	0.085	1.876	-6.254	0	0	52	48.7
PCB Comms	0.03	0.662	-2.207	0	0	42	42
Estructura	1.33	29.356	-97.854	32.618	-32.618	-	-

## a. Cargas en tensión

Figura 110. Aplicación de cargas quasi-estáticas longitudinales (Tensión). (Vista frontal).

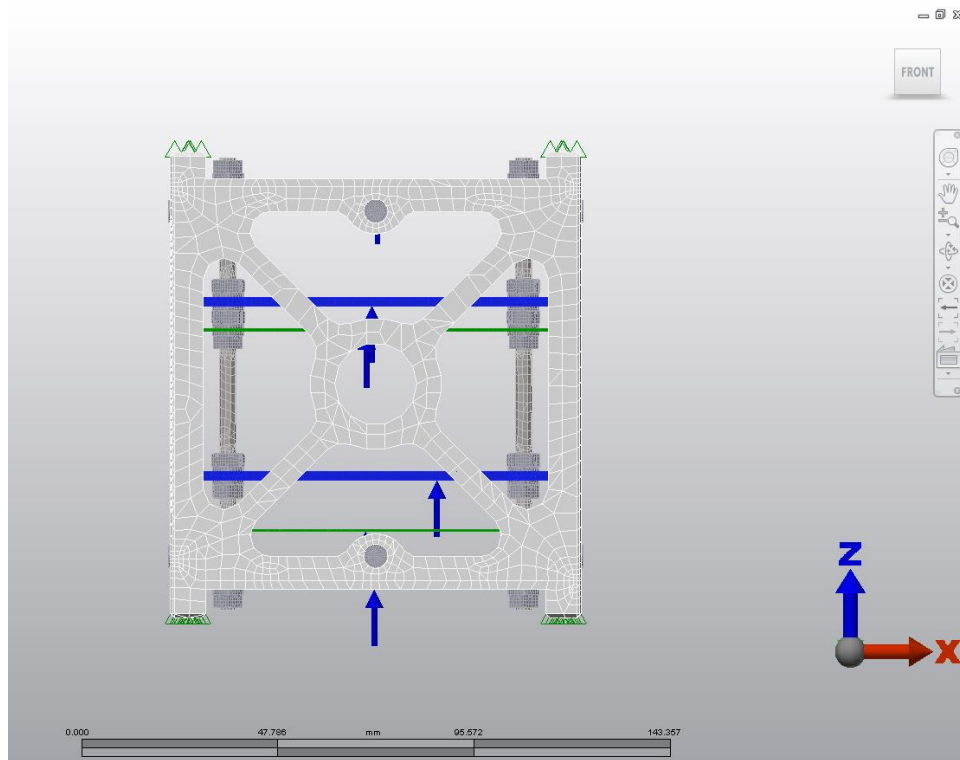


Figura 111. Aplicación de cargas quasi-estáticas longitudinales (Tensión). (Vista lateral derecha).

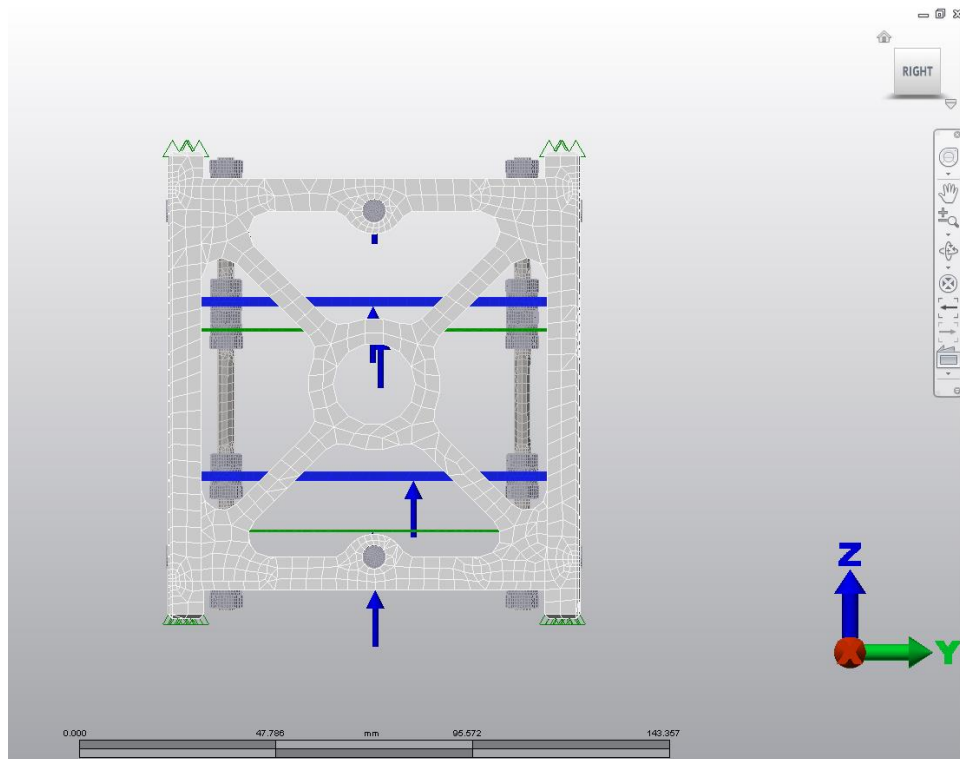


Figura 112. Aplicación de cargas quasi-estáticas laterales (Tensión). (Vista frontal).

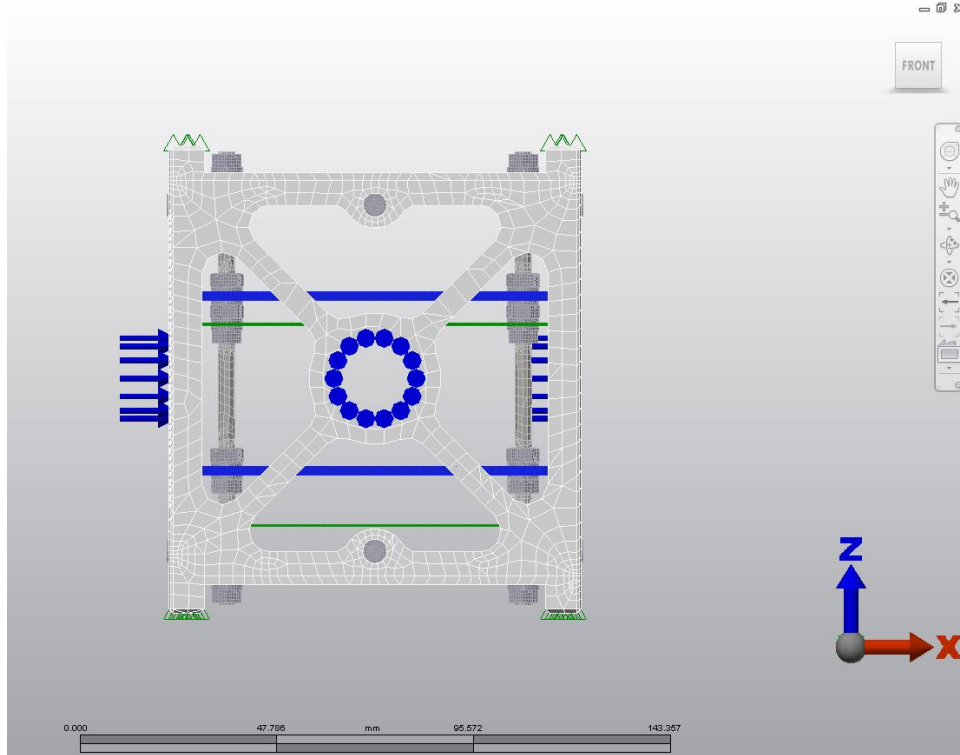


Figura 113. Aplicación de cargas quasi-estáticas laterales (Tensión). (Vista lateral derecha).

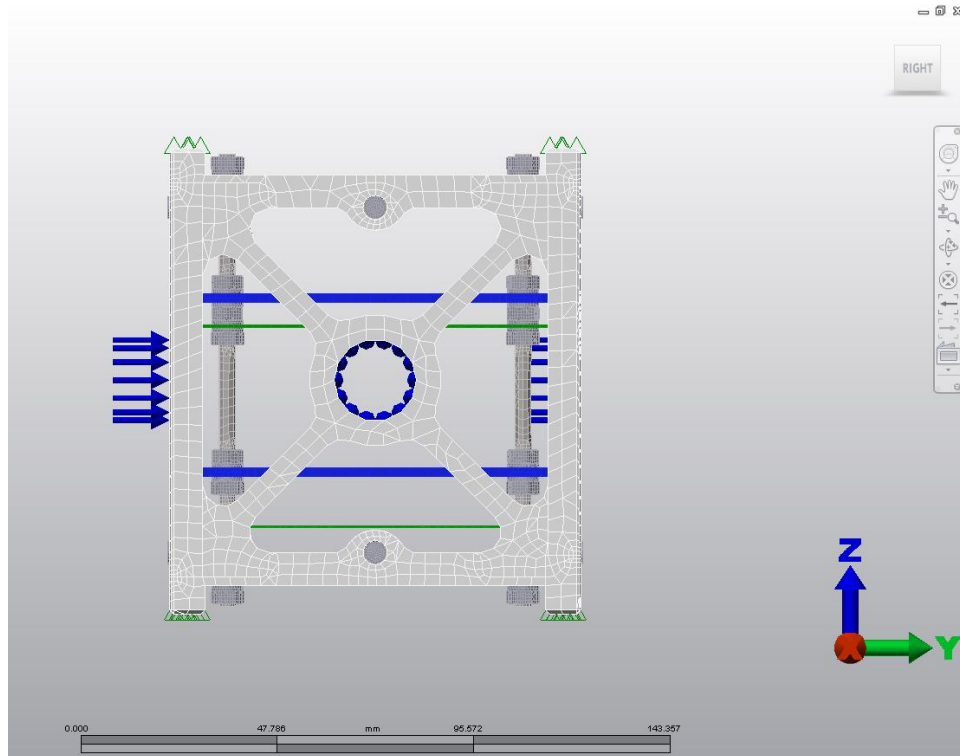


Figura 114. Aplicación de cargas quasi-estáticas laterales (Vista isométrica).

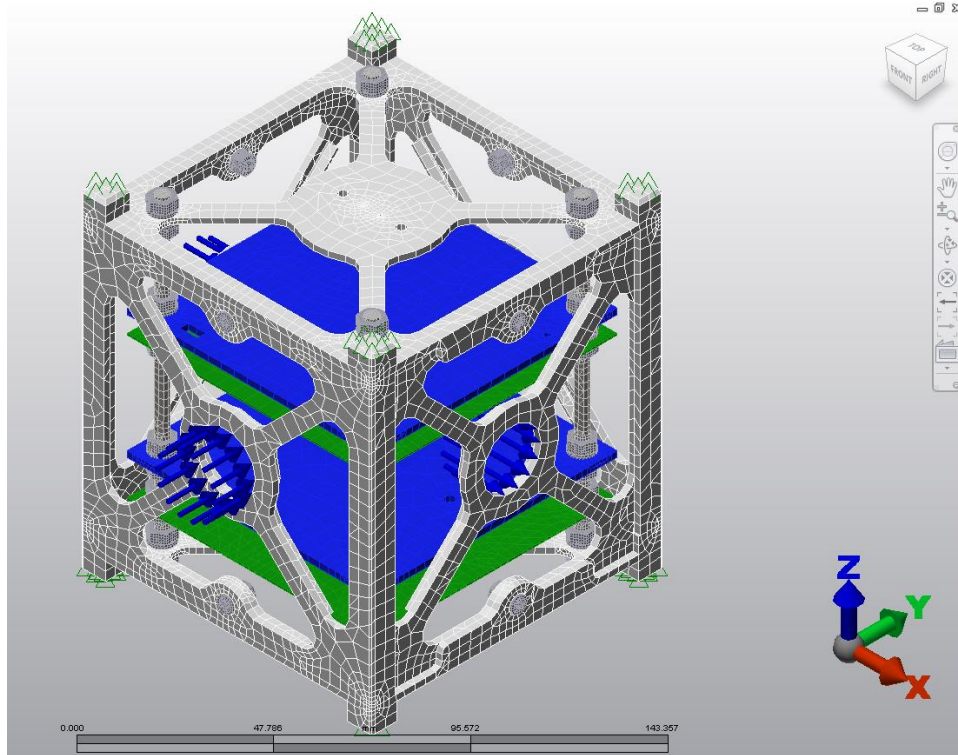


Figura 115. Deformaciones debidas a cargas quasi-estáticas (Tensión). (Vista isométrica).

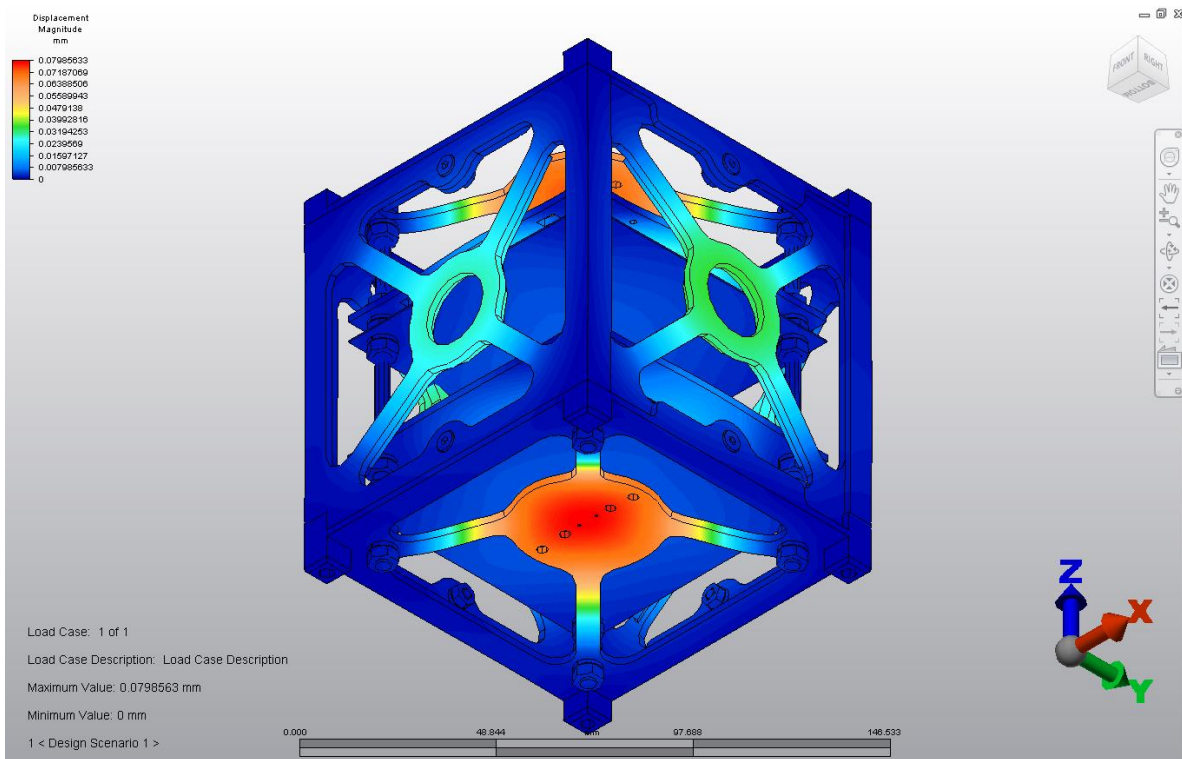
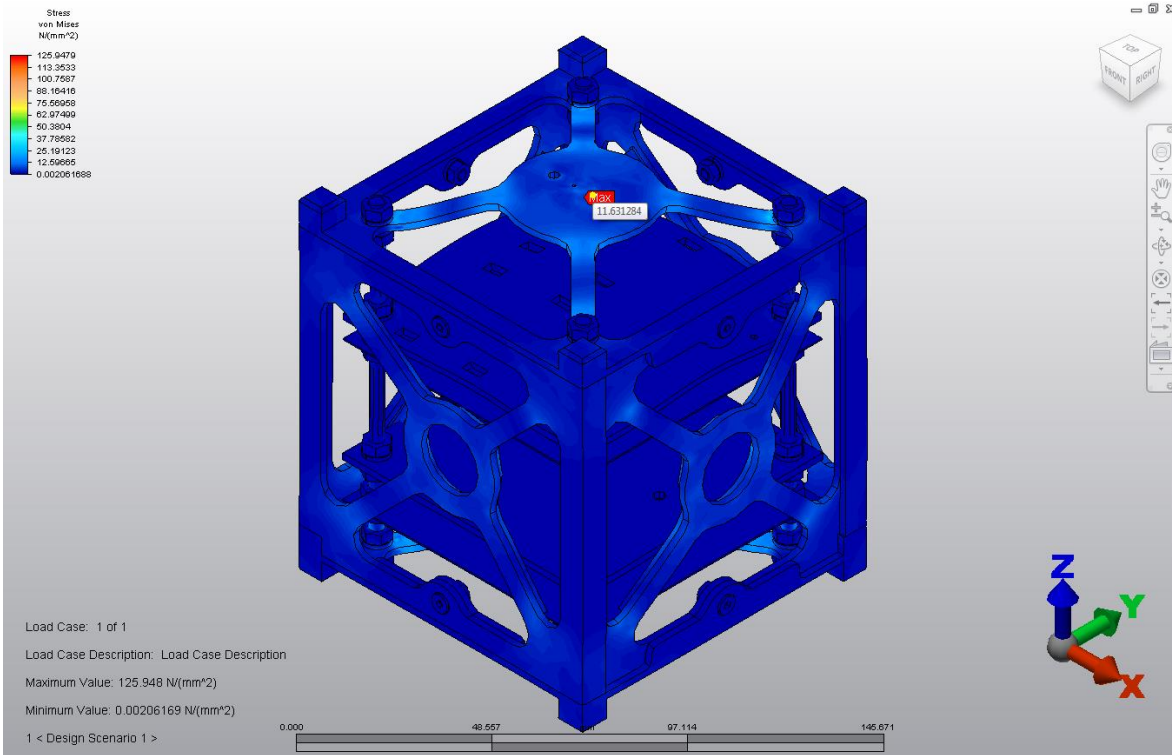


Figura 116. Esfuerzos de von Mises debidos a cargas quasi-estáticas (Tensión). (Vista isométrica).



b. Cargas en compresión

Figura 117. Aplicación de cargas quasi-estáticas longitudinales (Compresión). (Vista frontal).

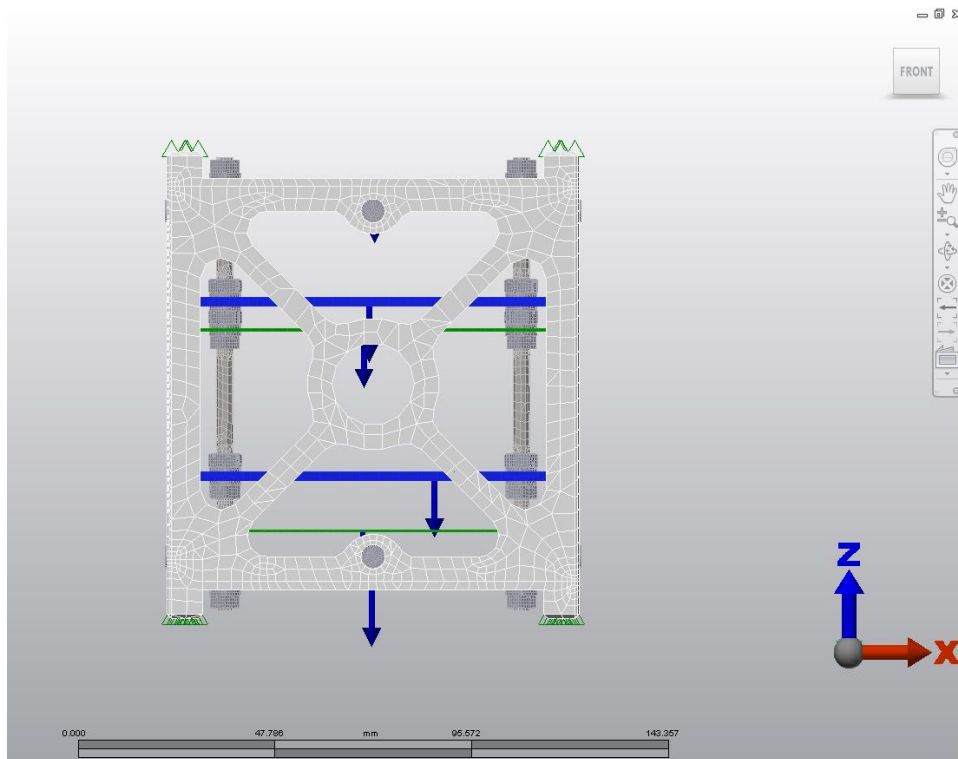


Figura 118. Aplicación de cargas quasi-estáticas longitudinales (Compresión). (Vista lateral derecha).

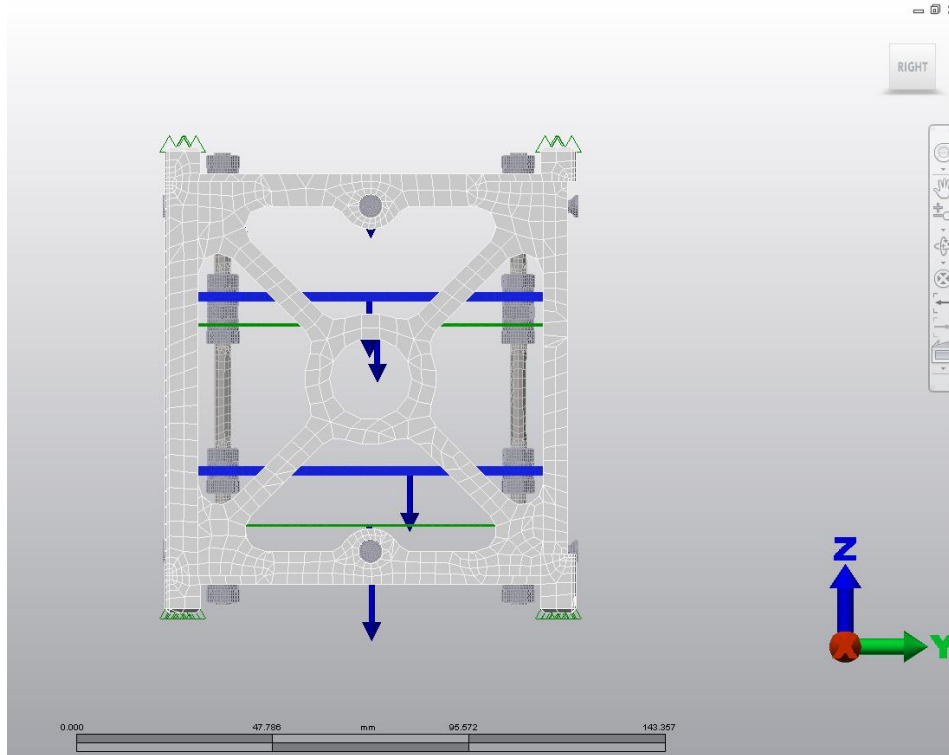


Figura 119. Aplicación de cargas quasi-estáticas laterales (Tensión). (Vista frontal).

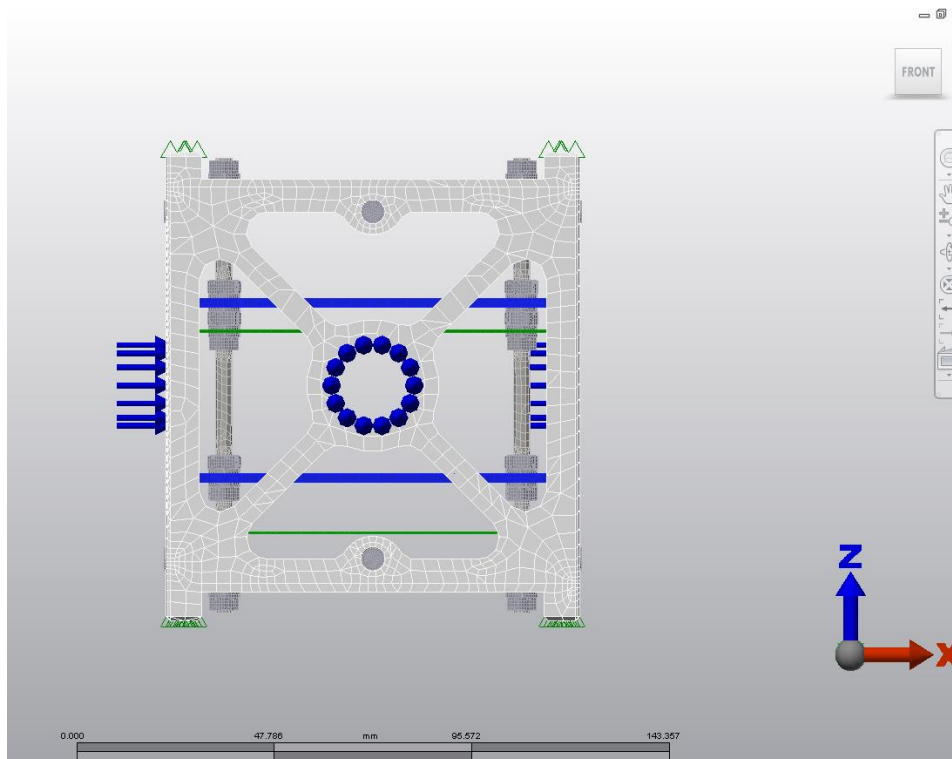


Figura 120. Aplicación de cargas quasi-estáticas laterales (Compresión). (Vista frontal).

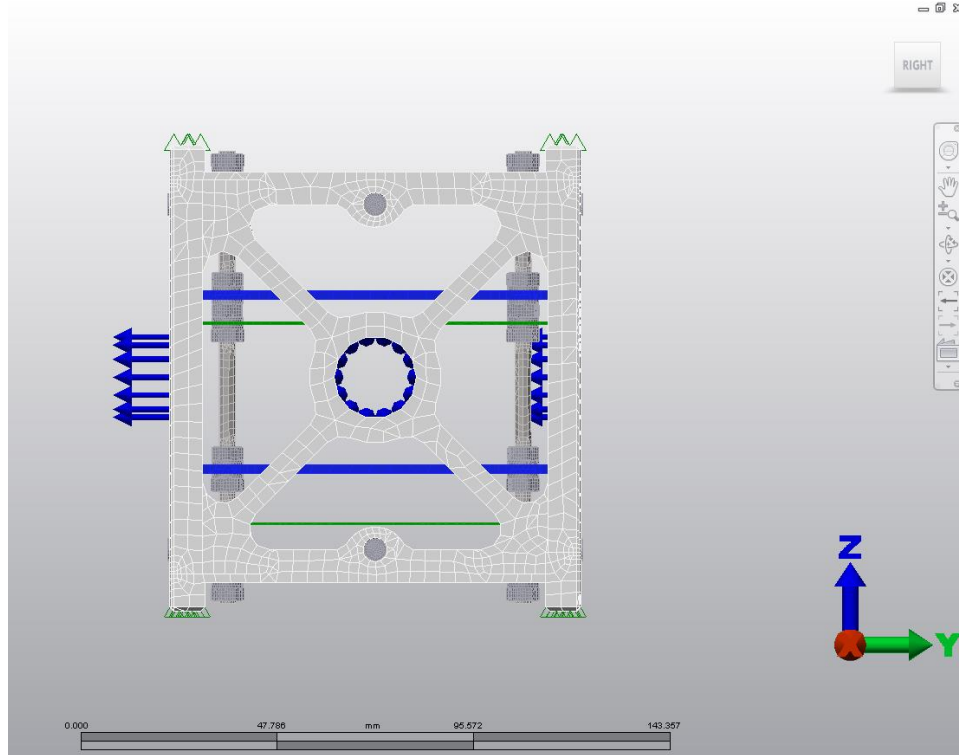


Figura 121. Aplicación de cargas quasi-estáticas laterales. (Vista isométrica).

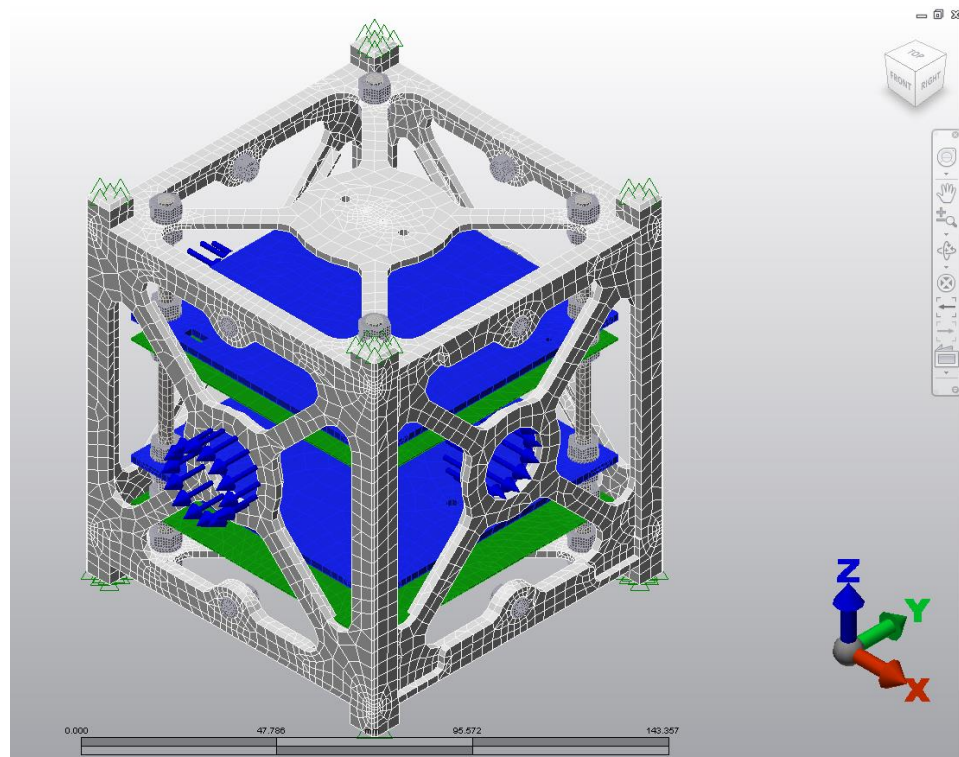


Figura 122. Deformaciones debidas a cargas quasi-estáticas (Compresión). (Vista isométrica).

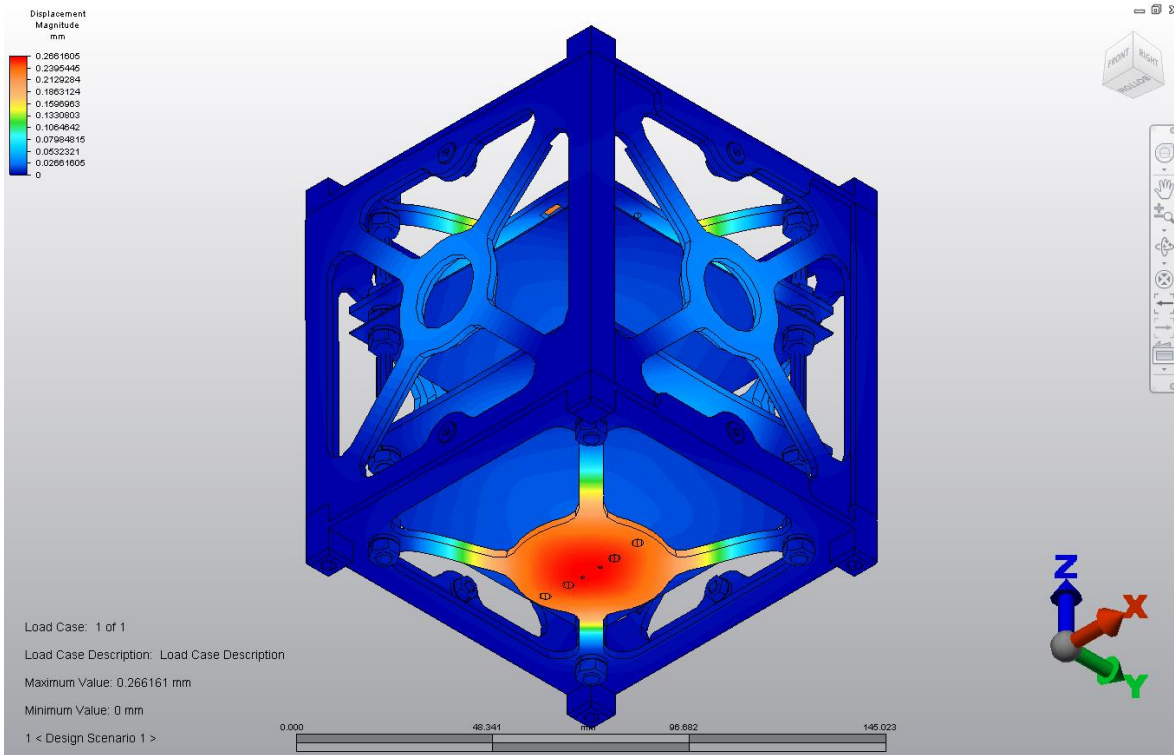
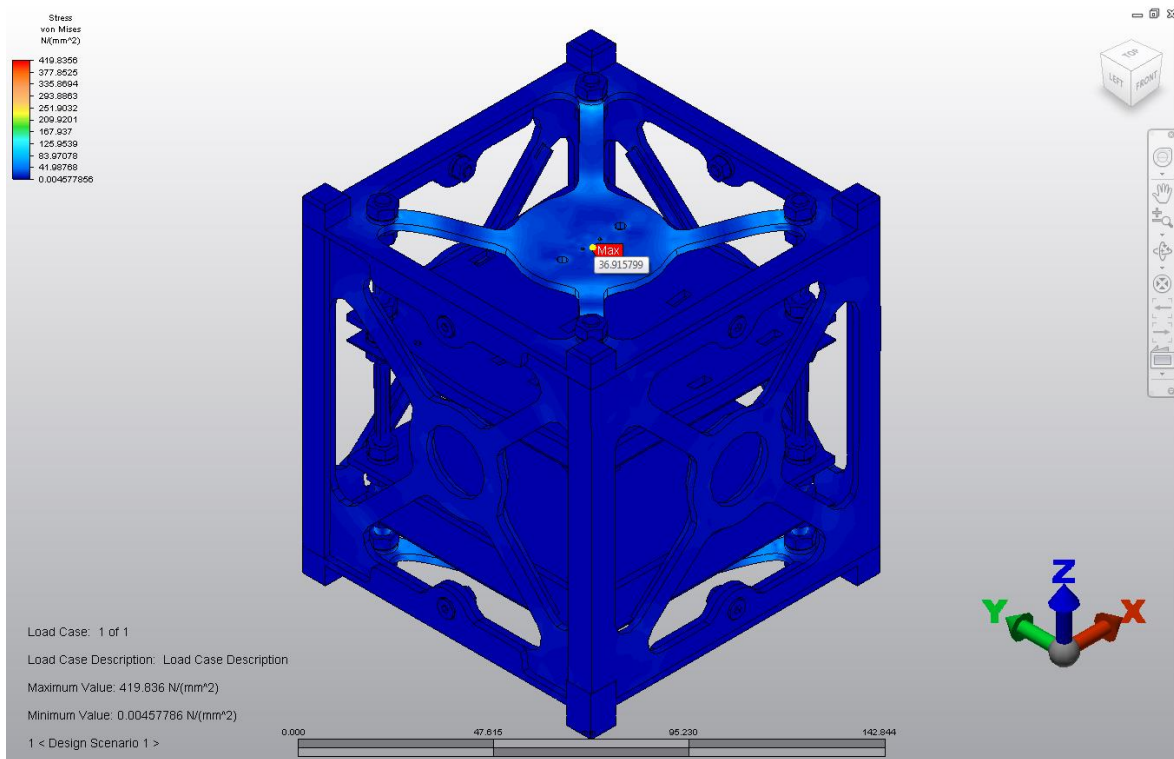


Figura 123. Esfuerzos de von Mises debidos a cargas quasi-estáticas (Compresión). (Vista isométrica).



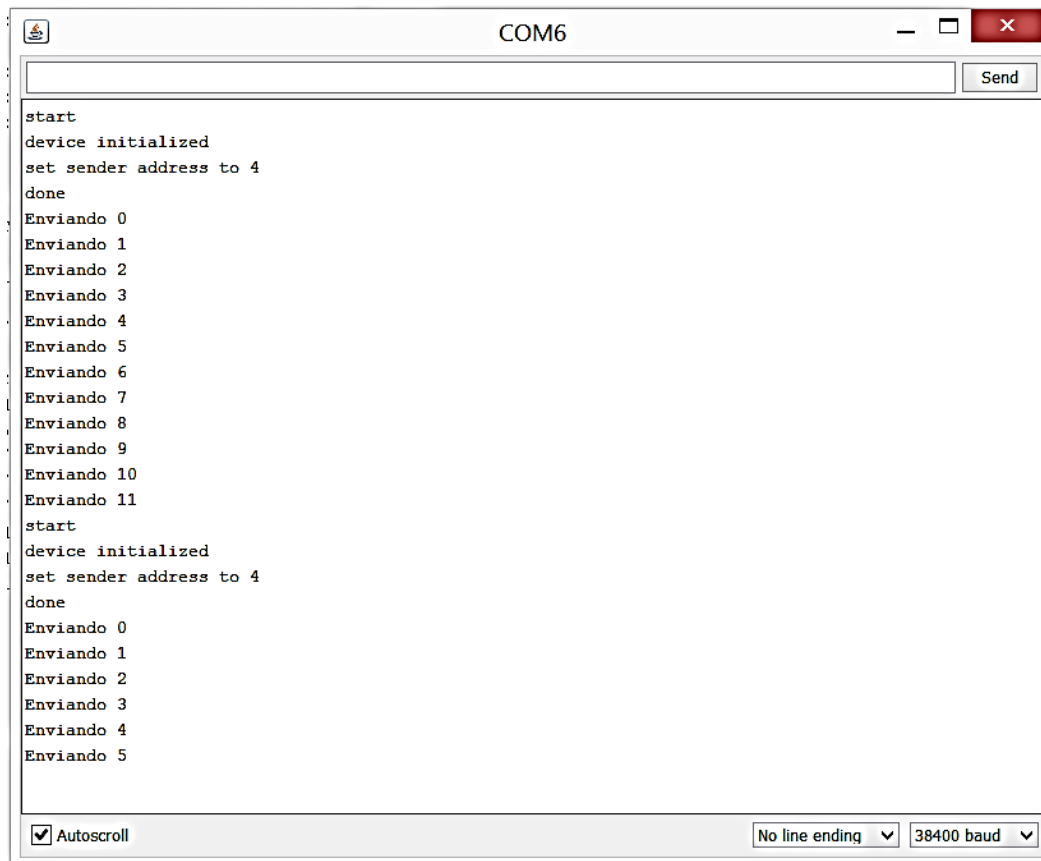
Cuadro LXXVII. Resumen de deformaciones y esfuerzos de von Mises máximos debidos a las cargas quasi-estáticas.

Configuración de cargas quasi-estáticas	Deformación máxima (mm)	Esfuerzo de von Mises máximo (N/mm <sup>2</sup> )
Tensión	0.079	11.631
Compresión	0.266	36.915

## B. Subsistema de comunicaciones

A continuación se presentan los resultados obtenidos luego de realizar las pruebas descritas anteriormente.

Figura 124. Valores enviados desde el componente transmisor.



```

start
device initialized
set sender address to 4
done
Enviando 0
Enviando 1
Enviando 2
Enviando 3
Enviando 4
Enviando 5
Enviando 6
Enviando 7
Enviando 8
Enviando 9
Enviando 10
Enviando 11
start
device initialized
set sender address to 4
done
Enviando 0
Enviando 1
Enviando 2
Enviando 3
Enviando 4
Enviando 5

```

Figura 125. Valores recibidos en el componente receptor.

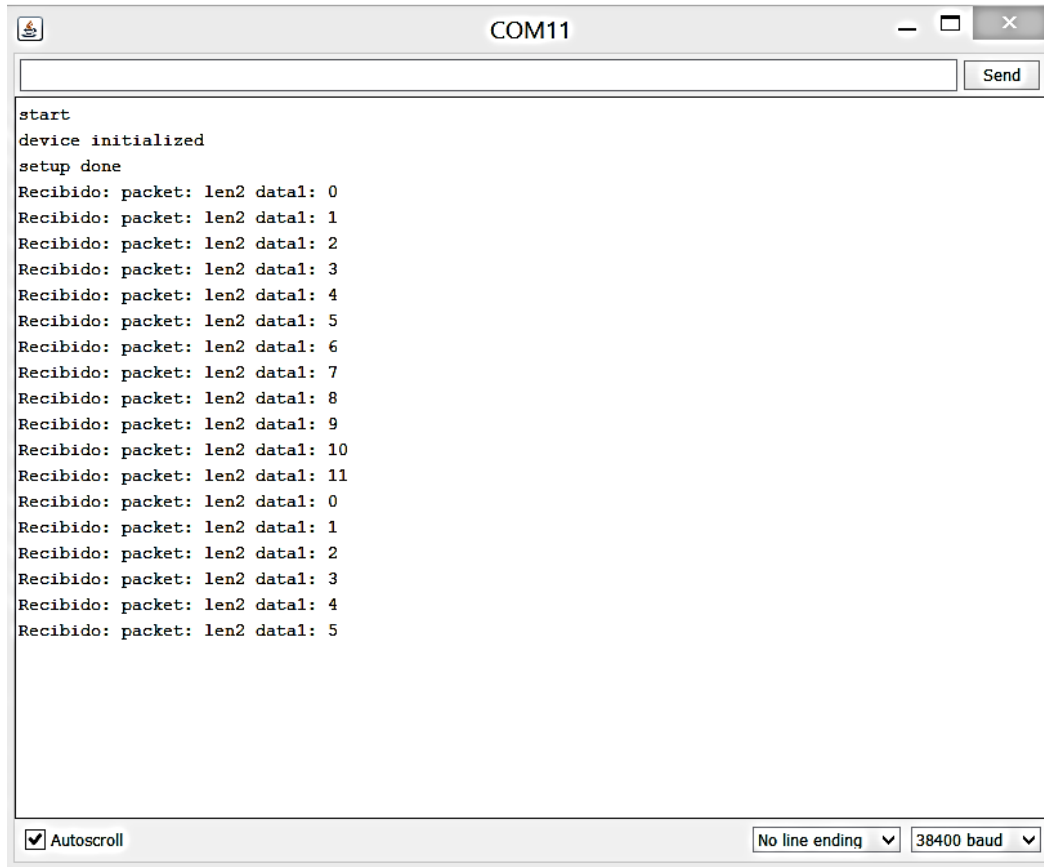


Figura 126. Paquetes de datos codificados por el TNC enviados vía SPI hacia el transceptor durante TX.

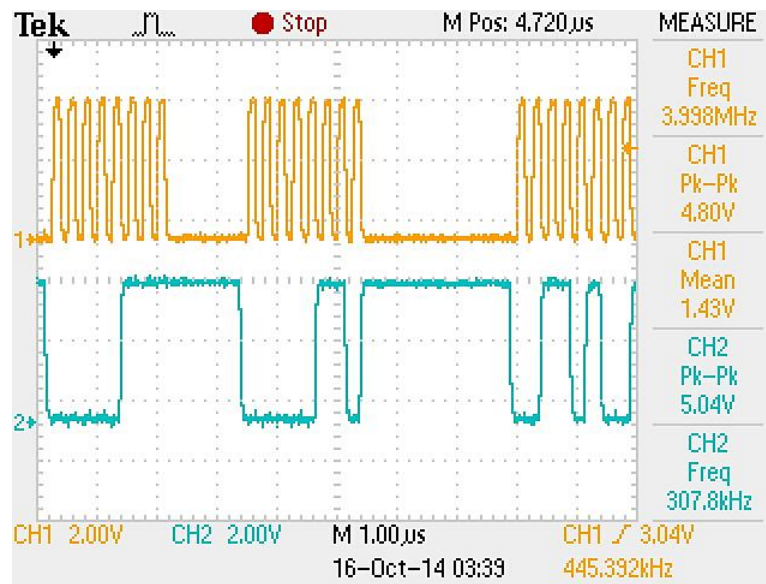


Figura 127. Vista de configuración de los registros del transceptor CC1101 en el software SmartRF Studio.

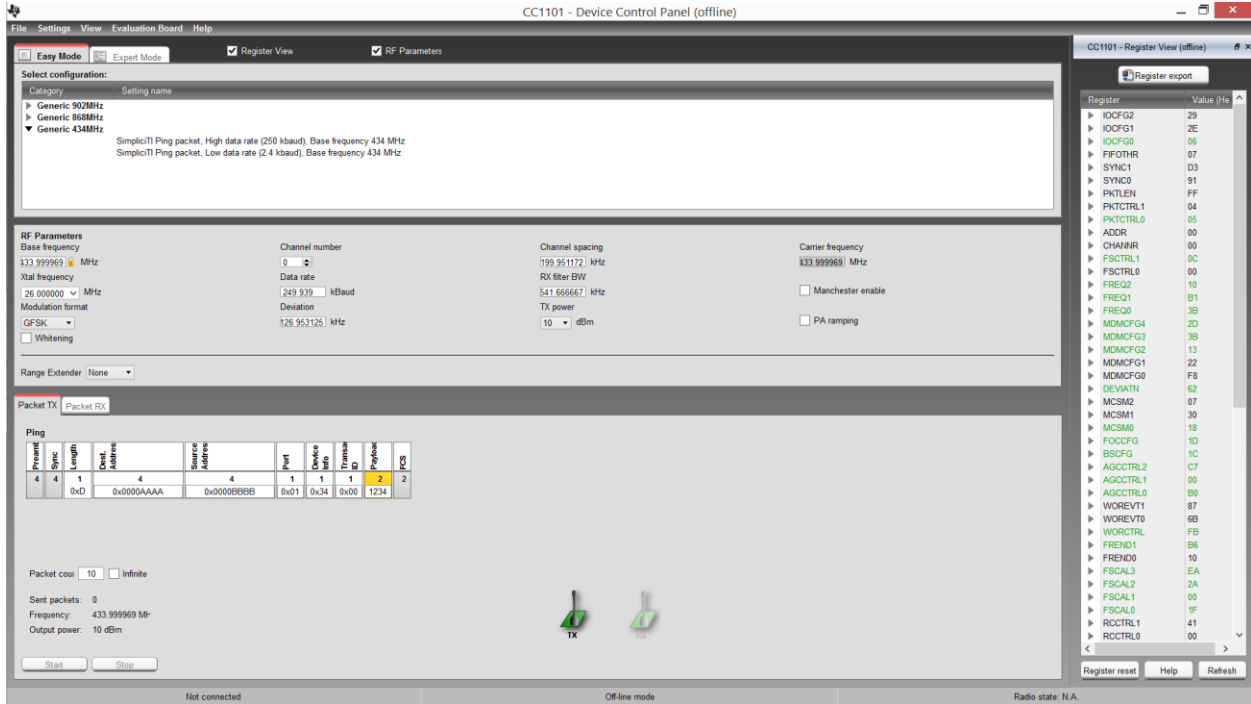
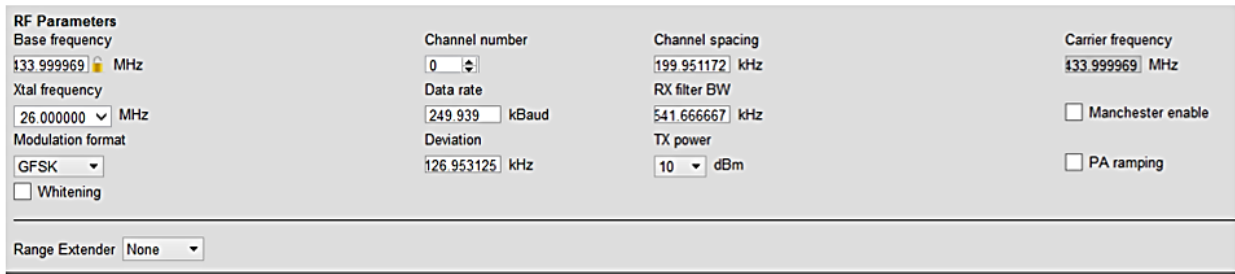


Figura 128. Vista detallada de los parámetros RF configurados para el transceptor en el software SmartRF Studio.



A continuación se presenta un link del video donde se demuestran las pruebas de transmisión/recepción iniciales para el prototipo de CubeSat:

<https://www.youtube.com/watch?v=BAixV0qFDNU&list=UUIqKoma8ydXS9GHR6CBUyQ>

Cuadro LXXVIII. Resultados de las pruebas de potencia del subsistema de comunicaciones.

PRUEBAS DE POTENCIA					
#	MODO		VOLTAJE (V)	CORRIENTE (mA)	POTENCIA (mW)
7	Transmisión	250kBaud	3.3	45.0	148.5
		2.4kBaud	3.3	43.5	143.6
8	Recepción	250kBaud	3.3	32.1	105.9
		2.4kBaud	3.3	31.0	102.3
*	Despliegue Antena	---	3.3	700.0	2310.0

Figura 129. Diseño de los Side Plates del prototipo de estructura del CubeSat.

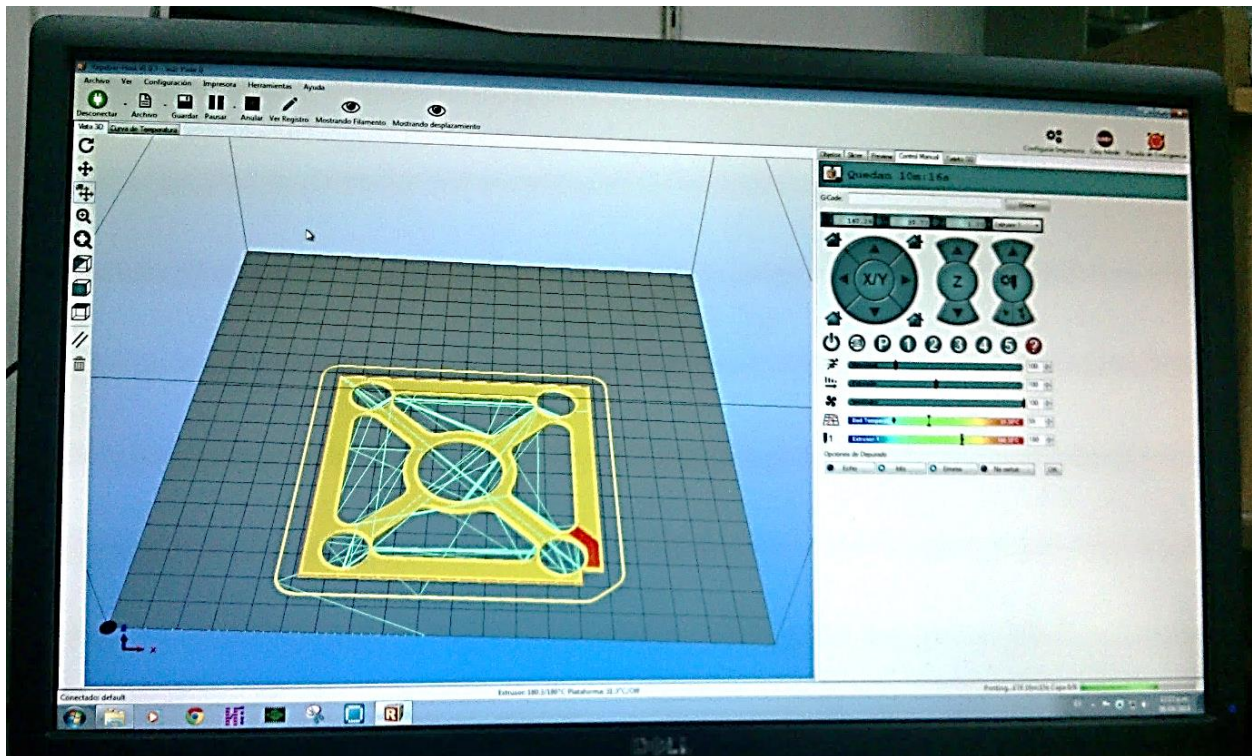


Figura 130. Ensamble de las Side Plates con la Bottom Plate del prototipo de estructura del CubeSat.

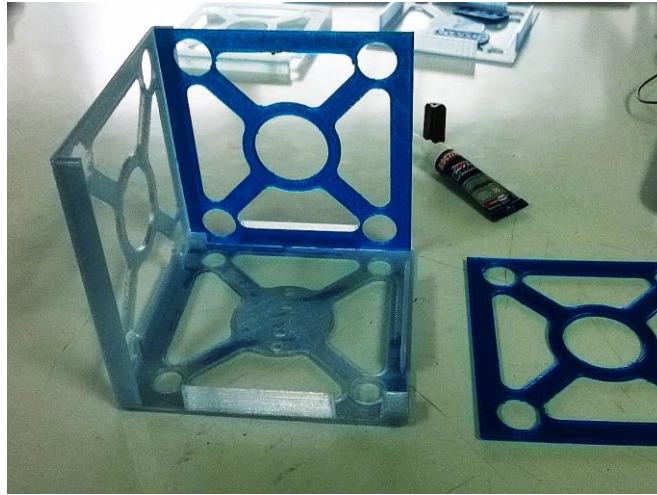


Figura 131. Proceso de ensamble del prototipo de estructura del CubeSat.

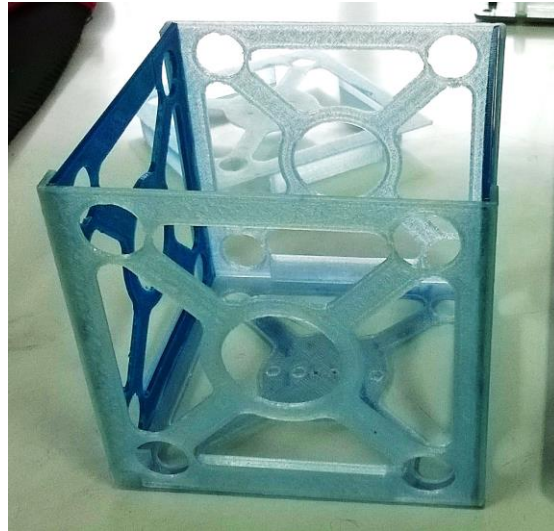


Figura 132. Acople de la antena a la estructura del CubeSat.

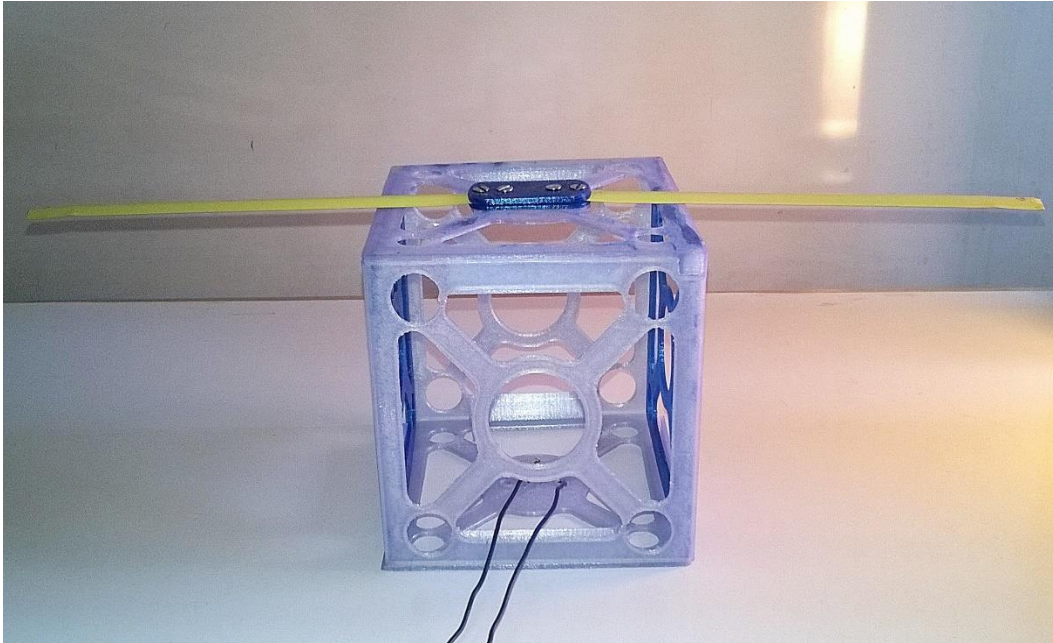


Figura 133. Detalle del acople de la antena a la estructura impresa.

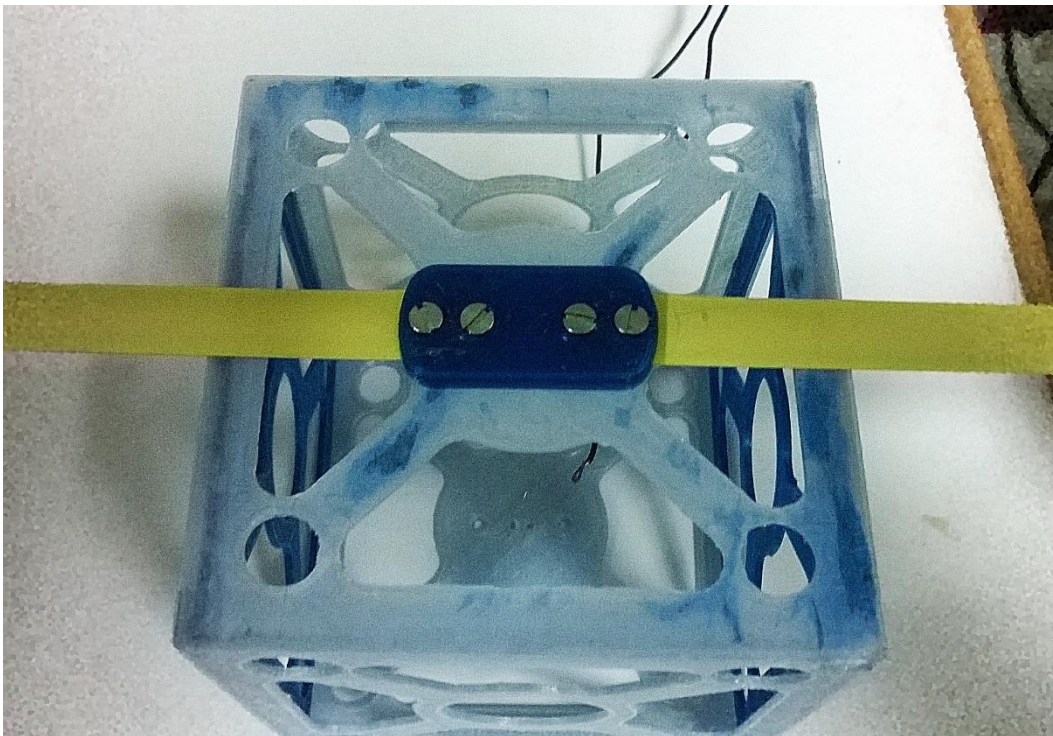
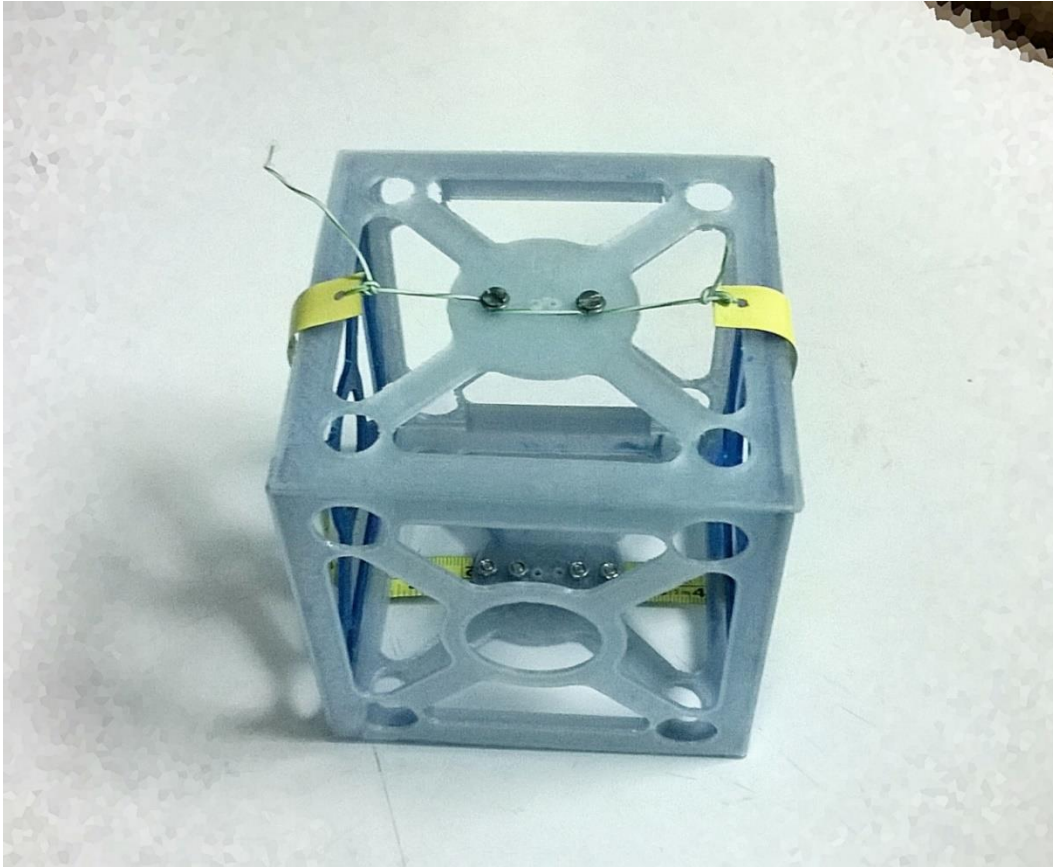


Figura 134. Antena instalada en el prototipo de estructura del CubeSat.



A continuación se presenta un link del video donde se demuestra el funcionamiento del mecanismo de despliegue de la antena utilizado en el prototipo de CubeSat:

[https://www.youtube.com/watch?v=fSBsEI\\_Ob8E&list=UUINqKoma8ydXS9GHR6CBUyQ](https://www.youtube.com/watch?v=fSBsEI_Ob8E&list=UUINqKoma8ydXS9GHR6CBUyQ)

Cuadro LXXIX. Matriz de evaluación del diseño para el subsistema de comunicaciones del CubeSat.

MATRIZ DE EVALUACIÓN DEL DISEÑO		
#	PRUEBA	ESTADO
1	Codificar paquetes AX.25	Completada
2	Decodificar paquetes AX.25	Completada
3	Verificar Modulación GFSK	Completada
4	Verificar Demodulación GFSK	Completada
5	Codificar y Transmitir paquetes AX.25	Completada
6	Recibir y Decodificar paquetes AX.25	Completada
7	Medir Consumo de Potencia en Modo TX	Completada
8	Medir Consumo de Potencia en Modo RX	Completada
9	Verificar 3 señales de "Despliegue de la Antena"	Completada
10	Desplegar Antena en Prototipo de Estructura Impresa en 3D	Completada
11	Desplegar Antena en Estructura Real	Parcial

Figura 135. Link Budget y Link Analysis para el subsistema de comunicaciones del CubeSat.

Ground Station	Value	Unit			
Antenna Gain	30	dBi			
Transmitting Power	35	dBm			
Receive Sensitivity	-85	dBm			
Cables Loss	2	dB			
Free Space Loss	-137.2	dB			
<b>GTCube</b>					
Antenna Gain	2	dBi			
Transmitting Power	35	dBm			
Receive Sensitivity	-95	dBm			
Cables Loss	1.5	dB			
Free Space Loss	-137.2	dB			
<b>Link Budget: GTCube to Ground Station</b>			<b>Link Budget: Ground Station to GTCube</b>		
TX Power GTCube	35	dBm	TX Power GS	35	dBm
Antenna Gain GTCube	2	dBi	Antenna Gain GS	30	dBi
Cable Loss GTCube	-1.5	dB	Cable Loss GS	-2	dB
Antenna Gain GS	30	dBi	Antenna Gain GTCube	2	dBi
Cable Loss GS	-2	dB	Cable Loss GTCube	-1.5	dB
TOTAL GAIN	63.5	dB	TOTAL GAIN	63.5	dB
Space Loss @400km	-137.2	dB	Space Loss @400km	-137.2	dB
EXPECTED RECEIVED SIGNAL LEVEL	-73.7	dBm	EXPECTED RECEIVED SIGNAL LEVEL	-73.7	dBm
Sensitivity GS	85	dBm	Sensitivity GTCube	95	dBm
<b>LINK MARGIN</b>	<b>11.3</b>	<b>dB</b>	<b>LINK MARGIN</b>	<b>21.3</b>	<b>dB</b>

Figura 136. Diseño PCB del subsistema de comunicaciones, Top Plate.

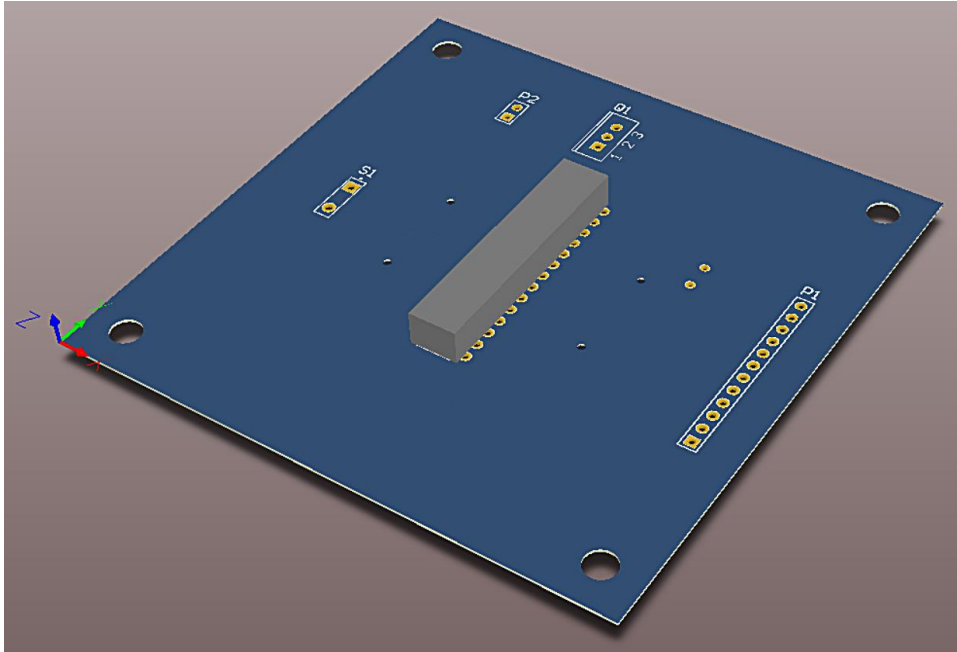


Figura 137. Diseño PCB subsistema de comunicaciones, Bottom Plate.

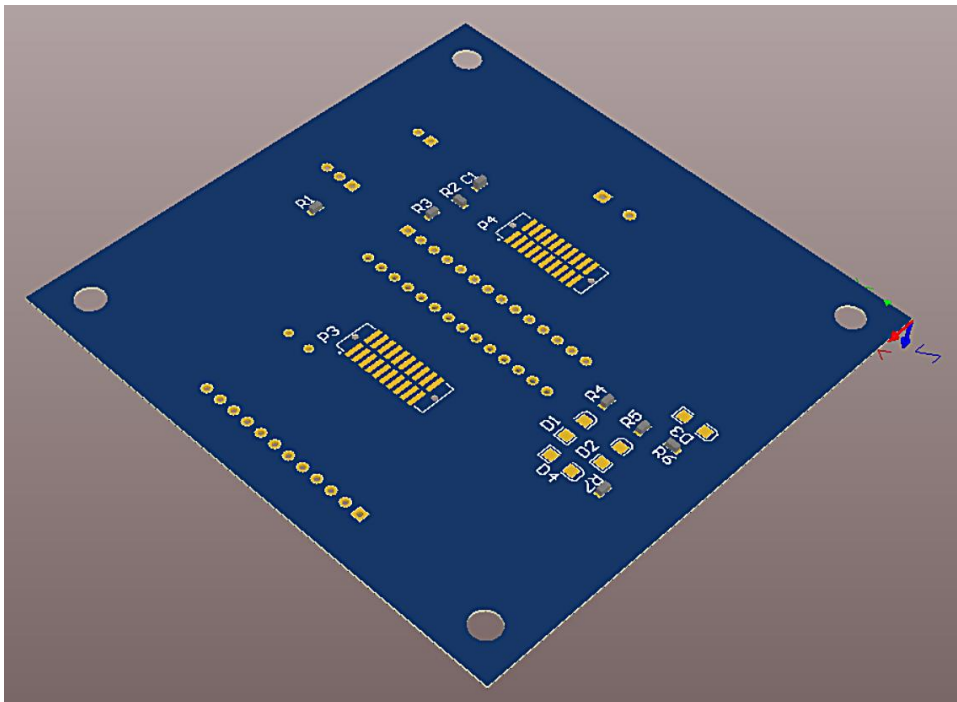
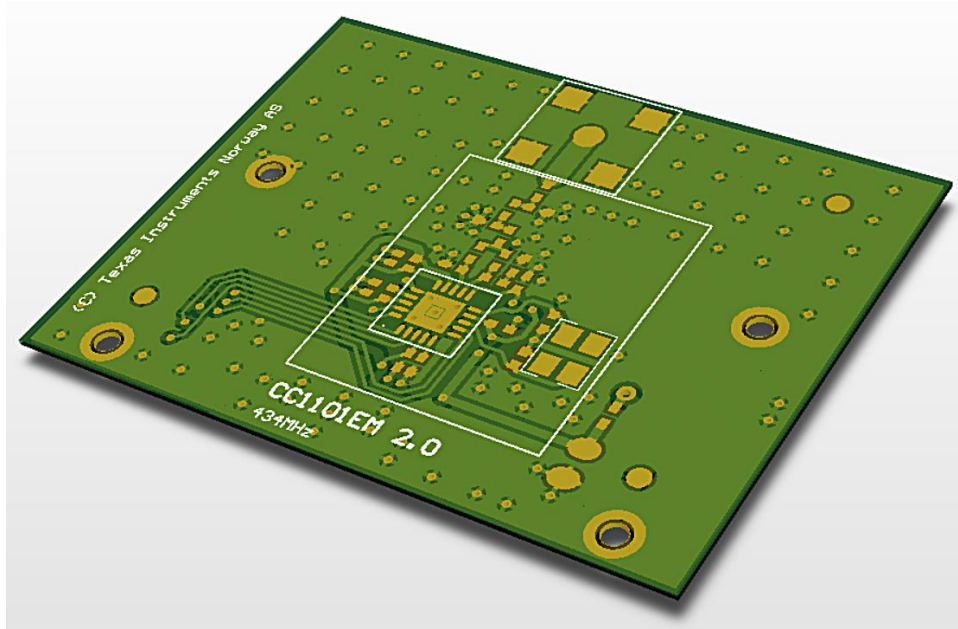
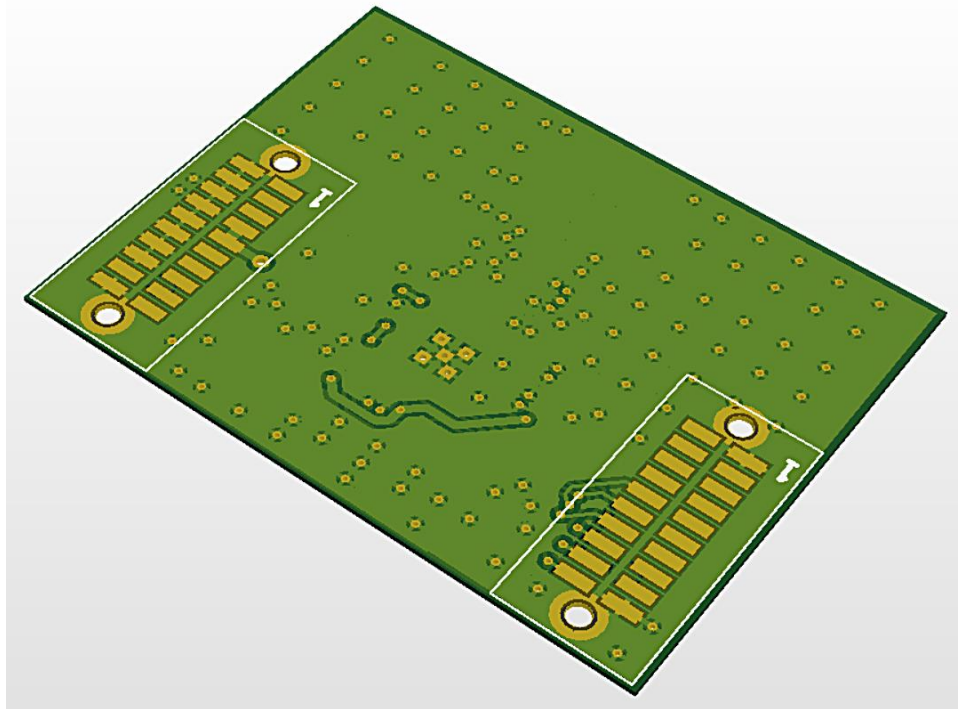


Figura 138. PCB del transceptor CC1101, Top Plate.



(Texas Instruments Incorporated, 2014)

Figura 139. PCB del transceptor CC1101, Bottom Plate.



(Texas Instruments Incorporated, 2014)

## C. ADCS

### 1. Estructura

Cuadro LXXX. Propiedades de las piezas diseñadas para la estructura.

Nombre de la Pieza	Masa (g)	Volumen (cm <sup>3</sup> )	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )
Batería	59	47.17	1.2509
Batería 2	59	43.35	1.3610
Arco	9	7.13	1.2621
Placa Circuitos	23	21.29	1.0805
Placa Batería	34	29.52	1.1519
Motor	22	5.65	3.8953
Flywheel	29	3.56	8.1564
Esfera (total)	96	60.70	1.5816
UM6 IMU + cables	15	7.85	1.9099
Tornillo (x4)	4	303.78	13.1673
Tuerca (x4)	4	56.67	70.5816
Placa Perforada + circuitos	56	7.13	7.8532
Placa Inferior	19	20.29	0.9610
Cubierta del Motor	33	33.82	0.9610
Masa extra	33	3963.12	8.3268
<b>TOTAL</b>	<b>491</b>	<b>647.91</b>	

Cuadro LXXXI. Matriz de inercia de la estructura del ADCS

Inercia (kg*m <sup>2</sup> )	Eje X	Eje Y	Eje Z
Eje X	6.77E-04	0	0
Eje Y	0	8.15E-04	0
Eje Z	8.28E-05	0	6.73E-04

Figura 140. Estructura diseñada para las pruebas del ADCS.

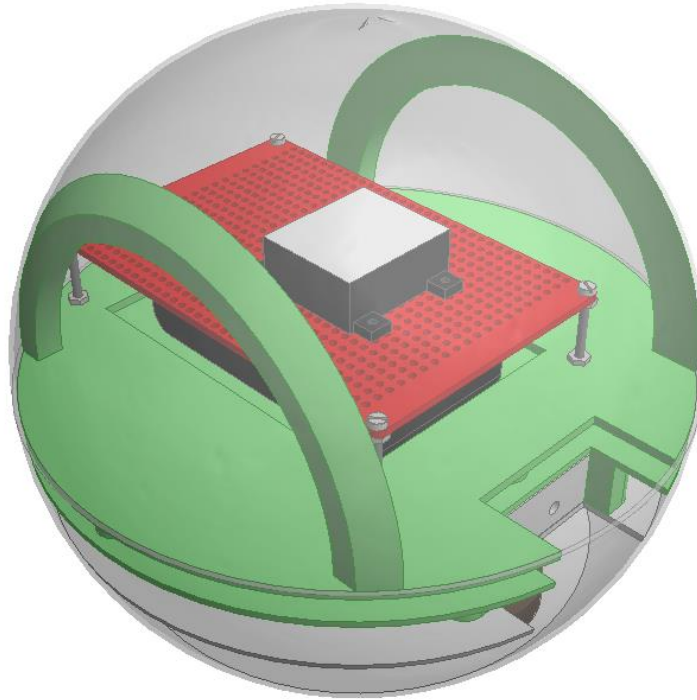


Figura 141. Vista frontal de la estructura del ADCS.

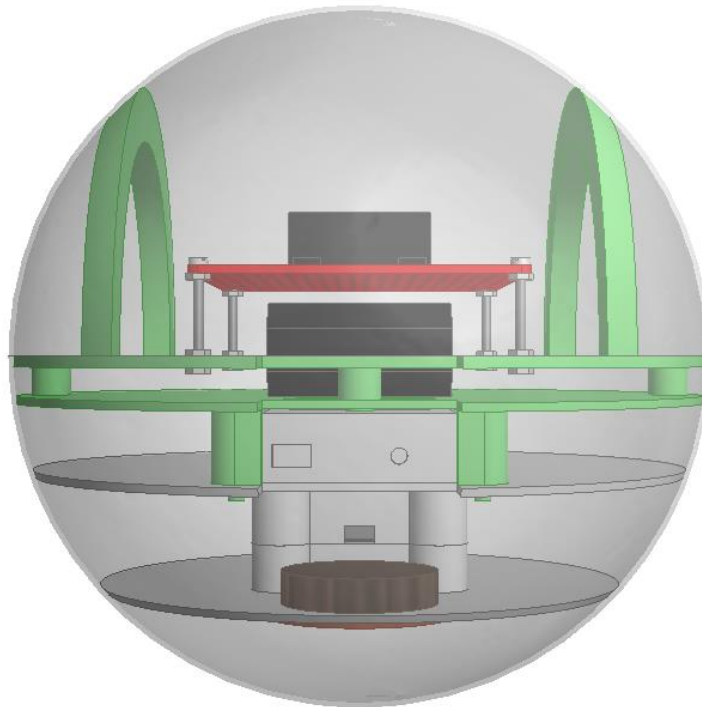


Figura 142. Alineación del centro de gravedad con la Reaction Wheel.

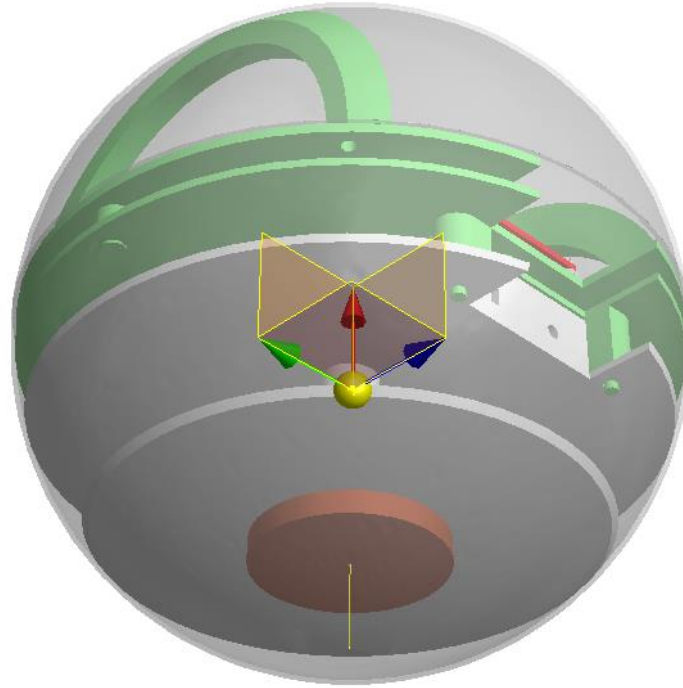


Figura 143. Centro de gravedad del ADCS.

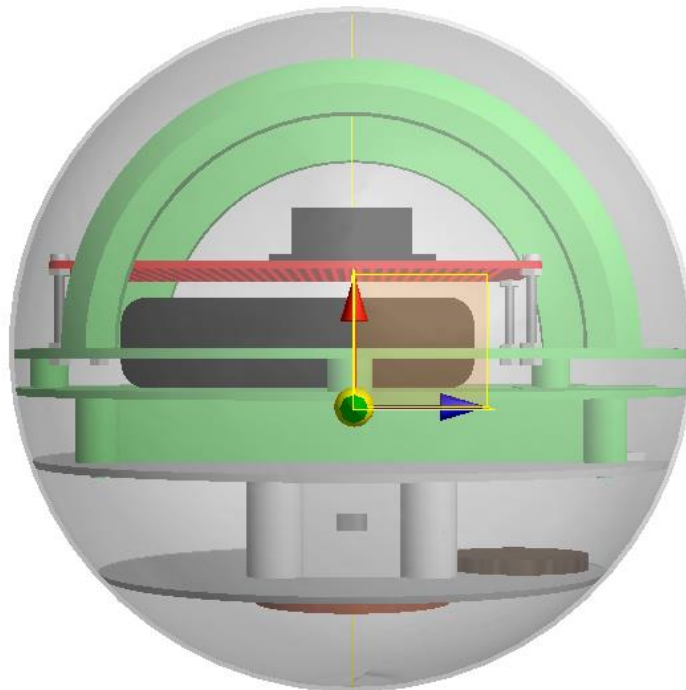


Figura 144. Vista lateral del sistema sin tapadera

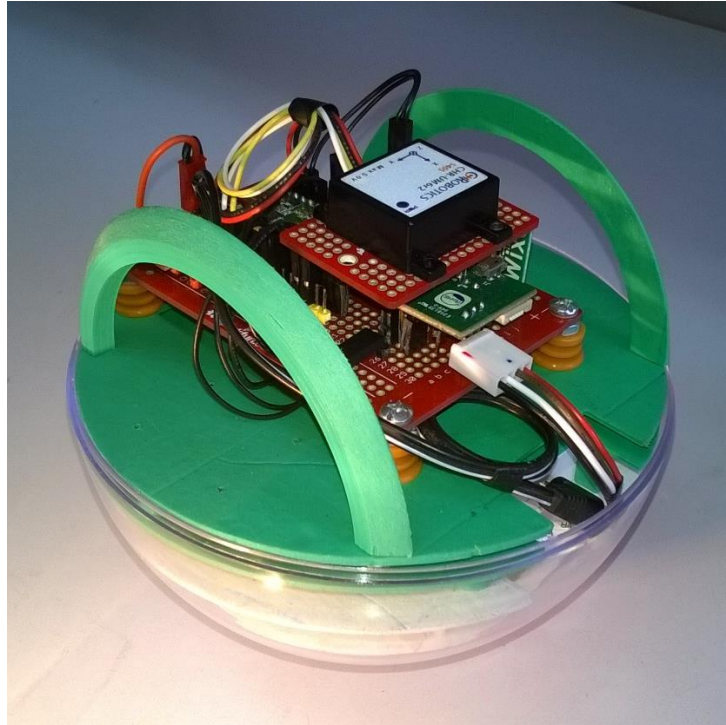


Figura 145. Vista frontal del sistema sin tapadera.

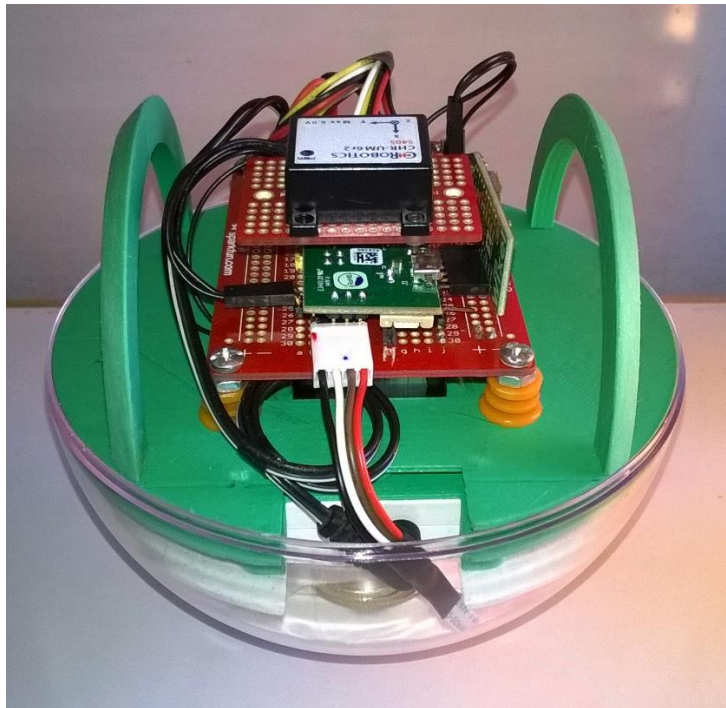


Figura 146. Vista lateral del sistema integrado.



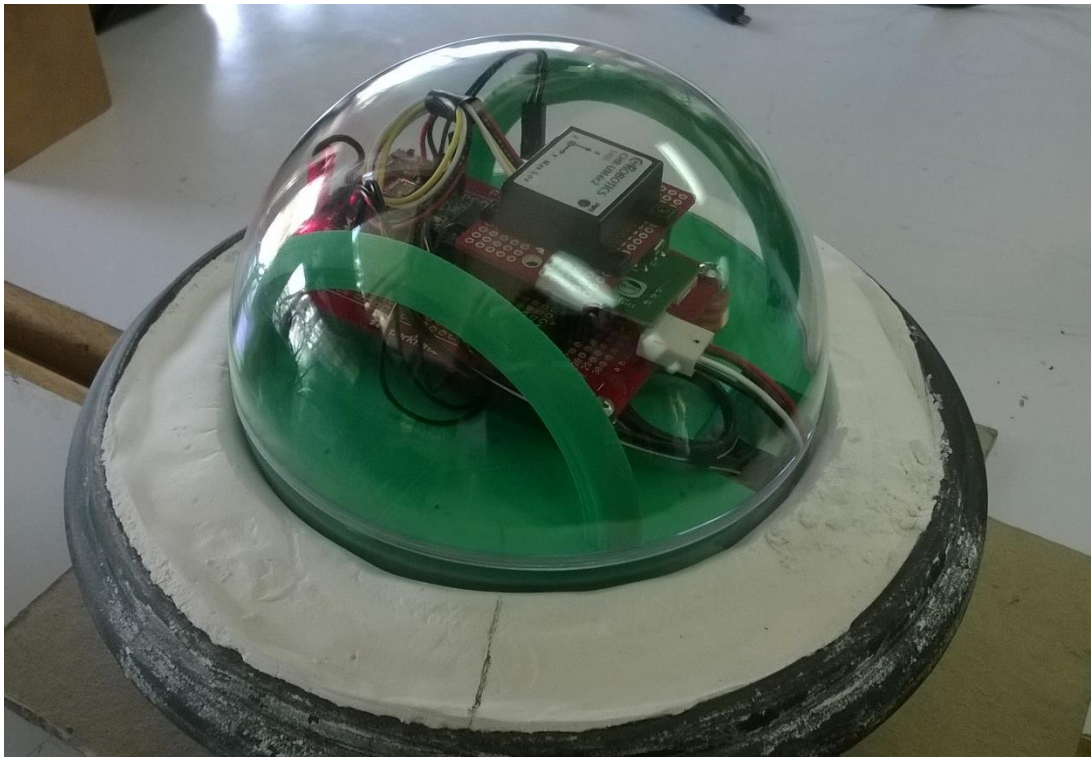
Figura 147. Vista invertida del sistema integrado.



Figura 148. Base de yeso construida para probar el sistema.



Figura 149. Sistema completo utilizado para realizar las pruebas.



## 2. Implementación del Sistema

Cuadro LXXXII. Velocidad del RWA a diferentes ciclos de trabajo de PWM.

PWM (11 bits)	Duty Cycle (%)	Frecuencia (Hz)	RPM
300	14	13	260
350	17	20	400
400	19	28	560
450	21	34	680
500	24	41	820
550	26	48	960
600	29	55	1100
650	31	61	1220
700	34	69	1380
750	36	75	1500
800	39	83	1660
850	41	90	1800
900	43	97	1940
950	46	104	2080
1000	48	111	2220
1050	51	119	2380
1100	53	126	2520
1150	56	134	2680
1200	58	141	2820
1250	61	149	2980
1300	63	156	3120
1350	65	160	3200
1400	68	168	3360
1450	70	175	3500
1500	73	184	3680
1550	75	189	3780
1600	78	198	3960
1650	80	204	4080
1700	83	212	4240
1750	85	221	4420
1800	87	226	4520
1850	90	233	4660
1900	92	240	4800
1950	95	248	4960
2000	97	253	5060
2040	99	263	5260

Figura 150. Velocidad del RWA a diferentes ciclos de trabajo de PWM.

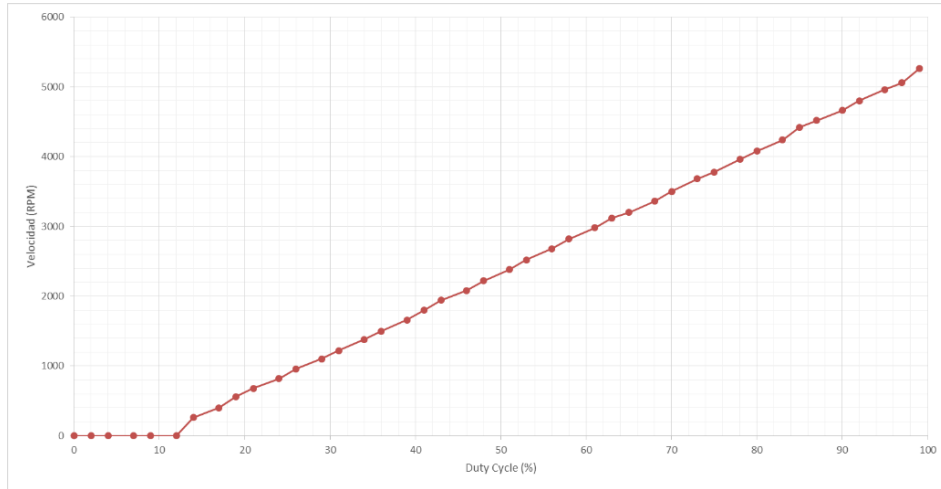


Figura 151. Salida de giroscopio sin filtrar.

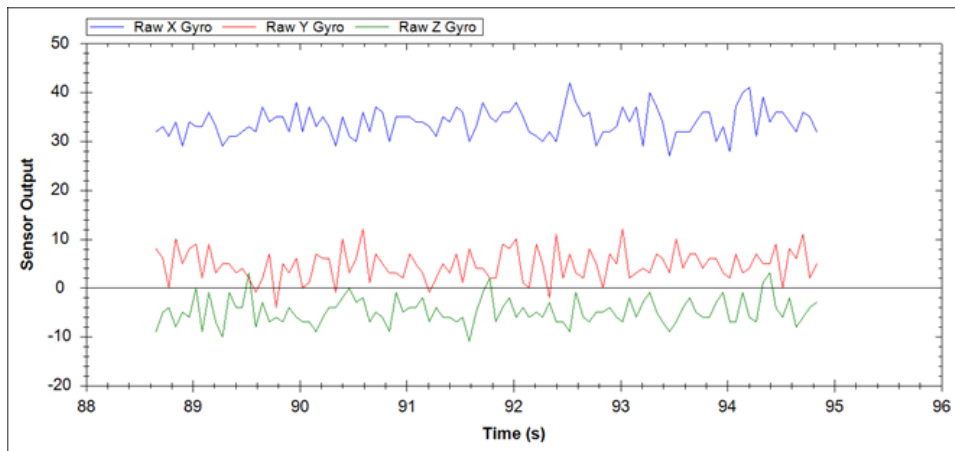


Figura 152. Salida filtrada del giroscopio.

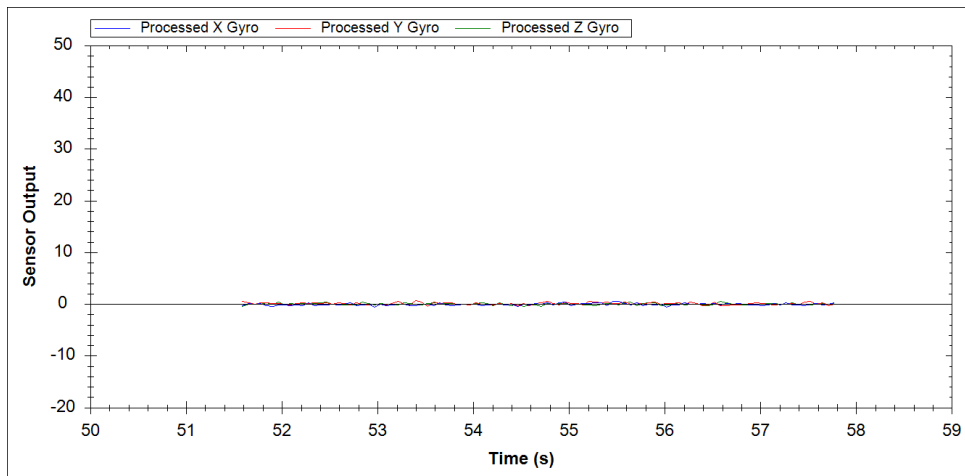


Figura 153. Frecuencia de la Reaction Wheel a la velocidad mínima.

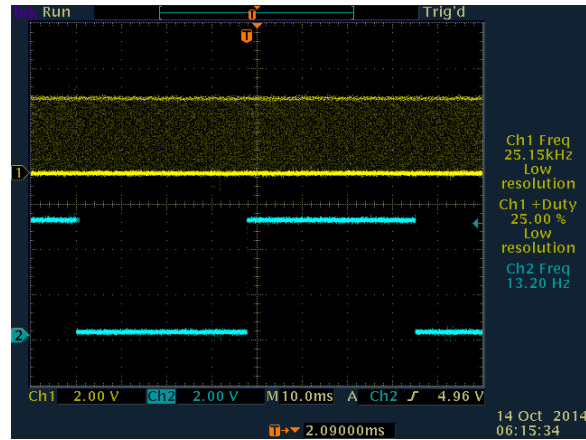


Figura 154. Frecuencia de la Reaction Wheel a máxima velocidad.

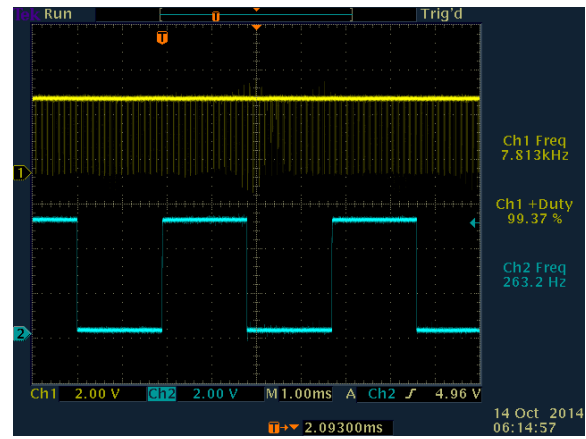


Figura 155. Tiempo de muestreo utilizado en el sistema de control.

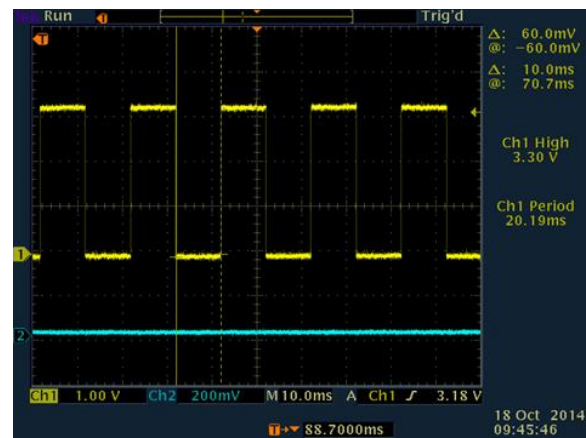


Figura 156. Respuesta del sistema sin retroalimentación de velocidad angular.

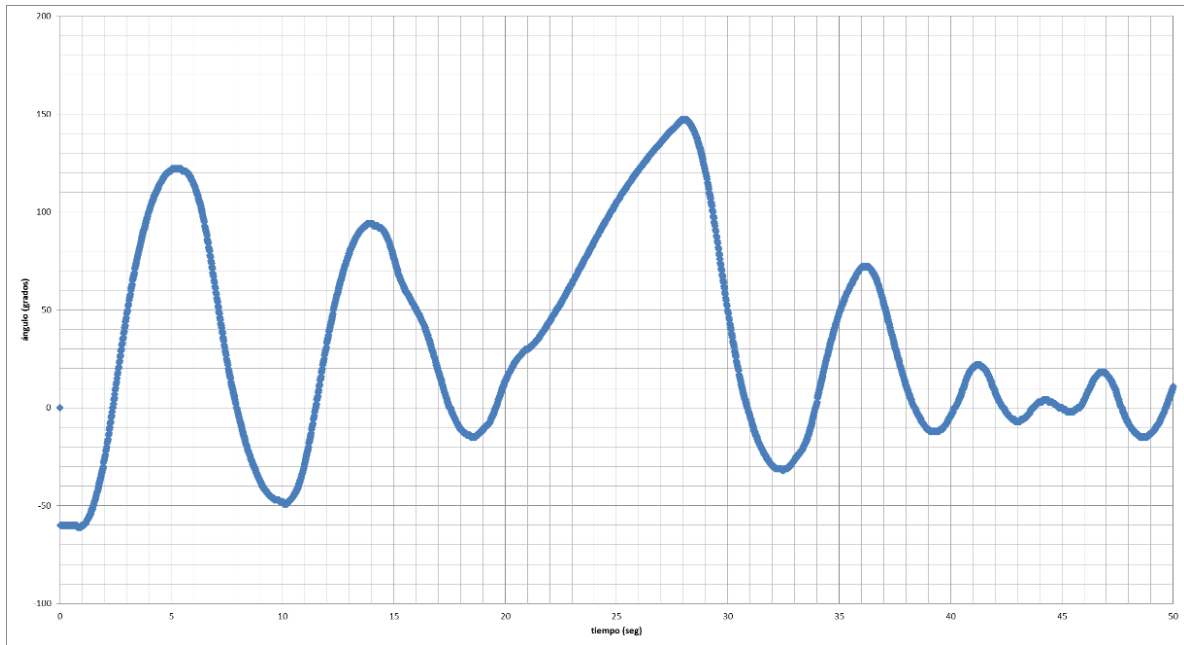
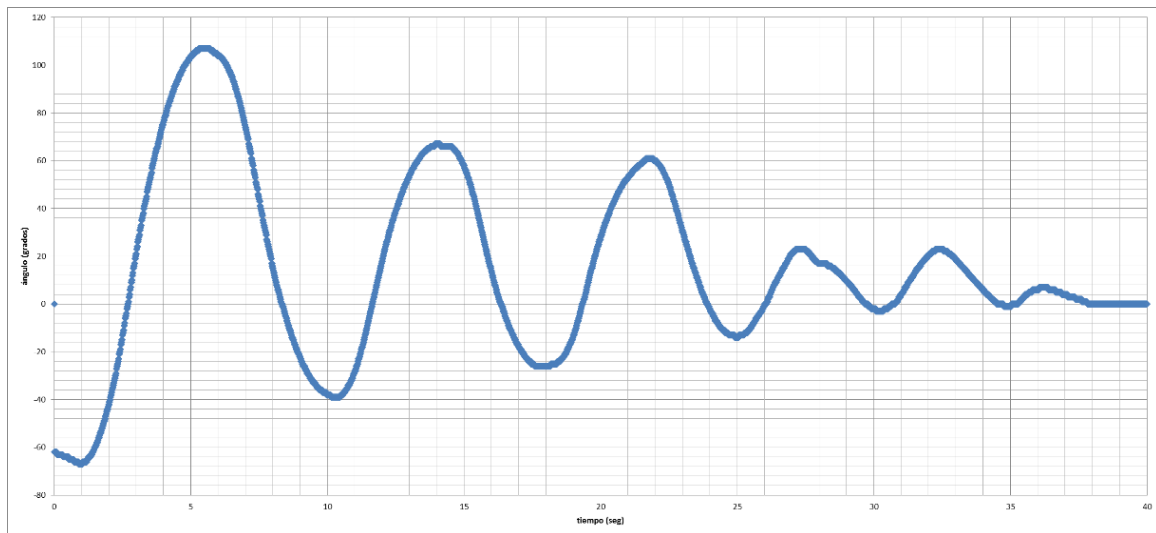


Figura 157. Respuesta del sistema con retroalimentación de velocidad angular.



## VI. ANÁLISIS DE RESULTADOS

### A. Subsistema mecánico

1. **Frecuencias naturales.** Es necesario obtener las frecuencias naturales del sistema antes de proceder a realizar un análisis de vibraciones aleatorias o de reacción de espectro. La obtención de las frecuencias naturales del sistema permite obtener el efecto de las fuerzas aplicadas que oscilan con la misma frecuencia al modelo (resonancia). Desde la Figura 75 a la Figura 79 y en el Cuadro LXXI se pueden observar las primeras cinco frecuencias naturales del sistema.

«Se debe tomar en cuenta que los resultados de desplazamiento están disponibles para un análisis modal (con o sin carga aplicada). Sin embargo, estos no están escalados a ninguna carga real o excitación estructural y, por lo tanto, solamente tienen sentido como un medio para demostrar las formas de los modos. Un análisis posterior, como vibración aleatoria o esfuerzo transitorio, es necesario con el fin de obtener esfuerzos y deformaciones significativos (Autodesk, Chapter 7 Introduction to Linear Dynamics, 2012).»

Lo anterior significa que los desplazamientos mostrados en las frecuencias naturales de la estructura están siendo exagerados para fines demostrativos y solamente sirven para observar en qué puntos se producirían las fallas.

2. **Vibración aleatoria.** Los resultados de la vibración aleatoria del vehículo de lanzamiento Soyuz aplicada en los tres ejes de coordenadas tienen exactamente la misma forma en cada una de las primeras cinco frecuencias naturales de la estructura. Debido a lo anterior, solamente se presentaron las deformaciones que adopta la estructura en sus primeras cinco frecuencias naturales aplicada en el eje “X” y se presenta el valor máximo de las deformaciones y de los esfuerzos de von Mises producidos por la vibración aleatoria aplicada en cada eje en el Cuadro LXXII.

Desde la Figura 80 a la Figura 85 se pueden observar las deformaciones producidas por espectro de densidad de potencia mostrado en la Figura 30 presentado en el vehículo de lanzamiento Soyuz aplicada en el eje “X” en cada una de las cinco frecuencias naturales y las deformaciones generadas por la contribución de cada una de estas. Además, se presenta en la Figura 92 y Figura 94 las deformaciones resultantes de las primeras cinco frecuencias naturales producidas por el espectro de densidad de potencia mencionado anteriormente aplicado en el eje “Y” y “Z”. Como se puede observar en todas estas figuras, las deformaciones generadas se dan en micrómetros ( $10^{-3}$  mm) por lo que es posible despreciar estas deformaciones.

Desde la Figura 86 a la Figura 91 se pueden observar los esfuerzos de von Mises producidos por el espectro de densidad de potencia mencionado anteriormente aplicado en el eje “X” en cada una de las cinco frecuencias naturales y los esfuerzos generados por la contribución de cada una de estas. En la Figura 93 y en la Figura 95 se muestran los esfuerzos de von Mises resultantes de las primeras cinco frecuencias naturales producidas por el espectro de densidad de potencia mencionado anteriormente aplicado en el eje “Y” y “Z”. En todas estas figuras, el esfuerzo de von Mises

máximo presente es de  $1.846 \text{ N/mm}^2$ . El esfuerzo máximo de fluencia del aluminio 7075 es de  $145 \text{ N/mm}^2$  y debido a que los esfuerzos de von Mises presentados son aproximadamente 100 veces menores, estos se pueden despreciar.

Debido a los resultados obtenidos, la estructura es capaz de soportar las vibraciones aleatorias presentadas en el vehículo de lanzamiento Soyuz.

3. **Reacción de espectro.** En las figuras presentadas en la sección de reacción de espectro se puede observar que se obtuvieron los mismos resultados para el vehículo de lanzamiento Ariane 5 que para el Falcon 9. Lo anterior se debe a que el espectro presentado en el vehículo de lanzamiento Ariane 5 es similar al presentado en el Falcon 9 (ver Figura 32 y Figura 33), por lo que las deformaciones y los esfuerzos de von Mises generados resultaron ser exactamente los mismos. Los resultados de la reacción de espectro para los vehículos Ariane 5 y Falcon 9 son iguales por la similitud de sus espectros.

Los resultados de reacción de espectro del vehículo de lanzamiento Ariane 5 tienen exactamente la misma forma en cada una de las primeras cinco frecuencias naturales de la estructura que los resultados de los vehículos Falcon 9 y Soyuz. Debido a lo anterior, solamente se presentaron las deformaciones que adopta la estructura en sus primeras cinco frecuencias naturales para el vehículo Ariane 5 y Falcon 9 y se presenta el valor máximo de las deformaciones y de los esfuerzos de von Mises producidos por la reacción de espectro encontradas en cada vehículo de lanzamiento para cada frecuencia natural de la estructura en el Cuadro LXXIII.

Desde la Figura 96 a la Figura 101 se pueden observar las deformaciones producidas por la reacción de espectro presentada en el vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 en cada una de las cinco frecuencias naturales y las deformaciones generadas por la contribución de cada una de estas. En la Figura 108 se puede observar las deformaciones resultantes de las primeras cinco frecuencias naturales producidas por la reacción de espectro en el vehículo de lanzamiento Soyuz. Como se puede observar en todas estas figuras, las deformaciones generadas se dan en micrómetros ( $10^{-3} \text{ mm}$ ) por lo que es posible despreciar estas deformaciones.

Desde la Figura 102 a la Figura 107 se pueden observar los esfuerzos de von Mises producidos por la reacción de espectro presentada en el vehículo de lanzamiento Ariane 5 y Falcon 9 en cada una de las cinco frecuencias naturales y los esfuerzos generados por la contribución de cada una de estas. En la Figura 109 se puede observar los esfuerzos de von Mises resultantes de las primeras cinco frecuencias naturales producidas por la reacción de espectro en el vehículo de lanzamiento Soyuz. En todas estas figuras, el esfuerzo de von Mises máximo es de  $4.358 \text{ N/mm}^2$ . Debido a que los esfuerzos de von Mises presentados en esta prueba son aproximadamente 33 veces menores al esfuerzo máximo de fluencia del aluminio 7075, estos se pueden despreciar.

Debido a los resultados obtenidos, la estructura es capaz de soportar las reacciones de espectro presentadas en los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz.

4. **Cargas quasi-estáticas.** En el Cuadro LXXIV se presentan las aceleraciones longitudinales y laterales obtenidas de los manuales de los vehículos de lanzamiento analizados. En el Cuadro LXXV se presenta la aceleración en términos de  $m/s^2$  de las aceleraciones longitudinales y laterales del Cuadro LXXV. En el Cuadro LXXVI se presenta la masa de cada una de las placas integradas a la estructura y de la estructura (asumiendo el peso máximo que limita el CDS) y las cargas quasi-estáticas generadas debido a cada una de ella. La masa de los componentes de los subsistemas de potencia y comunicación fueron obtenidos utilizando una balanza digital y los componentes del subsistema mecánico y ADCS utilizando el CAD diseñado por lo que la masa en estos casos es teórica.

Cada una de las fuerzas calculadas en el Cuadro LXXVI se calculó incluyendo el factor de seguridad de 1.25 mencionado en la sección de pruebas del subsistema mecánico. Cada una de estas cargas quasi-estáticas debe ser aplicada en el centro de gravedad de cada una de las placas que fueron integradas a la estructura. Para las cargas que serán aplicadas en las placas de la estructura se asume la masa máxima para un CubeSat de tipo 1U (1.33 kg) y de esta forma considerar el peor de los casos donde las fuerzas aplicadas serían las mayores. Las fuerzas obtenidas utilizando la masa de la estructura se aplicaron en el centro de masa de cada una de las placas. En el caso de las placas laterales que componen el cuerpo de la estructura, las cargas fueron aplicadas alrededor del agujero central. Cabe mencionar que no es posible establecer la coordenada de aplicación de una fuerza puntual en el software Autodesk® Simulation Mechanical 2014 por lo que las cargas aplicadas fueron colocadas en nodos cercanos al centro de gravedad de cada una de las placas integradas a la estructura así como a la estructura. En las placas laterales la carga puntual fue aplicada en 14 nodos. Debido a que la fuerza en cada nodo era paralela a la carga total a aplicar, simplemente se aplicó la catorceava parte de la fuerza lateral en cada uno de estos nodos. Las cargas longitudinales fueron aplicadas en el eje “Z” y las laterales en los ejes “X” y “Y”. Las cargas de tensión (+) fueron aplicadas con la misma dirección del eje en que fueron aplicadas mientras que las cargas de compresión (-) fueron aplicadas en la dirección contraria.

En la Figura 110, Figura 111, Figura 117 y Figura 118 se muestra la forma en que se aplicaron las cargas longitudinales a cada una de las placas de la estructura. En la Figura 112, Figura 113, Figura 114, Figura 119, Figura 120 y Figura 121 se muestra la forma en que se aplicaron las cargas laterales a cada una de las placas de la estructura.

En el Cuadro LXXVII se presenta el valor máximo de las deformaciones y de los esfuerzos de von Mises producidos por las máximas cargas quasi-estáticas encontradas en cada vehículo de lanzamiento. En la Figura 115 y Figura 122 se muestran las deformaciones generadas debido a las cargas quasi-estáticas en tensión y compresión. La deformación máxima alcanzada para ambos casos es de 0.2662 mm por lo que es posible despreciar estas deformaciones. En la Figura 116 y Figura 123 se muestran los esfuerzos de von Mises generados por las cargas quasi-estáticas aplicadas. En la escala de colores, el esfuerzo máximo alcanzado considerando ambos casos es de 419.8 N/mm<sup>2</sup>. Sin embargo, se puede observar que en ningún punto se presenta dicho color y utilizando la función “probe” o sondeo se determinó que el valor máximo alcanzado en realidad es de 36.91 N/mm<sup>2</sup> (ver Figura 123). Este esfuerzo es aproximadamente 4 veces menor al esfuerzo máximo de fluencia del aluminio 7075 por lo que aun con este valor considerable se tiene un buen factor de seguridad ante una posible falla.

Debido a los resultados obtenidos, la estructura es capaz de soportar las cargas quasi-estáticas máximas presentadas en los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz.

5. **Manufactura.** En esta fase no fue posible la manufactura de la estructura del CubeSat tipo 1U. El principal problema fue que no se contó con la fresadora operada por medio de control numérico computarizado (CNC) de la universidad por lo que se recurrió a realizar las piezas en una fresadora convencional. Debido a que el diseño realizado en la cara de cada una de las placas requería una precisión muy alta, se descartó la opción de manufacturar la estructura por medios convencionales. Finalmente se procedió a conseguir patrocinio de empresas que cuentan con máquinas operadas por medio de CNC. Se contactó a dos empresas de manufactura, y, aunque les interesó trabajar las piezas, no fue posible su realización debido a que no les fue posible enviar su propuesta en el tiempo requerido para concluir el proyecto, por lo que se tendrá que trabajar en la siguiente fase.

## B. Subsistema de comunicaciones

La prueba de codificación de datos en paquetes usando el formato AX.25 (pruebas 1 y 2 de la DEM) es comprobada con la señal enviada desde el micro controlador, vía SPI, hacia el transceptor al momento de realizar una transmisión. Esto se puede ver en la Figura 126, donde se presentan las señales de reloj (SPI-CLK, Canal 1) y la señal de envío de datos (SPI-MOSI, Canal 2). De igual forma, se puede comprobar que esta misma señal es recibida en el receptor al verificar la señal enviada desde el transceptor hacia el micro controlador, vía SPI. De esta forma se puede comprobar que el micro controlador codifica y decodifica la señal, y que el transceptor modula y demodula la señal. Estas pruebas del micro controlador y el transceptor se realizaron varias veces, llevando a cabo un proceso de iteración. Esto para mitigar el riesgo de que exista algún fallo del programa implementado en el micro controlador, el cual afecte el subsistema completo.

De igual forma, en el programa implementado en el micro controlador se realiza un registro de la señal emitida por el switch de activación de todos los subsistemas. Cuando este switch envía la señal de activación, un contador dentro del programa inicia su cuenta. El programa no se continúa ejecutando hasta que el contador llegue a 30 minutos de operación. Es en este momento cuando se inicia con la activación de los componentes principales y se puede comenzar con una transmisión de datos o una recepción de comandos. Este retardo en el funcionamiento del subsistema se hace para cumplir con los requerimientos establecidos por el CDS y los vehículos de envío. Estos requerimientos indican que debe esperarse un tiempo mínimo de 30 min (20 segundos para los vehículos de envío Soyuz y Ariane 5), luego de la activación del switch (CubeSat separado del P-POD), para poder realizar una transmisión desde el satélite. Este retardo de 30 minutos también se aplica para el despliegue de la antena.

En la Figura 128 se presentan los parámetros RF utilizados e introducidos en el software SmartRF Studio para generar la configuración de los registros del transceptor que cumple con los mismos. Aquí se puede ver primero que se utilizó una frecuencia base de 433.99MHz, la cual es a su vez es la frecuencia portadora de la señal. Se puede notar que se puede utilizar un Data Rate máximo de 250kbaud para la conexión de datos. Aquí se define la modulación GFSK como la modulación de la señal a utilizar. También se determina la potencia de transmisión de 10dBm, la cual es la máxima potencia de salida del transceptor. Y por último, se puede ver que no se configuró algún dispositivo para extender el rango de alcance de la señal. Todas estas configuraciones son variables dependiendo de la aplicación que se desea desarrollar. Se utilizó esta configuración para lograr cumplir con los requerimientos y parámetros establecidos para el subsistema. Con estos parámetros RF se genera un set de valores para los registros de control del transceptor,

los cuales se introdujeron al programa del micro controlador. Este último es el encargado de configurar el transceptor con estos valores de registros al momento de iniciar una conexión de datos.

El buen funcionamiento del transceptor fue confirmado al realizar las pruebas iniciales de transmisión y recepción de datos (pruebas 3 y 4 de la DEM). Ya que para poder transmitir y recibir la señal de manera satisfactoria es necesario que el transceptor funcione correctamente.

La Figura 124 y la Figura 125 fueron tomadas durante las pruebas iniciales de comunicación entre el componente transmisor y el componente receptor (pruebas 5 y 6 de la DEM), estos situados a una separación aproximada de 1m. Sin embargo, también se realizaron las mismas pruebas colocando el transmisor a una distancia de 10m, 20m y 25m del receptor. Al llegar a una distancia de separación de 25m se pudo notar que la señal se debilitaba y el componente receptor tenía algunos problemas para recibir la señal. La conexión era intermitente y dependía mucho del buen direccionamiento de la antena hacia el componente transmisor, esto a pesar de que ambas antenas eran omnidireccionales. Todas estas pruebas se realizaron en las instalaciones de la universidad, específicamente en los laboratorios de los Departamentos de Mecatrónica y Mecánica. Las paredes de las instalaciones, las máquinas dentro de los laboratorios y los demás proyectos en prueba pueden provocar interferencia en la señal, pero a pesar de ello se logró una buena conexión. De igual forma, durante la realización de las pruebas el clima fue bastante lluvioso y tormentoso, esto también pudo afectar la integridad de la señal e interferir con la conexión. Se plantea para futuras pruebas realizar la conexión en un área libre y cuando el clima no interfiera con la conexión.

Por otro lado, se realizaron pruebas con un Data Rate mínimo de 2.4kbauds y un Data Rate máximo de 250kbauds. Al aumentar el Data Rate al máximo se notó un decremento considerable en la distancia de separación posible para que existiera una conexión entre el transmisor y el receptor. Esta distancia fue aproximadamente de 12m. Al reducir el Data Rate al mínimo la distancia de separación para lograr una buena conexión entre ambos componentes fue de 25m aproximadamente. Para poder aumentar la distancia de separación es necesario introducir al sistema un Amplificador RF, el cual es un componente que puede aumentar la potencia de salida de la señal para poder ser detectada a una distancia mayor. Alternativas de componentes que cumplen esta función fueron previamente presentadas, y sus características también fueron analizadas (Cuadro XIV). Luego se realizó una matriz de decisión para seleccionar la alternativa que mejor se acopla al sistema construido (Cuadro XX). Por lo que se plantea utilizar este análisis para implementar el amplificador RF en una futura fase del proyecto y de esta forma lograr alcanzar distancias de conexión mayores para el subsistema de comunicaciones. Con el sistema construido actualmente, se tiene una potencia de salida de 10dBm, pero si se acopla el amplificador seleccionado esta potencia de salida puede aumentarse hasta un valor de 35dBm. Esto sin lugar a dudas ayudaría a aumentar la distancia de separación y a obtener una mejor conexión de datos.

Se logró realizar pruebas exitosas de codificación de paquetes de datos usando el protocolo AX.25 y transmisión de tales paquetes. Sin embargo, al recibir los paquetes de datos se logró recibirlos en el componente receptor, pero la decodificación de tales paquetes no fue la adecuada. Es por ello que las pruebas 1 y 6 de la DEM poseen un estado parcial. Se encontraron algunos problemas al implementar el código que decodifica los paquetes de datos AX.25, haciendo que la decodificación fuera intermitente. Es decir, algunos de los paquetes recibidos eran decodificados y

otros no. Se logró recibir datos sin codificación AX.25, sin embargo al implementar tal codificación el código implementado no era consistente con la decodificación. Se tiene planteado implementar un proceso de prueba e iteración para lograr corregir el error en el programa de decodificación de paquetes de datos AX.25 para que en futuras fases del proyecto la codificación y decodificación pueda ser implementada en su totalidad, sin intermitencias.

Se puede ver del Cuadro LXXVIII que al aumentar el Data Rate de la transmisión, el subsistema consume un poco más de corriente, disipando así más potencia. Esto es necesario para que el subsistema sea capaz de comunicarse con un Data Rate mayor. Sin embargo, la diferencia de consumo no es significativamente mayor. Así mismo, se realizó la medición de consumo de potencia del circuito que despliega la antena (Figura 50). Este circuito es el que consume mayor corriente de la fuente de alimentación. El alto consumo de corriente se debe a que debe calentarse el cable de nicromo para desplegar la antena y este exige un alto flujo de corriente a través del mismo para realizar su función. (Pruebas 7 y 8 de la DEM). Es un valor bastante alto para lo que se esperaba consumir, sin embargo aún se encuentra dentro del rango de alimentación que puede ser suministrada por el subsistema de potencia. El subsistema de potencia puede suministrar, trabajando a 3.3V, una corriente máxima de 1.5A durante un corto período de tiempo, y el consumo máximo del subsistema de comunicaciones es 0.7A. Dado esto, se puede comprobar que en efecto el subsistema de potencia es capaz de suministrar la potencia eléctrica necesaria para que el subsistema de comunicaciones funcione correctamente.

El diseño de la estructura impresa en 3D fue ligeramente modificado al diseño original propuesto por el subsistema mecánico. Esto se hizo básicamente para reducir el tiempo de impresión del prototipo, dado que existe menos material que extruir. No es necesario tener exactamente la misma estructura ya que es un modelo para realizar pruebas iniciales y para comprobar el funcionamiento de los componentes. Por la misma razón, tampoco es necesario tener mayor exactitud en la impresión del prototipo. Sin embargo, se comprobó que este cumple con las especificaciones establecidas para la estructura. Se lograron realizar pruebas de despliegue de la antena exitosas utilizando este modelo impreso. A pesar de haber realizado modificaciones al diseño de la estructura, la impresión de cada una de las Plates tomó un tiempo aproximado de 1hr/plate. Las placas de acople de la antena a la estructura se imprimieron en aproximadamente 12min cada una. El material utilizado para imprimir el prototipo de estructura fue PLA. Este material presentó buenas características y permitió realizar las pruebas de manera satisfactoria.

El utilizar dos tornillos para sujetar la antena en la Bottom Plate permite mitigar el riesgo de que esta se suelte accidentalmente en el despliegue o al estar orbitando el satélite en el espacio. Se realizaron pruebas de despliegue de la antena con la configuración mostrada en la Figura 134, sin embargo se encontró que existe una forma más eficiente de mantener la antena plegada en la estructura. Si se utilizan los tornillos mostrados en la figura para sujetar el hilo a la estructura, no se puede desplegar la antena. Estos no permiten que el hilo se suelte fácilmente y por lo tanto la antena nunca se despliega. Dado esto, fue necesario eliminar los tornillos de sujeción ubicados en la Top Plate.

Por otro lado, se comprobó experimentalmente que el hilo de pescar requiere que fluya demasiada corriente eléctrica a través del cable de nicromo para poder quemarse. Lo cual es una gran complicación para el subsistema de potencia. Es por ello que se decidió utilizar Cable UTP (del inglés Unshielded Twisted Pair), en vez del hilo de pescar, para unir los extremos de la antena. Por lo que en el mecanismo final se utiliza Cable UTP para unir directamente los

extremos de la antena. En los dos pequeños agujeros ubicados al centro de la Top Plate (Figura 134) se ubica el Cable de Nicromo. Este tiene que tocar el cable UTP para poder quemarlo y así desplegar la antena. Para las pruebas de despliegue realizadas se colocó el cable de nicromo enrollando al cable UTP, aproximadamente dos vueltas de cable de nicromo por encima del cable UTP. Los materiales plásticos utilizados comúnmente para construir el cable UTP son el LSPVC (del inglés Low Smoke PolyVinyl Chloride) y el FEP (del inglés Fluorinated Ethylene Propylene). Ellos tienen una temperatura de fusión aproximada de 200°C y 260°C, respectivamente (Yang, Chapin, Gandhi, & Lackhouse). Por lo que es necesario que el cable de nicromo se caliente a esta temperatura, o más, para poder derretir el cable UTP y así desplegar la antena. El cable de nicromo utilizado tiene una temperatura máxima de operación de 1150°C (Tower Electric Motor Company), por lo que debería quemar el cable UTP fácilmente. Esto fue comprobado en el video de funcionamiento del mecanismo de despliegue de la antena.

Inicialmente en el circuito de control del mecanismo de despliegue de la antena (Figura 50), para el transistor de potencia se utilizó un MOSFET 2N7000, sin embargo este componente no logró permitir el flujo de corriente a través de la carga. En un segundo intento se utilizó un TRIAC BT137, obteniendo el mismo resultado. Sin embargo, como prueba final se utilizó un transistor TIP120, con el cual se obtuvo un resultado exitoso y se logró generar un flujo de corriente a través de la carga. Este fue el componente final seleccionado para controlar la corriente en la carga, el cable de nicromo. Por otro lado, al circuito de control son enviadas 3 señales de “Despliegue de la Antena” desde el mico controlador, esto para mitigar el riesgo de que esta no sea desplegada luego de una sola señal de despliegue. Luego de realizar las pruebas, se comprobó que con 3 señales enviadas, de 3 segundos cada una, se aseguraba que el cable UTP fuera quemado por el cable de nicromo y así la antena fuera desplegada correctamente.

La antena de dipolo utilizada en el subsistema fue construida de cinta métrica y tiene un largo de 16.5cm. Este tamaño corresponde a la frecuencia de comunicación utilizada, 433MHz. Existen varios calculadores de dipolo en internet, el utilizado para esta aplicación se puede encontrar en (Highfields Amateur Radio Club, 2014). Ya que las propiedades del material con que se construyó la antena hacen que esta trate de regresar a su estado extendido, se presenta una desalineación de los extremos de la antena con la Top Plate del prototipo de CubeSat si esta no es instalada correctamente. Esta desalineación hace que los extremos sobresalgan de la superficie aproximadamente 1cm. No se puede doblar más la antena ya que esta puede sufrir una deformación permanente. Entonces es recomendable unir los extremos de la antena con la mayor fuerza posible, sin que estos se deformen permanentemente, para que esta sobresalga lo menos posible de la superficie de la Top Plate.

En la última prueba de la DEM (Cuadro LXXIX) se pretendía utilizar la estructura real del CubeSat para realizar una prueba final y verificar el funcionamiento del mecanismo de despliegue de la antena. Sin embargo, hasta el momento no se cuenta con dicha estructura maquinada. Por lo que esta prueba aún no se puede realizar. La prueba 11 de la DEM será realizada en las siguientes fases del proyecto al tener a disposición la estructura de aluminio 7075 y no debería de presentar mayor problema, ya que se comprobó el funcionamiento del mecanismo de despliegue de la antena con la estructura impresa en 3D.

Dado que el desarrollo de la estación terrestre o Ground Control Subsystem no ha sido parte del diseño e implementación del subsistema de comunicaciones, fue necesario asumir algunos valores para las características de la estación terrestre al realizar el Link Analysis (Figura 135). Fueron asumidos los valores de las características: Ganancia de la Antena instalada en la estación (30dBi), Potencia de Transmisión de la estación (35dBm), Sensibilidad de Recepción en la estación (-85dBm), y Pérdidas en Cableado de la estación (2dB). Al asumir estos valores, y con los valores reales del satélite, se logró obtener un Link Margin satisfactorio. Cuando la conexión se hace desde el satélite hacia la estación terrestre (Downlink), el Link Margin de la conexión resultó ser de 11.3dB. Esto quiere decir que se tienen 11.3dB de holgura en la conexión para poder transmitir datos desde el CubeSat hasta la estación en Tierra. Si la potencia de transmisión del CubeSat disminuye en 11.3dB no se tendría ningún margen en la conexión, y no se podría asegurar que los datos transmitidos lleguen o sean detectados por la estación terrestre. En el otro lado, cuando la conexión se hace desde la estación terrestre hacia el satélite (Uplink), el Link Margin resultó ser de 21.3dB. Teniendo estos 21.3dB de holgura al momento de recibir comandos en el CubeSat. De este análisis también se puede ver que si la potencia de transmisión en la estación terrestre o la ganancia de la antena instalada en la estación disminuyen en 21.3dB no se tendría ningún margen en la conexión y se afectaría la recepción de comandos en el CubeSat. Se puede reducir las pérdidas por cableado tanto en el satélite como en la estación, estas proveen una mejora del Link Margin, aunque no sea altamente significativa. Además para lograr maximizar el Link Margin, tanto para Downlink como para Uplink, se pueden mejorar las ganancias de las antenas o se pueden aumentar las potencias de transmisión en el CubeSat y en la estación terrestre. De igual forma, el Link Analysis realizado puede profundizarse incluyendo en él factores como: factores de eficiencia de los componentes, pérdidas de dispersión, pérdidas de atmósfera, pérdidas de polarización, pérdidas de la orientación de la antena, ruido en el sistema, entre otros. Esto puede significar la evaluación de cambio de algunos componentes seleccionados por otros que posean mejores características para el Link Analysis, esto está planteado realizarse en futuras fases del proyecto. Cabe mencionar que el Link Budget incluye el amplificador RF en el CubeSat, aportando una potencia de transmisión desde el CubeSat de 35dB. Esto se realizó de esta manera, ya que el subsistema de comunicaciones final debe tener una fase de amplificación de la señal al transmitir datos a la estación terrestre. Si esto es así se logra una conexión satisfactoria entre el satélite y la estación en Tierra, comprobada con el Link Margin mencionado anteriormente.

Dado que uno de los requerimientos a cumplir por el subsistema de comunicaciones es el de proveer de la documentación necesaria de las licencias de uso de las frecuencias de transmisión (requisito impuesto por el CDS), se realizó una investigación inicial de tales licencias y del proceso a cumplir para obtenerlas. El CDS especifica que tales licencias se deben obtener en coordinación con la Unión Internacional de RadioAficionados (del inglés International Amateur Radio Union o IARU). El ente que representa a la IARU en Guatemala es el Club de RadioAficionados de Guatemala o CRAG. Sin embargo, dado que este proyecto es bastante novedoso en el país, el CRAG aún no ha definido un proceso de obtención de tales licencias. El único proceso que ellos definen, y que puede aplicarse para este proyecto, es el de obtener una licencia general de radioaficionado. Para ello es necesario llenar ciertas formas (SIT-RF-8), comprar el manual de radioaficionados, y tomar un examen de admisión. Luego de esto es necesario tener como mínimo 12 meses de participación en actividades de la radioafición. Si estos requisitos se cumplen, el CRAG puede otorgar una licencia general de radioaficionado. Por otro lado, otro ente regulador de las telecomunicaciones en

Guatemala es la Superintendencia de Telecomunicaciones o SIT. La SIT provee dos tipos de licencias que se pueden aplicar al proyecto. La primera de ellas es la Licencia de Usuario de Facilidades Satelitales, la cual representa la autorización y el derecho de una persona para explotar las frecuencias radioeléctricas asociadas a sistemas satelitales, por medio de estaciones terrenas instaladas dentro del territorio nacional. Sin embargo, esta licencia hace referencia al uso de frecuencias por estaciones terrestres y no por satélites. Por lo cual no puede aplicarse directamente al subsistema de comunicaciones del CubeSat, más bien al subsistema de Ground Station del CubeSat. La segunda licencia que la SIT provee es la Autorización de uso de Frecuencias en Aeronaves. Esta licencia representa la autorización para el uso del espectro satelital en aeronaves que sobrevuelan en espacio aéreo guatemalteco, esta autorización está asociada a la provisión de Internet en aeronaves. Es por ello que esta licencia tampoco puede aplicarse directamente al subsistema de comunicaciones del CubeSat. El hecho de que no exista un proceso definido en Guatemala para la obtención de licencias de uso de frecuencias para el CubeSat tiene la implicación que no se puede cumplir de momento el requerimiento impuesto por el CDS. Sin embargo, tiene la ventaja de que, a partir del desarrollo del proyecto del CubeSat en la universidad y utilizando sus requerimientos y parámetros, se puede implementar y definir el proceso de obtención de licencias.

### C. ADCS

La esfera utilizada en el sistema de pruebas tiene un diámetro externo de 140 mm y un diámetro interno de aprox. 138mm. Las dimensiones de esta esfera son casi suficientes para poder colocar un CubeSat dentro, pero se tomó la decisión de diseñar una estructura lo más sencilla posible para colocar los componentes del módulo y poder realizar las pruebas.

Para poder utilizar la ley de control simplificada para controlar el ángulo en el eje Z (9), la estructura debía cumplir con los siguientes requerimientos:

- Tener un centro de gravedad que pase sobre el eje vertical de rotación de la esfera.
- Tener un centro de gravedad que se encuentre en la mitad inferior de la esfera
- Asegurar que los componentes y toda la estructura estén fijos y no puedan moverse en ningún sentido.

El primer requerimiento se logra distribuyendo simétricamente todos los componentes respecto al eje de rotación “Z”. Se debe considerar especialmente la colocación de los componentes más pesados, tal como las baterías y la RW.

El segundo requerimiento es fácil de lograr si se ubica la mayor parte de la estructura en la mitad inferior de la esfera, que es lo más lógico si se desea probar la rotación respecto al eje vertical y no se desea que la esfera se invierta fácilmente.

El último requerimiento se debe a que el modelo empleado para describir la dinámica rotacional del sistema asume que es un cuerpo rígido, por lo que si hay una parte que se mueva aparte del actuador el modelo no se cumple. Por otro lado, si hay un movimiento indeseado de cualquier componente o parte de la estructura se deja de cumplir el primer requerimiento.

Se diseñó la estructura con Inventor 2014, para luego ser impresa en 3D con plástico ABS. La ventaja de hacer la estructura específicamente para probar el módulo es que esta se pudo adecuar a las necesidades específicas de los componentes. Un ejemplo de esto es la posición del RWA, cuyo eje debe estar alineado con el eje vertical. Además Inventor permite calcular obtener la matriz de Inercia para toda la estructura, parámetro que debe conocerse para diseñar el sistema de control de actitud.

En el Cuadro LXXX se observan las características de cada una de las piezas que forman la estructura diseñada. Para hacer el cálculo de inercia las partes fueron pesadas individualmente, y debido a que se conoce su volumen por haber sido diseñadas por software, fue posible hacer un cálculo directo para estimar su densidad. Con el valor de la densidad para cada componente se puede modificar las características del material en Inventor y así tener un modelo más apegado a la realidad, a partir del cual se puede obtener un valor de inercia más realista.

Los resultados de este análisis en Inventor permiten obtener la matriz de inercia de toda la estructura (ver Cuadro LXXXI). Para hacer un modelo más realista se tomó en cuenta el peso de todos los componentes electrónicos necesarios para hacer funcionar al sistema. Como se puede ver en la Figura 140 el modelo de inventor no contiene todos estos componentes, solamente se incluyó la IMU. Sin embargo al pesar la placa donde se colocan los circuitos, se colocaron todos los componentes que iban a ser utilizados para que de esta forma también fueran tomados en cuenta.

En la Figura 143 se puede observar que el modelo diseñado cumple con el requerimiento impuesto para el centro de gravedad, ya que este se encuentra justo sobre el eje vertical y en la mitad inferior de la esfera. También se puede verificar con la Figura 142 que el eje de rotación de la Reaction Wheel está perfectamente alineado con el eje vertical y con el centro de gravedad de la estructura. Esto es muy importante, ya que si este requerimiento no se cumpliera, la actitud del sistema no podría ser controlada con el método propuesto.

Se puede ver en la Figura 144 el alojamiento final de todos los componentes dentro del prototipo. Si se comparan las figuras previas del modelo CAD, con las imágenes del modelo real se puede verificar que el modelo construido es muy similar al modelo diseñado por computadora. Esto permite asumir que las características de inercia estimadas aplican al modelo real.

Otro de los requerimientos importantes de la estructura se comprueba en la Figura 147, donde se colocó el sistema invertido 180 grados. Como se puede ver la estructura se sostiene gracias a los arcos laterales y ninguno de los componentes cambia su posición. Esto permite asumir a todo el sistema como un cuerpo rígido, de tal forma que el modelo propuesto para la planta del sistema de control se mantenga. De otra forma el movimiento indeseado de los componentes introduciría una dinámica que no está siendo tomada en cuenta, y el sistema ya no podría ser controlado utilizando la leyes de control planteadas en (7), (8) y (9).

Para controlar la velocidad del motor se utilizó un driver especial diseñado específicamente para esta tarea, el DRV10963 fabricado por Texas Instruments. Como se especifica en (Texas Instruments Incorporated, 2013) este driver recibe una señal PWM a una frecuencia de aproximadamente 25kHz y se encarga de generar las tres señales necesarias para hacer girar al motor BLDC. Este driver es bastante sofisticado, ya que implementa un arranque de motor, inversión de giro, protección contra sobrecarga y una salida de frecuencia con la cual es posible medir la velocidad del motor. Gracias a la utilización de este driver fue posible implementar fácilmente un motor BLDC sin la necesidad de tener un microcontrolador específicamente para esta tarea. Debido a que el modelo propuesto para realizar el control asume que la función de transferencia del RWA es de unidad, se realizó una prueba para verificar la linealidad en su respuesta. En la Figura 150 se observa la respuesta de velocidad del motor junto con la rueda de inercia para a diferentes ciclos de trabajo. Como se puede ver el motor comienza a girar con un ciclo de trabajo de aproximadamente 12%, lo cual se debe principalmente a la inercia del rotor. Como se especifica en (Texas Instruments Incorporated, 2013) el driver está diseñado para trabajar a ciclos de trabajo entre el 5-95%, por lo que se justifica que no haya giro afuera de este rango. La gráfica en la Figura 150 demuestra que la velocidad del motor aumenta linealmente inclusive con la carga impuesta por la rueda de inercia, por lo que la suposición de una función de transferencia constante es válida.

La implementación de la IMU seleccionada permitió corroborar la diferencia entre una medición corregida por un filtro de Kalman, y una medición pura. La diferencia entre una y la otra se puede apreciar al comparar la Figura 151 con la Figura 152, donde se registró la salida de los giroscopios al estar en reposo. Como se puede ver el error de la salida no filtrada es considerablemente mayor al de la salida filtrada. La salida filtrada no es perfecta y varía en el tiempo, pero si se compara a la misma escala que la salida no filtrada su error es despreciable. Esto demuestra la necesidad de filtrar este tipo de mediciones, sobre todo si se utiliza en un sistema de control cuyo modelo no toma en cuenta las perturbaciones en la medición, que es el caso del trabajo realizado.

Finalmente fue posible probar el sistema integrado, tal como se ve en la Figura 149. Para realizar estas pruebas fue necesario implementar el sistema de manera totalmente inalámbrica. Por eso fue necesario brindarle potencia a los circuitos, actuadores y sensores por medio de baterías con la suficiente capacidad de descarga. También fue necesario utilizar módulos de comunicación inalámbrica para poder iniciar y apagar el sistema, así como para recibir datos. Los datos que describen la respuesta del sistema en función del tiempo corresponden al ángulo de Euler con respecto al eje vertical, que es el que se deseó controlar. La recepción de datos dentro de la computadora se implementó utilizando un puerto serial virtual, el cual se puede acceder directamente desde el ambiente de MATLAB.

Finalmente se pudo reconstruir una gráfica en el tiempo a partir de la toma de datos, ya que el sistema de control fue diseñado para usar un tiempo de muestreo de exactamente 10 ms. Para verificar que el tiempo de muestreo fuese preciso, se utilizó el osciloscopio para medir una salida del microcontrolador programada para cambiar su estado cada vez que se tomara una muestra exitosa (ver Figura 155). Este tiempo es una limitación impuesta por la velocidad con que la IMU refresca su salida, pero se aprovecha para ejecutar la lógica de control y enviar datos a la computadora en tiempo real.

Otra limitación inherente del sistema es la precisión del sensor utilizado para medir al ángulo de posición respecto al eje que se desea controlar. La IMU seleccionada no especifica su precisión máxima, pero se logró trabajar con medidas de  $\pm 1^\circ$  sin que hubiesen errores notables en la medición.

En la Figura 156 se observan los datos obtenidos para una de las primeras pruebas de estabilización. En un inicio se diseñó el sistema a lazo cerrado sin retroalimentación de velocidad angular. Como se puede ver la respuesta del sistema obtenida para este diseño no es aceptable, ya que no hay suficiente amortiguación.

Para solucionar este problema se debe incluir la medición de la velocidad, ya que esto limita el torque que puede generar la RW cuando el error es muy grande. Cuando el sistema se encuentra muy lejos del ángulo deseado el error se vuelve muy grande y el torque generado es muy alto. Esto causa que el sistema se acelere más de lo necesario, y al pasar por el valor de referencia deseado su propia inercia no le permite quedarse quieto. Es por esta razón que se observan oscilaciones tan grandes que no disminuyen con el tiempo. Si se incluye la velocidad angular como señal de retroalimentación, esta no permite que el error sea excesivamente grande cuando el sistema acelera demasiado. En la Figura 157 se puede ver la respuesta obtenida al incluir la medición de velocidad angular. Aquí las oscilaciones siguen siendo grandes al inicio, pero disminuyen con mayor rapidez y el sistema se estabiliza eventualmente. Como se puede ver se logró un tiempo de asentamiento de mucho menor al del sistema anterior, que después de 50 segundos aún no se había estabilizado.

## VII. CONCLUSIONES

1. Se diseñó una estructura de CubeSat tipo 1U con una masa de 268.9 g y un CubeSat bus con una masa total de 804.2 g.
2. Se diseñó un CubeSat bus capaz de transportar una carga útil con una masa máxima de 525.82 g y un volumen de 95,746 mm<sup>3</sup>.
3. Se diseñó un CubeSat con un centro de masa localizado en las coordenadas (0.783, -0.011, -9.008) mm desde su centro geométrico cuando este se encuentra dentro del PPOD asumiendo que el centro de gravedad de la carga útil se encuentre en su centro geométrico.
4. Se diseñó un CubeSat con un centro de masa localizado en las coordenadas (0.783, -0.011, -9.242) mm desde su centro geométrico cuando este se encuentra con las antenas desplegadas asumiendo que el centro de gravedad de la carga útil se encuentre en su centro geométrico.
5. Las primeras cinco frecuencias naturales de la estructura del Cubesat diseñado son 1164.52 Hz, 1233.13 Hz, 1794.63 Hz, 1808 Hz y 1830.12 Hz.
6. La estructura tiene un factor de seguridad de 100 ante las vibraciones aleatorias encontradas en el vehículo de lanzamiento Soyuz
7. La estructura tiene un factor de seguridad de 33 ante el espectro de reacción encontrado en los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz
8. La estructura tiene un factor de seguridad de 4 ante las máximas cargas quasi-estáticas encontradas en los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz
9. Se comprobó por medio de un análisis de elementos finitos que la estructura diseñada es capaz de soportar las vibraciones aleatorias, el espectro de reacción y las cargas quasi-estáticas presentes en los vehículos de lanzamiento Ariane 5, Falcon 9 y Soyuz debido a que las deformaciones y los esfuerzos de von Mises presentados en las simulaciones son despreciables.
10. Debido a que el diseño realizado en la cara de cada una de las placas requería una precisión muy alta, se descartó la opción de manufacturar la estructura por medios convencionales. Es necesario utilizar una fresadora operada por medio de control numérico computarizado (CNC) para obtener las precisiones requeridas.
11. El subsistema de comunicaciones diseñado permite transmitir datos desde el CubeSat hacia la estación terrestre y, a su vez, permite recibir comandos desde la estación terrestre.
12. El diseño final del subsistema de comunicaciones está constituido por los siguientes componentes principales: micro controlador ATmega328, Transceptor CC1101, Antena de Dipolo, Transistor TIP120, Cable de Nicromo.
13. Se logró generar una conexión satisfactoria entre el componente transmisor y el componente receptor teniendo una distancia de separación entre ellos de 25m aproximadamente.

14. La potencia de transmisión del subsistema de comunicaciones es de 10dB, sin utilizar una fase de amplificación de la señal.
15. Para aumentar la distancia de separación entre el transmisor y el receptor es necesario insertar una fase de amplificación de la señal al subsistema. La cual a su vez aumenta la potencia de transmisión del subsistema a 35dB, utilizando el amplificador RF analizado.
16. El Data Rate máximo utilizado para la conexión de datos fue de 250kbauds.
17. El Data Rate mínimo utilizado para la conexión de datos fue de 2.4kbauds.
18. Reducir el Data Rate de la transmisión de datos al mínimo aumenta la distancia posible de conexión en un rango del 40%-60%.
19. El transceptor CC1101 modula y demodula la señal satisfactoriamente utilizando una modulación GFSK.
20. Si se aumenta el Data Rate durante la transmisión/recepción de datos se obtiene un aumento en el consumo de corriente de 3.4%.
21. El consumo máximo de potencia del subsistema es de 2.31W. Esto sucede cuando se despliega la antena, evento que dura únicamente 9 segundos.
22. Se logró implementar el TNC en el software del micro controlador, esto fue comprobado al realizar pruebas de transmisión de datos y ver que éste codifica y decodifica la señal.
23. El programa implementado en el micro controlador codifica y decodifica paquetes de datos del protocolo AX.25 satisfactoriamente.
24. El Mecanismo de Despliegue de la Antena mediante Línea de Pesca cumple con los requerimientos establecidos y funciona de manera satisfactoria.
25. La antena de dipolo es desplegada correctamente luego de 30 minutos de la activación del subsistema.
26. El Link Margin para Downlink es de 11.3dB. El Link Margin para Uplink es de 21.3dB.
27. Los torques de perturbación que actúan sobre los ejes del CubeSat están en el orden de  $\mu\text{Nm}$ , donde el torques máximos son causados por el arrastre atmosférico y actúan sobre el eje Y con una magnitud de aproximadamente  $0.12 \mu\text{Nm}$ .
28. Para lograr un control de actitud sobre los tres ejes del CubeSat por medio de Reaction Wheels, estas deben poder genera un torque mínimo de  $2.5 \text{ mNm}$  y tener la capacidad de almacenar un momento de  $2.4 \text{ mNm*s}$ .
29. Los Magnetorquers necesarios para liberar el momento acumulado por el CubeSat deben poder generar un momento de dipolo mínimo de  $0.07 \text{ A*m}^2$ .
30. El Reaction Wheel Assembly diseñado permite ejercer un control sobre la actitud del CubeSat para estabilizarse luego de la inserción de órbita.
31. El control de actitud sobre el eje vertical de rotación se puede implementar con una arquitectura de control que tome en cuenta tanto el ángulo de error como la velocidad angular con la que se está girando respecto al mismo eje.
32. El sistema de control construido exhibe un tiempo de asentamiento de 38 segundos, puede alcanzar un error en estado estable de cero y trabaja con una precisión de  $\pm 1^\circ$ .

## VIII. RECOMENDACIONES

### A. Subsistema mecánico

Se recomienda considerar otros métodos para integrar los demás subsistemas a la estructura ya que el método implementado desaprovecha un alto porcentaje de espacio útil.

También es necesario considerar al comienzo del proyecto el método de manufactura a utilizar ya que este fue un problema que se dio en las últimas etapas del proyecto. El problema surgió debido al espesor de 2 mm de las placas de la estructura por lo que se consideró que este espesor era demasiado delgado para ser maquinado por una fresadora CNC girando a altas revoluciones debido a posibles vibraciones en el material de trabajo. De esta forma se consideró la implementación de una lámina que sería doblada para obtener las pestañas diseñadas en las placas en lugar de una platina que sería desbastada por lo que se pensó rediseñar la estructura completamente. Más tarde en el proyecto se comprobó que este espesor se podría lograr por medio del desbaste de una platina sin que se presentaran vibraciones por lo que no fue necesario rediseñar la estructura.

Otro aspecto a considerar es la disponibilidad de maquinaria para manufacturar la estructura diseñada ya que si no se cuenta con ella es necesario buscar patrocinio de empresas interesadas en apoyar proyectos innovadores y que contribuirán al desarrollo del país.

Además de los problemas descritos anteriormente es necesario considerar los problemas encontrados en el software utilizado. Cuando se utilizan tornillos y tuercas en un CAD utilizando Autodesk® Inventor se da cierta interferencia en estos componentes para simular la conexión existente entre estos componentes. Sin embargo, en Autodesk® Simulation Mechanical no deben existir interferencias para implementar el mallado. También se debe tener en cuenta que los modelos a simular en Autodesk® Simulation Mechanical deben estar almacenados en el disco duro de la computadora en la que se realice la simulación. En varias ocasiones el modelo estaba almacenado en un dispositivo externo y esto hizo que el tiempo de la simulación se extendiera de varios minutos a una hora. Además, Autodesk® Simulation Mechanical no despliega ningún mensaje de error en el caso en que el dispositivo externo no tenga espacio disponible para el almacenamiento de los resultados de la simulación.

Como siguientes pasos se debe considerar el transporte del CubeSat a la estación espacial internacional (International Space Station o por sus siglas ISS) donde será desplegado. Además, se debe considerar un subsistema térmico el cual se encargue de garantizar que el CubeSat se encuentre en todo momento en un rango de temperaturas en las que los componentes de todos los subsistemas funcionen de forma normal.

### B. Subsistema de comunicaciones

Para la próxima fase del proyecto es necesario introducir al subsistema el Amplificador RF analizado en el Estudio de Intercambio. Este aportaría una amplificación a la señal transmitida desde el CubeSat para que pueda ser recibida en la estación terrestre, y a la vez aumenta la potencia de transmisión del subsistema. Es recomendable realizar pruebas de conexión en un área libre de interferencias a la señal y cuando el clima no sea tormentoso. Esto para maximizar la distancia de separación posible para la conexión de datos. Por otro lado, se debe mantener la implementación del TNC

en software. Ya que esto permite reducir la cantidad de componentes utilizados en el subsistema, reducir el peso del subsistema, y reducir el consumo de potencia del mismo. De igual forma, se debe seguir un proceso de Prueba e Iteración al momento de hacer pruebas al micro controlador, esto para mitigar el riesgo a algún fallo del programa que implementa el TNC.

El Mecanismo de Despliegue mediante Línea de Pesca para desplegar la antena presentó buenas características y funcionó de manera satisfactoria, es por esto que se debe continuar utilizando el mismo. Para el circuito de control del mecanismo, se recomienda utilizar un calibre de cable de nicromo más pequeño. Ya que si es así, este necesita un menor flujo de corriente para calentarse, y de esta forma se reduce el consumo de potencia del subsistema.

De igual forma, es recomendable seguir utilizando dos tornillos para sujetar la antena a la estructura. Esto para mantener mitigado el riesgo de que esta se suelte accidentalmente de la estructura. Además, se debe instalar la antena a la estructura lo más cercano a la misma como sea posible. Esto para mantenerse dentro de los rangos de desalineación con la estructura admisibles por el CDS. En la siguiente fase del proyecto, es recomendable realizar pruebas del mecanismo de despliegue de la antena utilizando la estructura real (Aluminio 7075) del CubeSat. Esto para comprobar su funcionamiento en esta estructura.

Para la siguiente fase del proyecto, es recomendable obtener los valores reales de la Ganancia de la Antena, Potencia de Transmisión, Sensibilidad de Recepción y Pérdidas en Cableado de la estación terrestre (Ground Station Subsystem), esto para realizar un Link Analysis más realista. Además, se pueden reducir las pérdidas en cableado del subsistema al mínimo, esto para aumentar el Link Margin del subsistema.

Es necesario iniciar la definición del proceso de obtención de licencias para el uso de frecuencias en el CubeSat. Esto a partir de los requerimientos establecidos y los parámetros definidos para los subsistemas de Comunicaciones y Ground Station del proyecto.

### C. ADCS

Lo más inmediato que sigue al proyecto es adecuar el sistema diseñado a las dimensiones de un CubeSat real, así como comprobar su funcionamiento bajo esas condiciones. Hacer esto requiere trasladar todo el hardware implementado en este trabajo a una placa de superficie que integre los sensores, controladores y actuadores con el resto del CubeSat.

Antes de continuar con el diseño del ADCS en las siguientes fases se deben definir completamente los requerimientos impuestos por el payload así como por el tipo de misión que se llevará a cabo.

El control de la actitud sobre un eje es algo que se necesita en la mayoría de aplicaciones que se le da a los CubeSats. Sin embargo, antes de seguir diseñando un sistema para controlar los tres ejes se debe justificar que esto sea realmente necesario para el desarrollo del proyecto.

Por otro lado es necesario trabajar en el sistema que permita al CubeSat liberar la acumulación de momento cada cierto tiempo. Para esto se recomienda utilizar magnetorquers debido al éxito pasado que han tenido en otros CubeSats, razón por la cual se incluyeron dentro del análisis de este trabajo.

Otra opción bastante atractiva para compensar la saturación de las Reaction Wheels son las varillas desplegadas, que utilizan el principio del método de control por gradiente de gravedad. Este sistema podría darle un enfoque novedoso al proyecto, y tiene la ventaja de poder ser desarrollado sin la necesidad de una gran inversión.

## IX. BIBLIOGRAFÍA

1. Administration, N. (2007). 3.0 NASA Program/Project Life Cycle and 4.0 System Design. En *Systems Engineering Handbook* (págs. 21, 25, 35, 52). Wahington D.C., USA.
2. Agüero, V. M. (2001). *CubeSats: A Technology and Science Mission Low-Cost Test Bed*. Menlo Park, California: 15th Annual/USU Conference on Small Satellites. SRI International (MS 408-95).
3. Arianespace . (2008). *Ariane 5 User's Manual, Issue 5 Rev.0*.
4. Arianespace. (2008). *Ariane 5 User's Manual Issue 5 Revision 0*. Évry-Courcouronnes, Francia.
5. Atheel, R., Jānis, G., & Satish, J. (2014). *Lehrstuhl für Informatik VIII*. (Universität Würzburg) Recuperado el 12 de Agosto de 2014, de <http://www8.informatik.uni-wuerzburg.de/>
6. Autodesk, I. (2012). Chapter 7 Introduction to Linear Dynamics. En *Autodesk simulation mechanical 2013 : seminar notes. Student guide. Part 1*. (pág. 129). California, USA.
7. Autodesk, I. (2012). Line and 2.D Elements and Analysis Options. En *Autodesk simulation mechanical 2013 : seminar notes. Student guide. Part 2*. (pág. 120). California, USA.
8. Autodesk, I. (s.f.). *Tutorials*. (Autodesk, Inc.) Recuperado el 20 de octubre de 2014, de <http://help.autodesk.com/view/ASMECH/2014/ENU/?guid=GUID-009DE8AC-584D-4D86-954B-CEEF327860B7>
9. BANGUAT., B. d. (s.f.). [www.banguat.gob.gt](http://www.banguat.gob.gt). Recuperado el Febrero de 2014
10. Bauer, J. e. (2012). *Mechanical, Power, and Thermal Subsystem Design for a CubeSat Mission*. Worcester, England: Worcester Polytechnic Institute.
11. Beech, W., Nielsen, D., & Taylor, J. (1998). *AX.25 Link Access Protocol for Amateur Packet Radio*. (Tucson Amateur Packet Radio Corporation) Obtenido de <http://www.tapr.org/tapr/pdf/AX25>
12. Blevins, B. (1999). Small Spacecraft Antenna Selection Tutorial. *AIAA Conference on Small Satellites*. Utah.
13. Bouwmeester, J., & Guo, J. (2010). Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions. *Acta Astronautica*, 67, 854–862.
14. Brown, C. (2002). *Elements of Spacecraft Design*. Virginia: AIAA.
15. Brown, C. D. (2002). *Elements of spacecraft design*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
16. Brown, W. (2002). Brushless DC Motor Control Made Easy. Microchip Technology Inc.
17. Burlison, T. (2014). *Rendezvous and Docking: A User's Guide for Non Rocket Scientists (Part 1)*. (BAEN) Recuperado el 19 de Octubre de 2014, de <http://www.baen.com/rendezvous.asp>
18. Calidad, S. L. (2000). *Análisis Costo/Beneficio*.

19. California Polytechnic Institute. (20 de Febrero de 2014). *CubeSat Design Specification*. Obtenido de [http://www.cubesat.org/images/developers/cds\\_rev13\\_final.pdf](http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf)
20. Calvi, A. (2010). *Spacecraft Structural Dynamics and Loads an Overview*. Noordwijk, The Netherlands: ESA/ESTEC.
21. Cifuentes, R. (2013). *Búsqueda, aislamiento y evaluación in vitro de hongos hiperparásitos contra la roya del café*. Propuesta 68-2013.
22. Cote, K. e. (2011). *Mechanical, Power, and Propulsion Subsystem Design for a CubeSat*. Worcester, England: Worcester Polytechnic Institute.
23. Dukes, E. M. (2002). Attitude Control . En *Elements of Spacecraft Design* (págs. 255-312). Reston: VA : American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc. .
24. Eriksson, G. (2012). A Research Study and Design Concept to Improve Reaction Wheels for Precision CubeSat Attitude Control. Kiruna, Suecia: Luleå University of Technology.
25. Fastenal. (2014). *Flat head socket cap screws, Stainless Steel*. Fastenal.
26. Faulhaber GmbH & Co. (2013). Brushless Flat DC-Micromotors Series 1509 ... B.
27. flight, N. G. (2013). *General environmental verification standard (GEVS)*. Greenbelt, Maryland: NASA.
28. Fonseca, L. J. (s.f.). CELDAS, PILAS Y BATERÍAS DE ION LITIO. *BOLIVIANO DE CIENCIAS*, 8(22), 8.
29. Garber, S. (2007). *National Aeronautics and Space Administration*.
30. Gasser, A. e. (2013). *Finite Element Analysis for Satellite Structures*. London, England: Springer.
31. González, A. (2014). *suagm.edu*.
32. Griffin, M., & French, J. (2004). *Space Vehicle Design* . Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. .
33. Griffith, R. (2011). *Mobile CubeSat Command and Control MC3*.
34. Hasenauer, J. e. (2007). *Optimum rib design*. Dupont.
35. Highfields Amateur Radio Club. (2014). *Simple Dipole Calculator*. (Highfields ARC) Recuperado el 8 de 10 de 2014, de <http://highfields-arc.co.uk/constructors/olcalcs/dipolecalc.htm>
36. Hill, S. e. (2009). *STEREO Spacecraft Mechanical Design, Integration, and Testing*. JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST.
37. Inc., A. (14 de Agosto de 2014). *Brick Elements*. (Autodesk Inc.) Recuperado el 20 de Octubre de 2014, de <http://knowledge.autodesk.com/support/simulation-mechanical/learn-explore/caas/CloudHelp/cloudhelp/2015/ENU/SimMech/files/GUID-CBA0AFF7-558C-426A-8663-A823A455D9D2-htm.html>
38. Inc., M. T. (2001-2013). *Manual Microchip MCP73811*. USA: 2007.
39. Inc., M. T. (2006-2013). *MCP1827/MCP1827S*. USA: 2006.
40. Instituto Nacional de Sismología, V. M. (2014). *insivumeh.gob.gt*.
41. Jamali, M. (2012). *A Study on Conformal Antenna Solutions for Cube Satelites*. Utah: All Graduate Theses and Dissertations, Paper 1328. Obtenido de <http://digitalcommons.usu.edu/etd/1328>

42. Jiménez, E., Gómez, E., & Aparicio, L. (2013). Subchasis de Integración Modular para el Despliegue de Antenas en un CubeSat. *Tecnura*, 17, 149-160.
43. Kitts, C. H. (s.f.). *Initial Flight Results from the Pharnasat Biological Microsatellite Mission*. USA.
44. Klofas, B., Anderson, J., & Leveque, K. (2008). A Survey of CubeSats Communication Systems. *CubeSat Developers Conference*. San Luis Obispo.
45. Larson, W., & Pranke, L. (2000). *Human Spaceflight: Mission Analysis and Design*. McGraw Hill.
46. Larson, W., & Wertz, J. (2005). Mission Characterization: Identifying System Drivers. En *Space Mission Analysis and Design* (pág. 37). California, USA: Microcosm Press.
47. Martínez, R. (2010). *Picosatélites/CuebSats: Investigación espacial de bajo coste*. Madrid.
48. McMaster-Carr. (2012). *18-8 Stainless Steel Split Lock Washer*. McMaster-Carr.
49. Melgar, M., Meneses A. et al. (2013). *El Cultivo de la Caña de Azúcar en Guatemala*. Guatemala: Artemis Edinter S.A.
50. Ministerio de Economía y Finanzas, P. (s.f.). *mef.gob.pe*. (Ministerio de Perú) Recuperado el Mayo de 2014
51. Morocoima, J. V. (1988). *Sugerencias para el control de la roya del café*. Gobierno de Venezuela .
52. Murcia, U. d. (s.f.). *ocw.um.es*. (Fundamentos del Análisis Económico) Recuperado el Mayo de 2014
53. National Aeronautics and Space Administration. (2007). *NASA Systems Engineering Handbook*. Washington, D.C.
54. Noe, C. (2004). *Design and Implementation of the Communications Subsystem for the Cal Poly CP2 CubeSat Project*. San Luis Obispo.
55. Obland, M. e. (2002). Picosats as Payload Carriers. *16th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 1-9.
56. Obland, M. e. (2002). The Montana State University NASA Space Grant Explorer-1 Science Reflight Commemorative Mission. *15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 1-12.
57. Palo, S. e. (2010). Conducting Science with a CubeSat: The Colorado Student Space Weather Experiment. *24th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 1-12.
58. Paluszek, M. (2012). Sun nadir pointing control. En *Spacecraft Attitude and Orbit Control Volume 2: Special Topics* (págs. 515-523). Plainsboro, NJ: Princeton Satellite Systems, Inc.
59. Paluszek, M., Razin, Y., Pajer, G., Mueller, J., & Thomas, S. (2012). *Spacecraft Attitude and Orbit Control Volume 1: A Systems Approach*. Plainsboro, NJ: Princeton Satellite Systems, Inc.
60. Pang, A., & Twigg, B. (2011). *Citizen Satellites*. Scientific American.
61. Phillips, T. (29 de Diciembre de 2003). *Earth's Inconstant Magnetic Field*. (NASA) Recuperado el 18 de 10 de 2014, de [http://www.nasa.gov/vision/earth/lookingatearth/29dec\\_magneticfield.html](http://www.nasa.gov/vision/earth/lookingatearth/29dec_magneticfield.html)
62. PolySat. (s.f.). *Cal Poly Launched Missions*. Recuperado el 8 de 10 de 2014, de <http://polysat.calpoly.edu/launched-missions/>
63. Pumpkin, I. (2008). *Payload Overview and Specifications*. San Francisco, USA.
64. Pumpkin, I. (2013). *3D Models of the CubeSat Kit*. (Pumpkin, Inc.) Recuperado el 20 de octubre de 2014, de <http://www.cubesatkit.com/content/design.html>

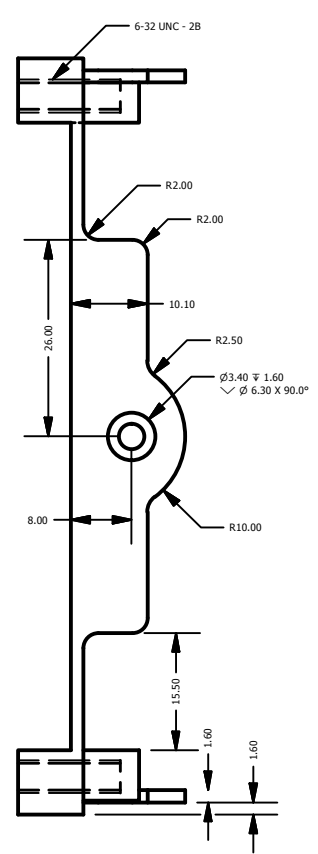
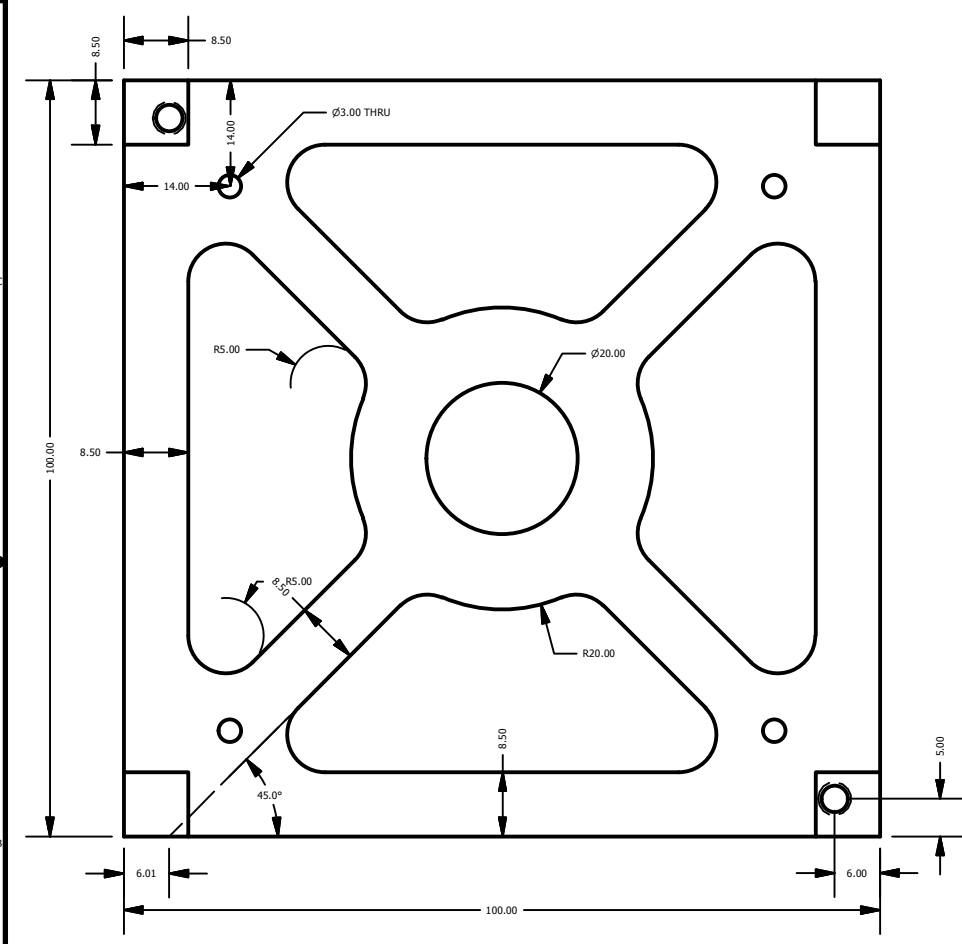
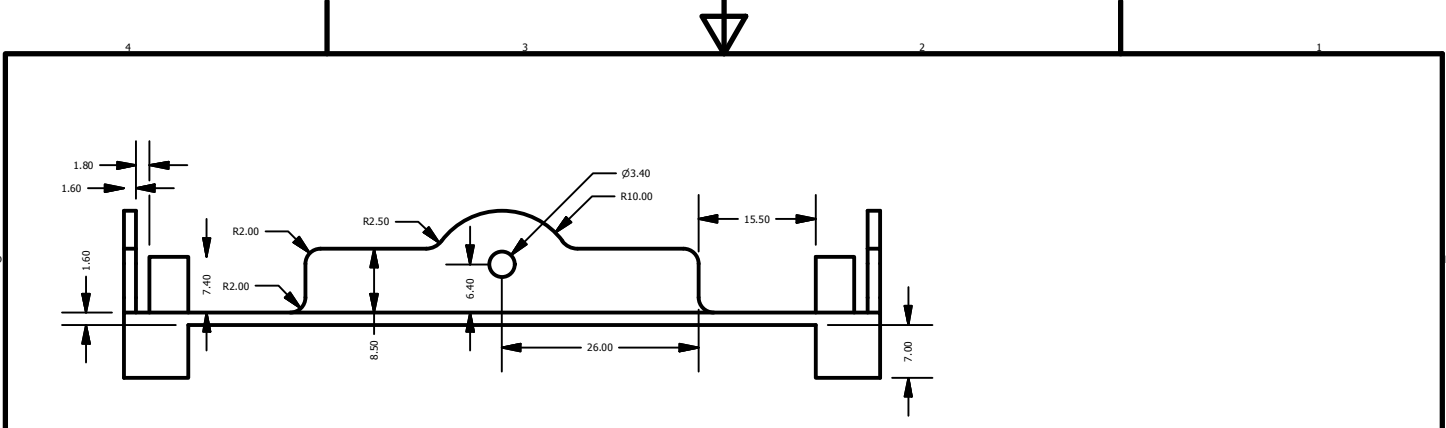
65. Qiao, L. R. (s.f.). *Analysis and Comparison of CubeSat Lifetime*. Sydney.
66. RFMD. (2014). RF6886 Datasheet. Greensboro, NC.
67. Ricco, A. H. (s.f.). *Autonomous Genetic Analysis System to Study Space Effects on Microorganisms: Results from Orbit*. California: Astrobionics Program, Nasa Research Program.
68. Ricco, A. H. (s.f.). *Flight Results from the GeneSat-1 Biological Microsatellite Mission*. California: Astrobionics Program, Nasa Research Center.
69. Selva, D., & Krejci, D. (2012). A survey and assessment of the capabilities of CubeSats for Earth observation. *Acta Astronautica*(74), 50-68.
70. Sensors, N. E. (s.f.). *earthdata.gov*. Recuperado el Noviembre de 2013
71. Sidi, M. J. (1997). Appendix A: Attitude Transformations in Space. En *Spacecraft Dynamics and Control* (págs. 318-327). Nueva York, NY: Cambridge University Press.
72. Sidi, M. J. (1997). Attitude Determination Hardware. En *Spacecraft Dynamics and Control* (págs. 328-376). Nueva York, NY: Cambridge University Press.
73. Sidi, M. J. (1997). Attitude Maneuvers in Space. En *Spacecraft Dynamics and Control* (págs. 152-167). Nueva York, NY: Cambridge University Press.
74. Sidi, M. J. (1997). Gravity Gradient Stabilization. En *Spacecraft Dynamics and Control* (págs. 112-130). Nueva York, NY: Cambridge University Press.
75. SpaceX. (2009). *Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide Rev 1*. Hawthorne, CA, Estados Unidos.
76. SpaceX. (2009). Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide Rev.1. Obtenido de [http://www.reddit.com/r/spacex/comments/1u1ok8/falcon9\\_launch\\_vehicle\\_payload\\_users\\_guide\\_rev\\_1/](http://www.reddit.com/r/spacex/comments/1u1ok8/falcon9_launch_vehicle_payload_users_guide_rev_1/)
77. *Spherical Air Bearings*. (s.f.). (Specialty Components) Recuperado el 20 de 10 de 2014, de [http://www.specialtycomponents.com/spherical\\_air\\_bearings.html](http://www.specialtycomponents.com/spherical_air_bearings.html)
78. ST Microelectronics. (2013). Six-step sensorless BLDC motor drive example software for the STM32.
79. Starsem. (2001). *Soyuz User's Manual*. Évry, France.
80. STARSEM. (2001). Soyuz User's Manual Issue 3-Rev.0.
81. Swartwout, M. (2013). The First One Hundred CubeSats: A Statistical Look. *JoSS*, 2(2), 213-233.
82. Texas Instruments. (2014). *Motor Control - Brushless DC (BLDC) Motors*. Recuperado el 18 de 10 de 2014, de [http://www.ti.com/lscs/ti/apps/motor/brushless\\_dc/overview.page](http://www.ti.com/lscs/ti/apps/motor/brushless_dc/overview.page)
83. Texas Instruments Incorporated. (2013). DRV10963 Datasheet. Dallas, Texas.
84. Texas Instruments Incorporated. (2014). *CC1101 Evaluation Module 433MHz*. Recuperado el 15 de 10 de 2014, de <http://www.ti.com/tool/cc1101emk433>
85. Texas Instruments Incorporated. (2014). CC1101 Transceiver Datasheet. Dallas, TX.
86. Toorian, A., Diaz, K., & Lee, S. (2008). The CubeSat Approach to Space Access. Pasadena, CA: Nasa Jet Propulsion Laboratory.
87. Tower Electric Motor Compay. (s.f.). *TEMCo Nichrome Wire 24AWG Series 60 Datasheet*. Fremont, CA: TEMCo. Obtenido de [http://www.temcoindustrialpower.com/products/Resistance\\_Wire/RW0046.html](http://www.temcoindustrialpower.com/products/Resistance_Wire/RW0046.html)
88. UH at Manoa Physics Department. (2003). Radiation Patterns. Hawaii.


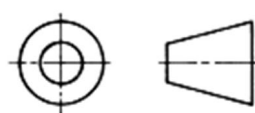
89. University of Tokyo. (2001). *University of Tokyo CubeSat Project Critical Design Review*. Tokyo.
90. University, C. P. (2014). *CubeSat Design Specification*. San Luis Obispo, CA, Estados Unidos.
91. Wertz, J. R. (1978). *Spacecraft Attitude Determination and Control*. Norwell, MA: Kluwer Academic Publishers.
92. Wertz, J. R., & Larson, W. J. (1999). Attitude Determination and Control. En *Space Mission Analysis and Design* (págs. 354-380). Torrance, CA: Space Technology Library.
93. Wertz, J. R., & Larson, W. J. (1999). The Space Environment and Survivability. En *Space Mission Analysis and Design* (págs. 203-221). Torrance, CA: Space Technology Library.
94. Wijker, J. (2008). *Spacecraft Structures*. Berlin, Germany: Springer.
95. Wireless Network in the Developing World. (2013). *Wireless Networking in the Developing World*. Copenhagen: The WNDW. Recuperado el 10 de 2014, de <http://wndw.net/>
96. Woellert, K., & al, e. (2011). Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations. *Advances in Space Research*(47), 663-684.
97. Yang, H., Chapin, T., Gandhi, P., & Lackhouse, T. (s.f.). Micro-scale Evaluation of Flammability for Cable Materials. *Proceedings of the 62nd International Wire & Cable Symposium Conference*. Northbrook, IL.

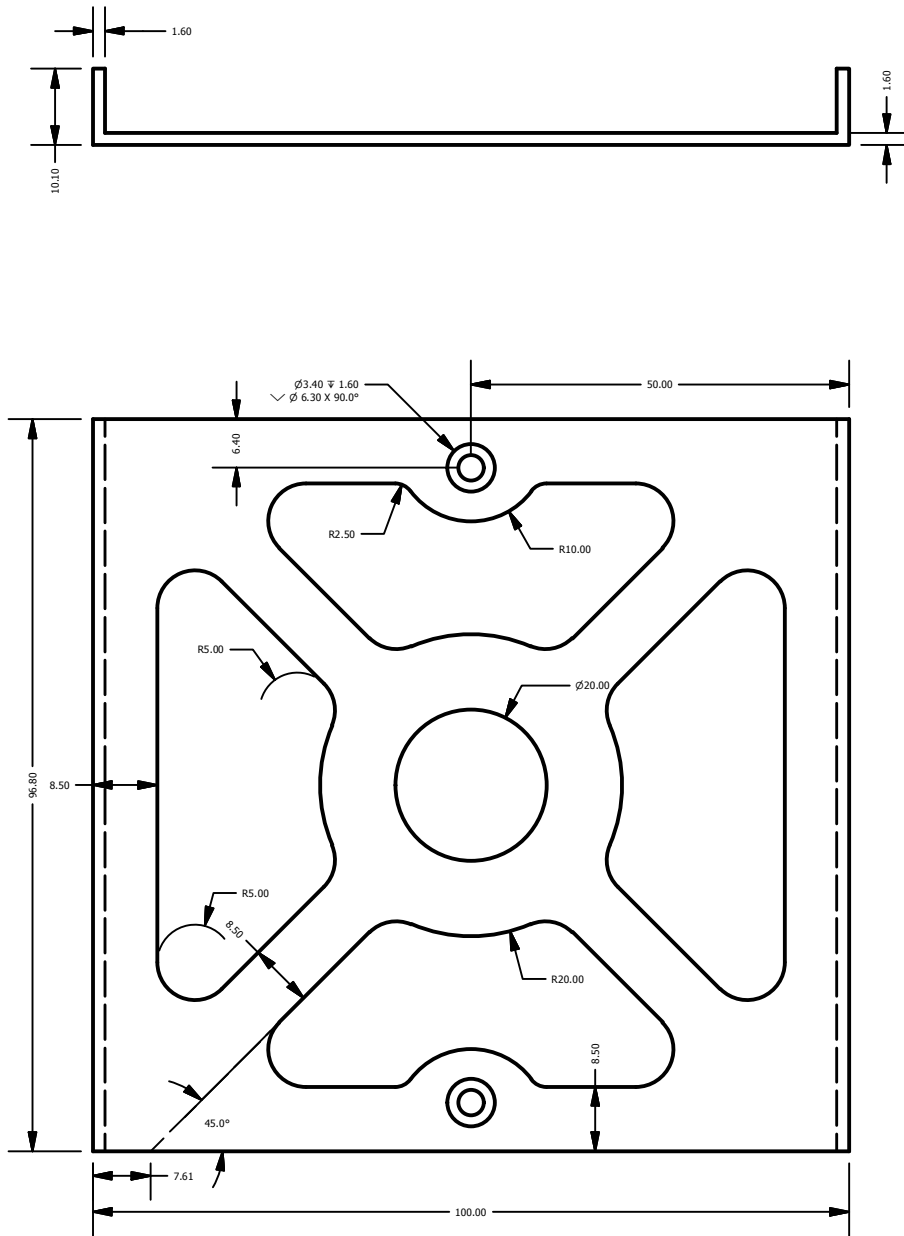
## X. APÉNDICE


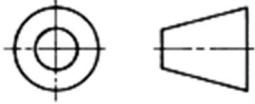
### A. Subsistema mecánico

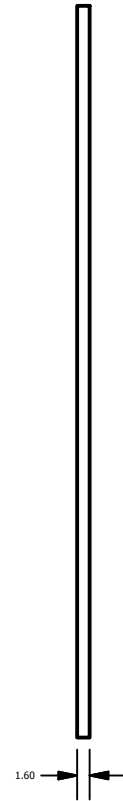
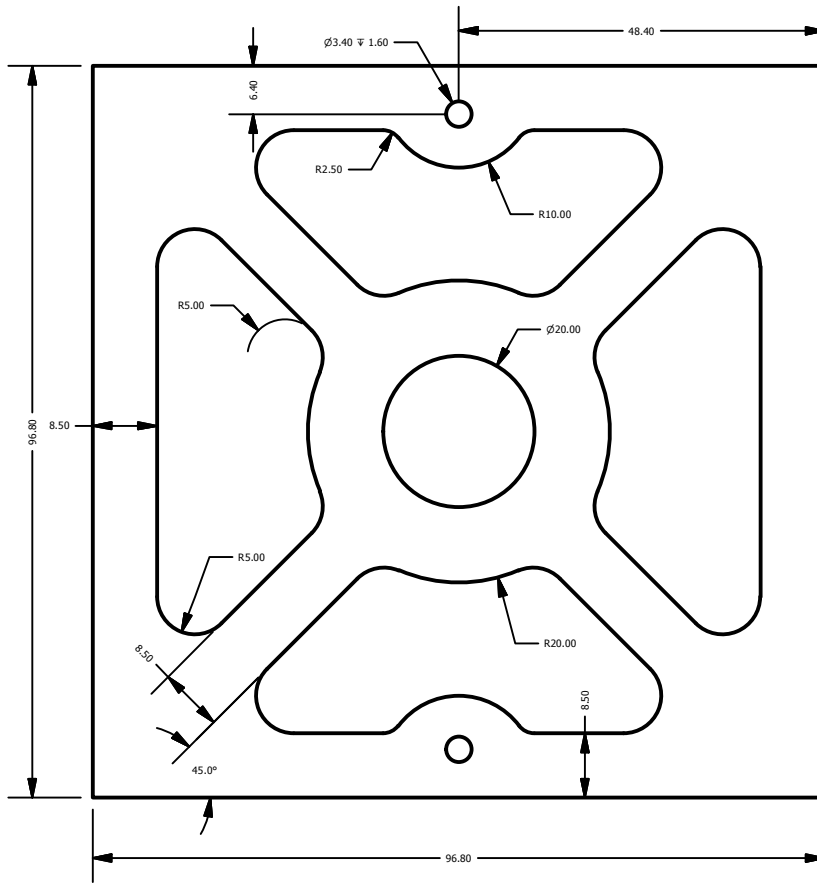
#### 1. Planos estructura diseñada versión inicial



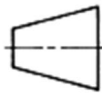


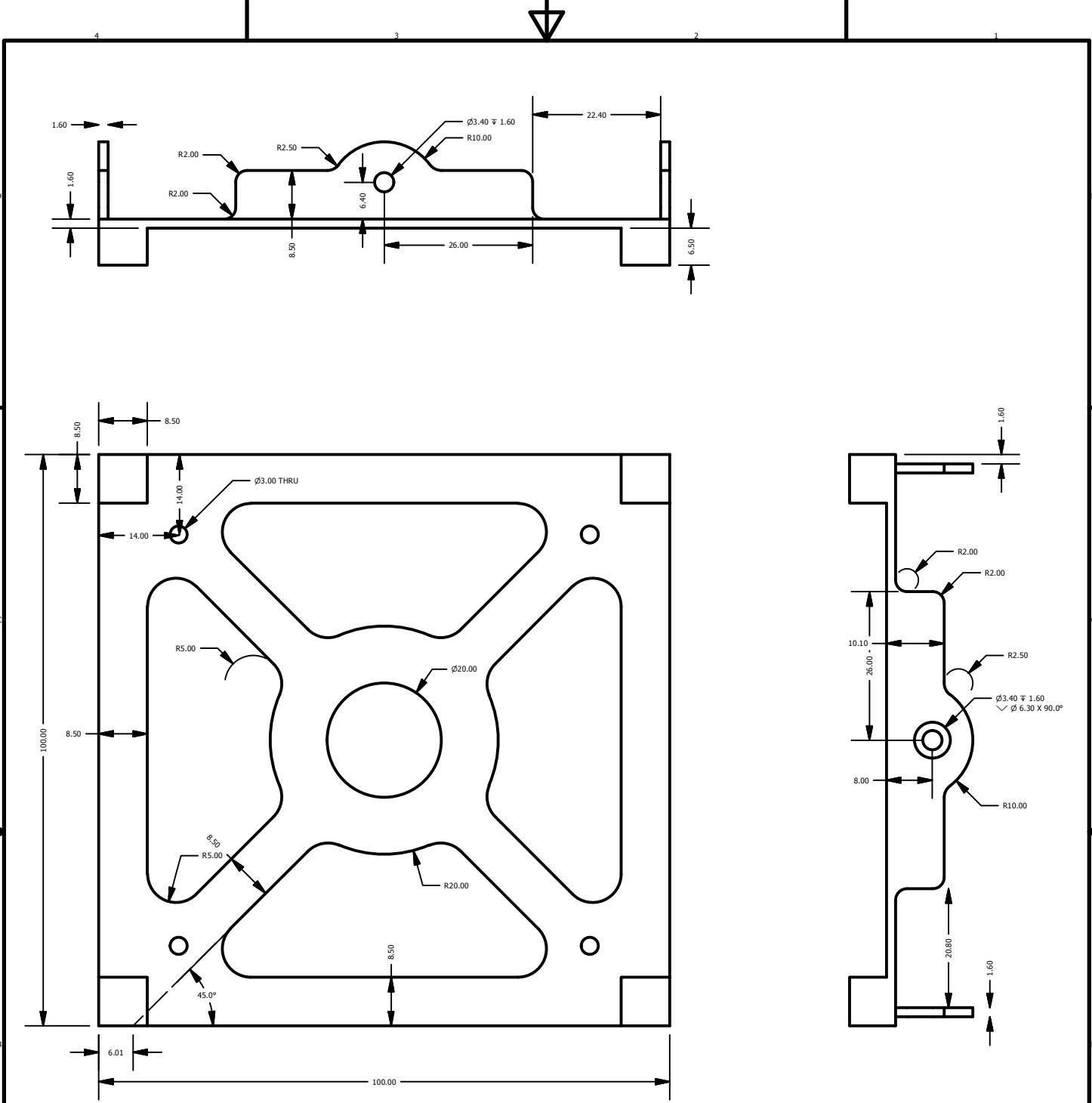
Nombre de Parte: Placa Inferior		Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto		Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 16/05/2014	
Número de Parte: CS - 001		Escala: 1:1	Formato: A4	 Sistema de proyección: 		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 16/05/2014	
Tolerancias Generales: .X ±0.1 .XX ±0.03 .XXX ±0.005 RAD - ANG ±0.05°		Material: Aluminio 7075				Peso: 40.10 g	
		Número de dibujo: SH-0001		Página: 01/04		Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 16/05/2014	
<small>ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.</small>							



Nombre de Parte: Placa Lateral A		Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto  <b>GTCUBE</b>	Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 16/05/2014
Número de Parte: CS - 002		Escala: 1:1	Formato: A4		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 16/05/2014
Tolerancias Generales: .X ±0.1 .XX ±0.03 .XXX ±0.005 RAD - ANG ±0.05°		Material: Aluminio 7075	Peso: 32.39 g	Sistema de proyección: 	Revisado por: Ayerdi, V. Fecha: 16/05/2014
<small>ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.</small>			Número de dibujo: SH-0002		Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 16/05/2014
				Página: 02/04	



Nombre de Parte: Placa Lateral B		Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto		Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 16/05/2014	
Número de Parte: CS - 003		Escala: 1:1	Formato: A4	 Sistema de proyección:  		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 16/05/2014	
Tolerancias Generales: .X ±0.1 .XX ±0.03 .XXX ±0.005 RAD - ANG ±0.05°		Material: Aluminio 7075				Peso: 24.67 g	
				Número de dibujo: SH-0003		Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 16/05/2014	
<small>ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.</small>						Página: 03/04	



Nombre de Parte:  
Placa Superior

Sistema de Unidades:  
Milímetros

Megaproyecto

Dibujado por: Miranda, E.  
Fecha: 16/05/2014

Número de Parte:  
CS - 004

Escala:  
1:1

Formato:  
A4



Diseñado por: Miranda, E.  
Fecha: 16/05/2014

Tolerancias Generales:  
.X ±0.1  
.XX ±0.03  
.XXX ±0.005  
RAD -  
ANG ±0.05°

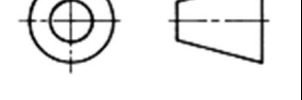
Material:  
Aluminio  
7075

Peso:  
39.00 g

Sistema de proyección:

Revisado por: Ayerdi, V.  
Fecha: 16/05/2014

Número de dibujo:  
SH-0004

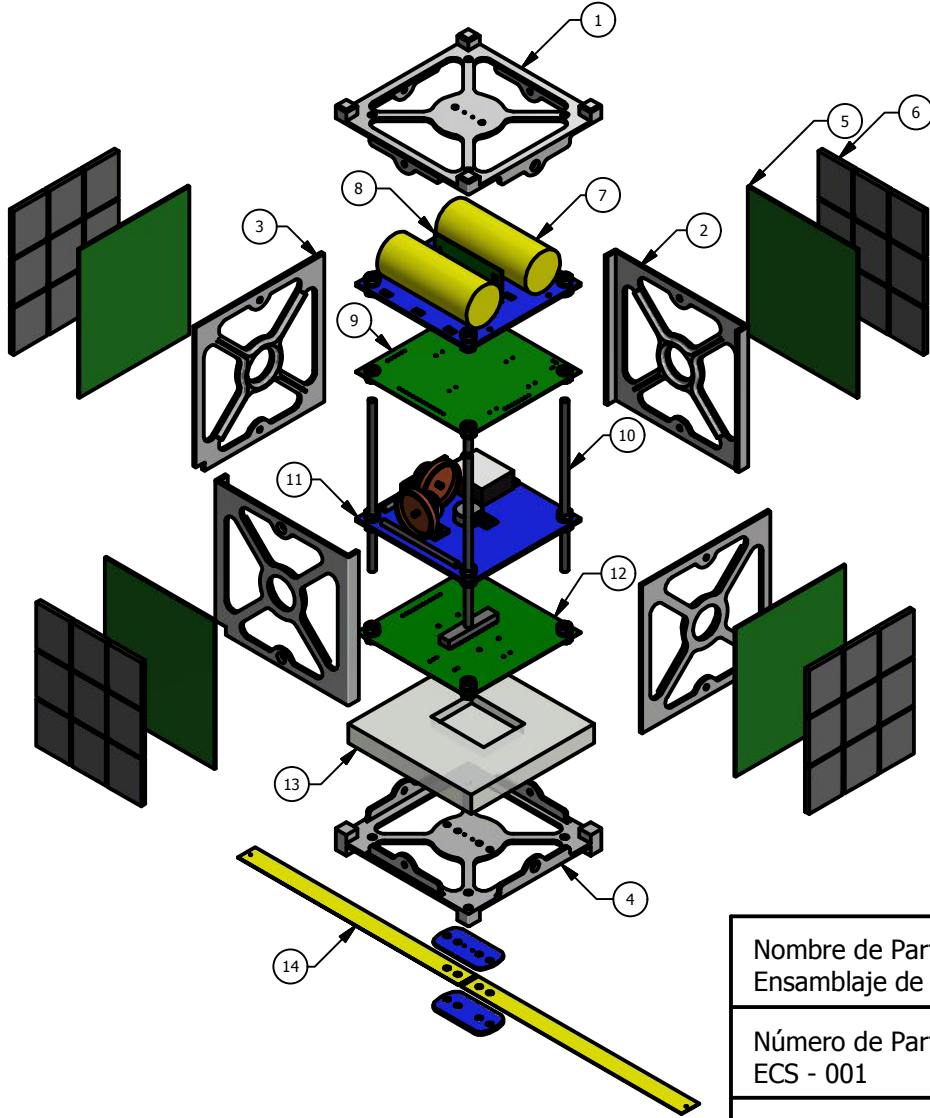


ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda.  
QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN,  
VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL  
DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.


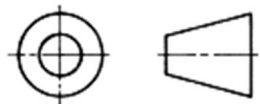
Página:  
04/04

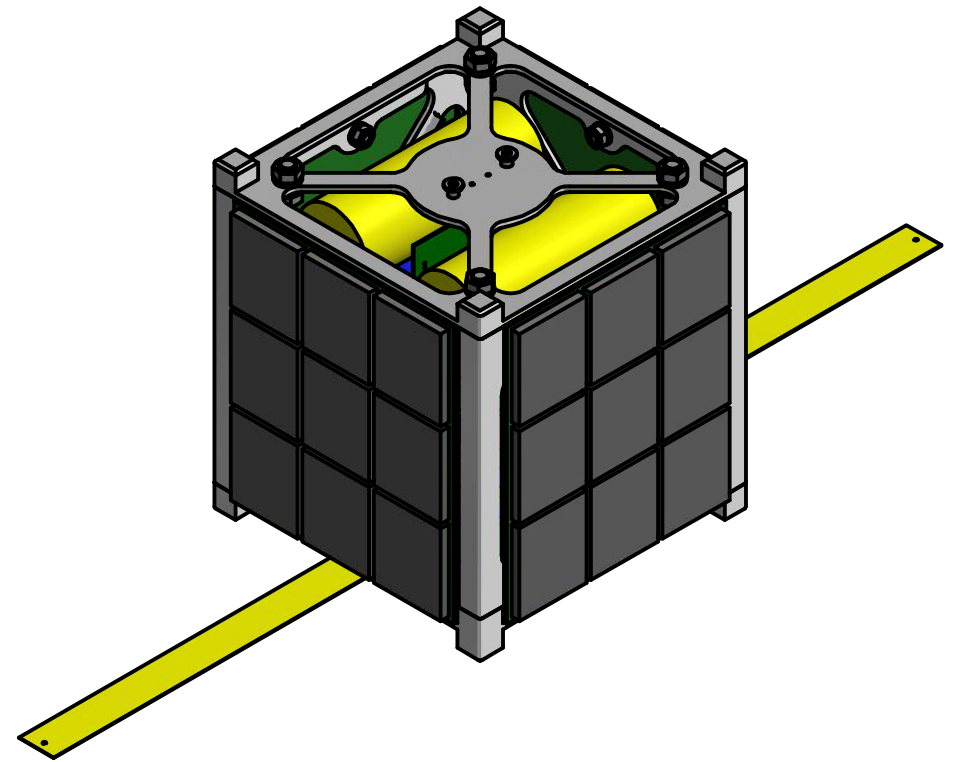
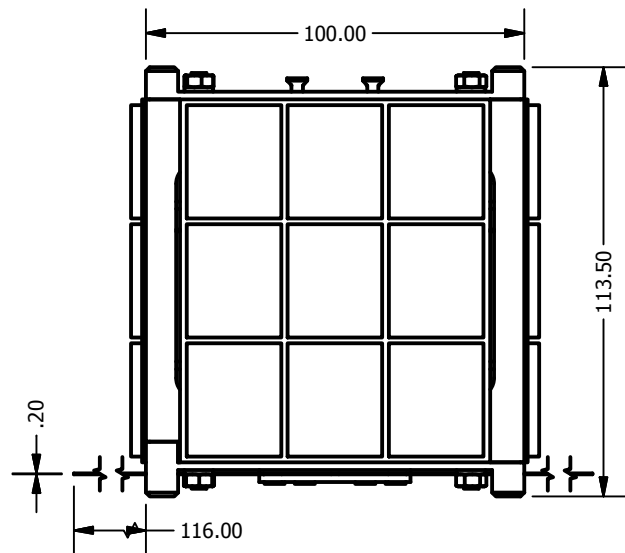
Aprobado por: Ayerdi, V.  
Fecha: 16/05/2014


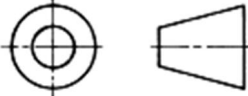
## 2. Planos estructura diseñada versión final

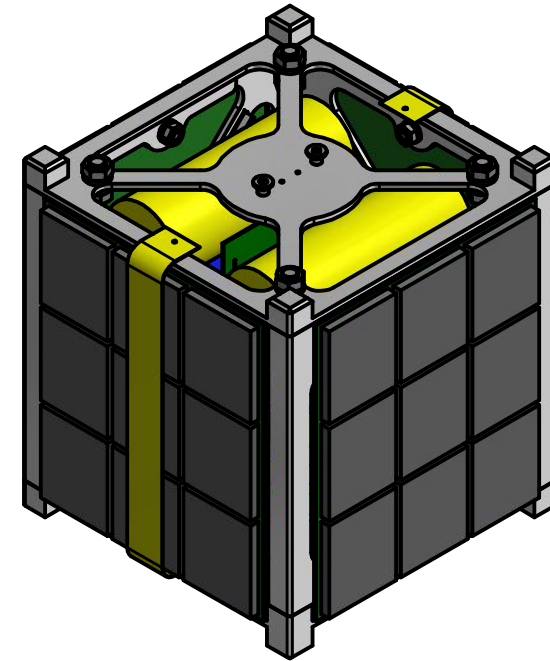
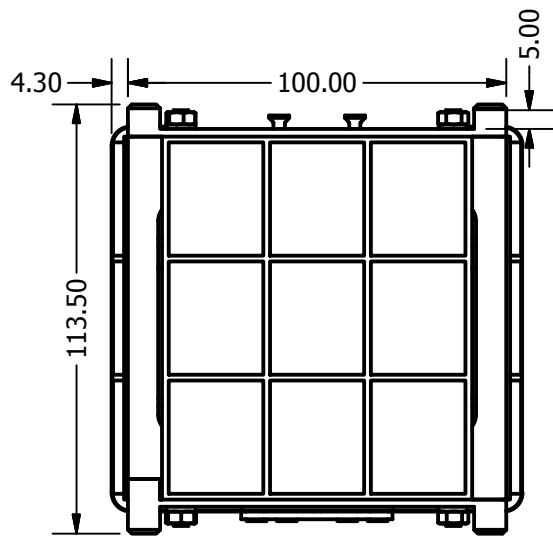



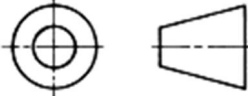
Lista de partes		
No.	Cantidad	Nombre de parte
1	1	Placa superior
2	2	Placa lateral A
3	2	Placa lateral B
4	1	Placa inferior
5	4	Placa de paneles solares
6	36	Mini panel solar
7	2	Baterías
8	1	PCB cargador de baterías
9	1	PCB reguladores de voltaje
10	4	Varilla roscada
11	1	Subsistema ADCS
12	1	PCB comunicación
13	1	Reserva para carga útil
14	2	Antena

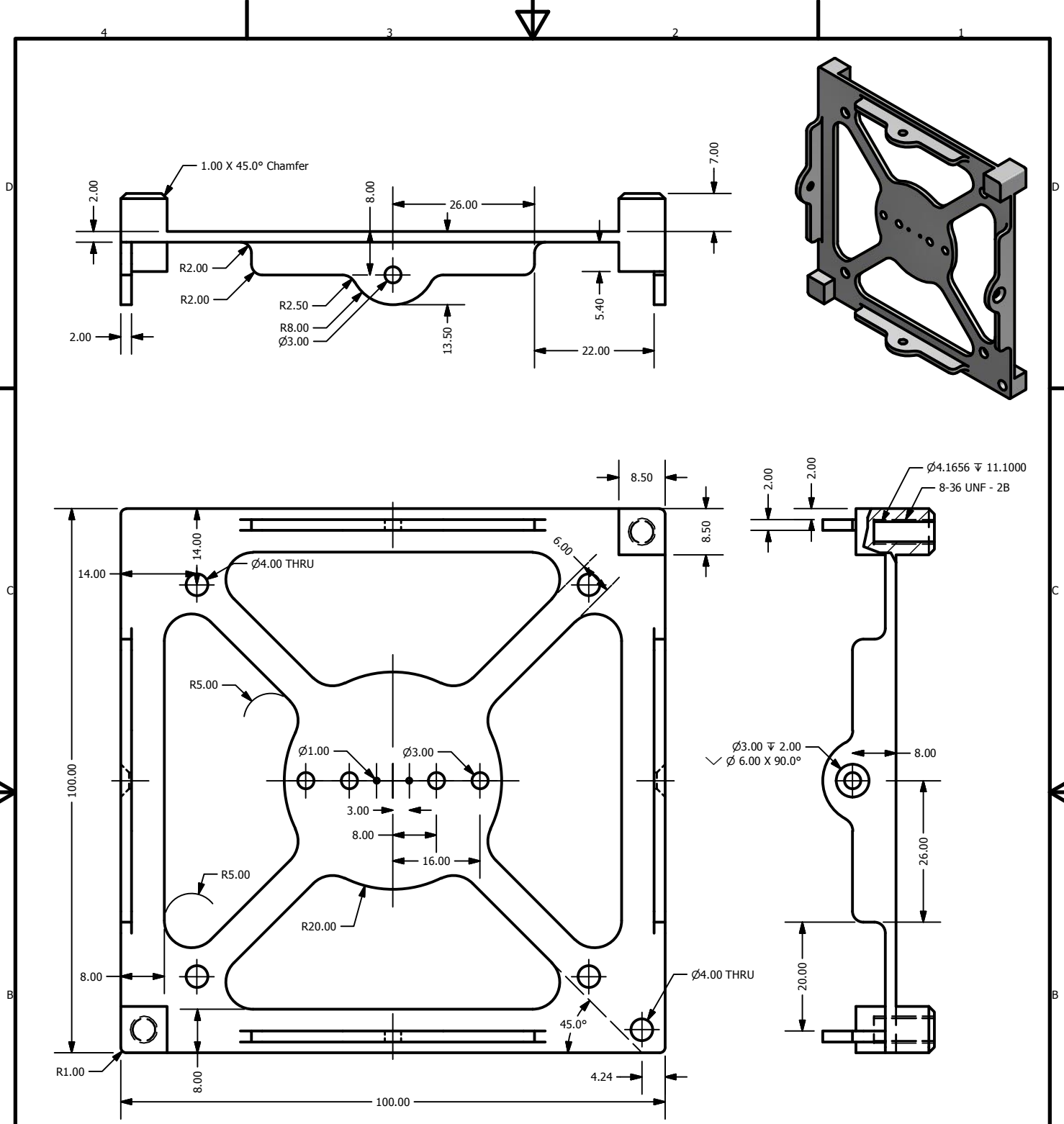
Nombre de Parte: Ensamblaje de CubeSat		Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto  <b>GTCUBE</b>	Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Número de Parte: ECS - 001		Escala: 1:4	Formato: A4		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Tolerancias Generales: .X           ±0.1 .XX          ±0.03 .XXX       ±0.005 RAD         - ANG         ±0.05°		Material: -	Peso: 1.33 kg	Sistema de proyección: 		Revisado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.				Número de dibujo: CPDP-0001		Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
					Página: 01/10	




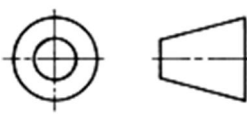
Nombre de Parte: CubeSat Desplegado	Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto  <b>GTCUBE</b>	Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014
Número de Parte: ECS - 002	Escala: 1:2	Formato: A4		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014
Tolerancias Generales: .X           ±0.1 .XX          ±0.03 .XXX       ±0.005 RAD         - ANG         ±0.05°	Material: -	Peso: 1.33 kg	Sistema de proyección: 	Revisado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
	Número de dibujo: CPD-0001			Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.			Página: 02/10	

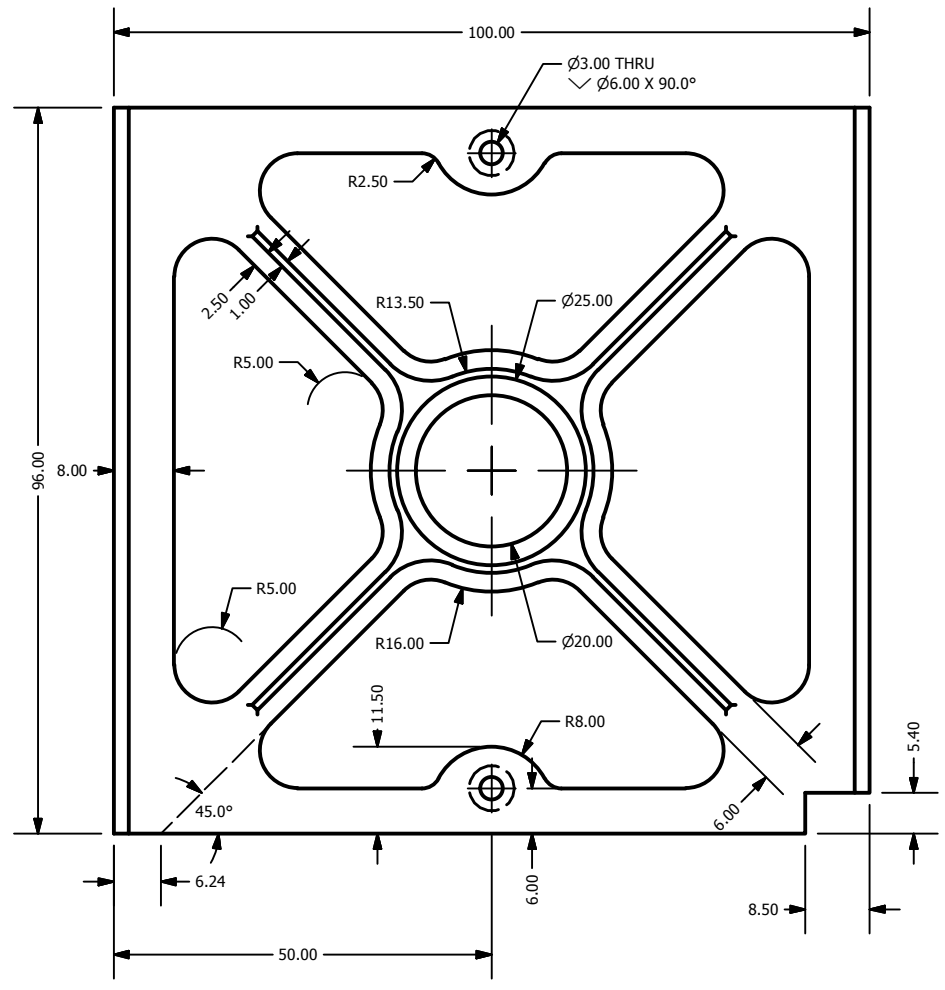
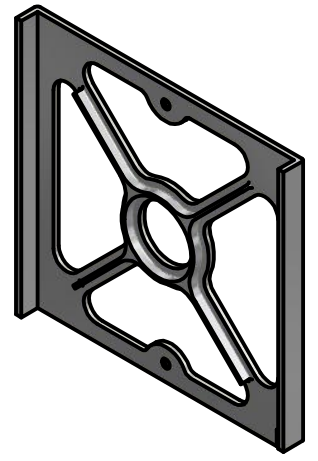
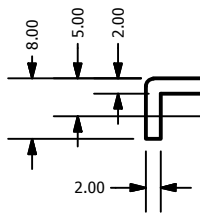


Nombre de Parte: Cubesat dentro PPOD		Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto  <b>GTCUBE</b>	Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Número de Parte: ECS - 003		Escala: 1:2	Formato: A4		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Tolerancias Generales: .X ±0.1 .XX ±0.03 .XXX ±0.005 RAD - ANG ±0.05°		Material: -	Peso: 1.33 kg	Sistema de proyección: 		Revisado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
Número de dibujo: CDP-0001						Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.					Página: 03/10	






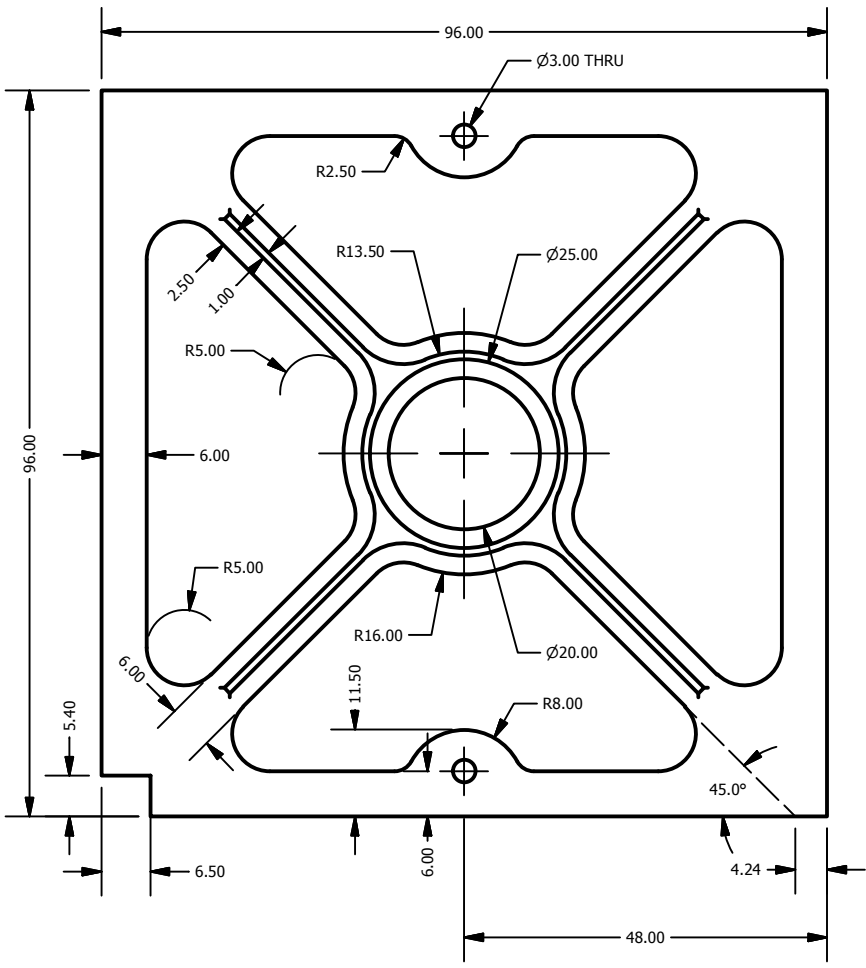
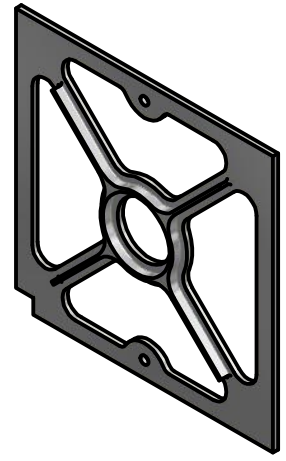
Los filetes no marcados tienen un radio de 0.4 mm.

Nombre de Parte: Placa Inferior		Sistema de Unidades: Milímetros		 <b>GTCUBE</b>	Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Número de Parte: CS - 001		Escala: 1:1	Formato: A4		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Tolerancias Generales: .X ±0.1 .XX ±0.03 .XXX ±0.005 RAD - ANG ±0.05°		Material: Aluminio 7075	Peso: 44.47 g	Sistema de proyección: 		Revisado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
Número de dibujo: SH-0001				Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014		
<p>ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.</p>				Página: 04/10		


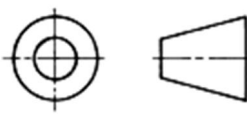


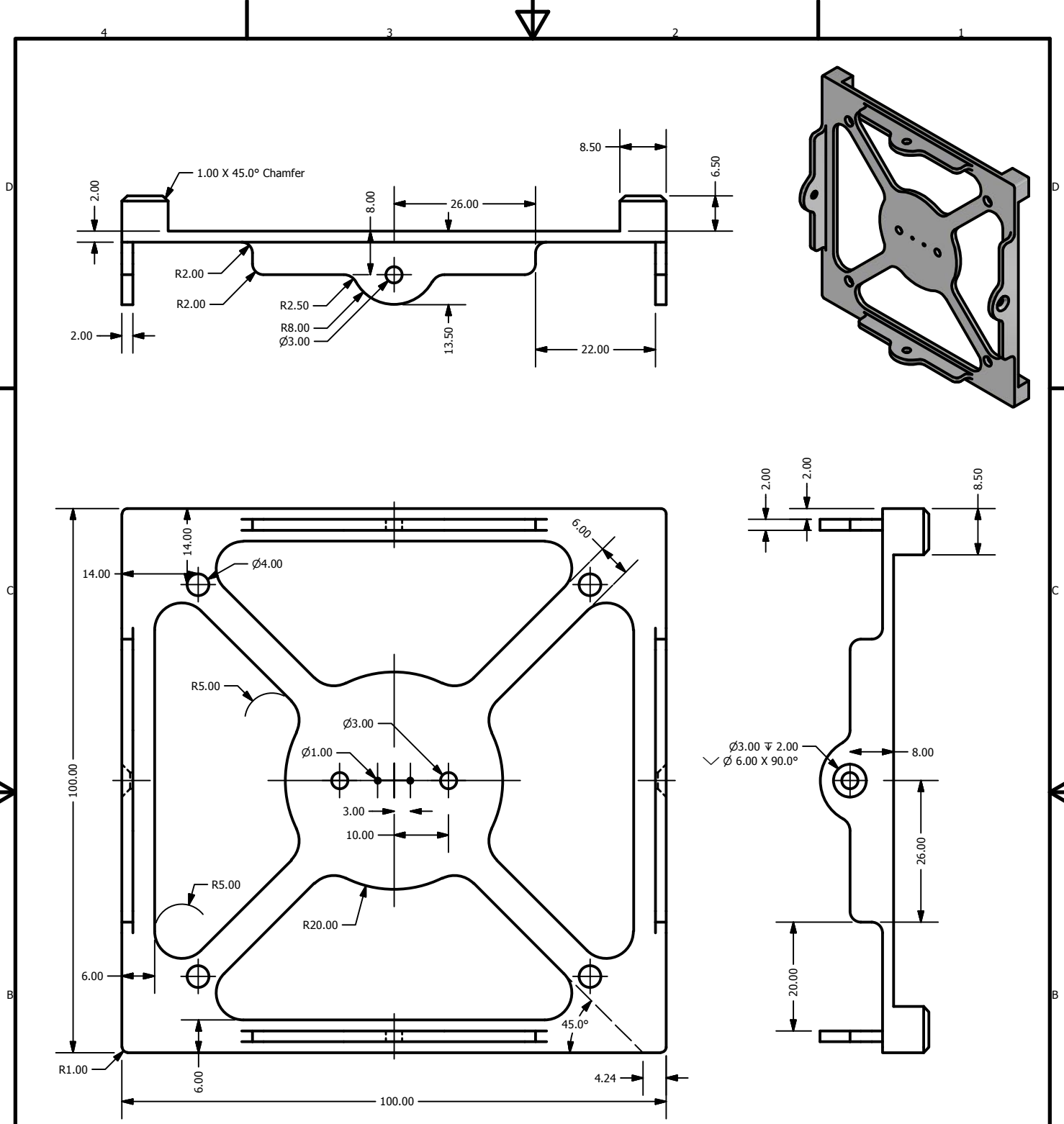
Los filetes no marcados tienen un radio de 0.4 mm.

Nombre de Parte: Placa Lateral A		Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto		Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Número de Parte: CS - 002		Escala: 1:1	Formato: A4	 Sistema de proyección:  		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Tolerancias Generales: .X ±0.1 .XX ±0.03 .XXX ±0.005 RAD - ANG ±0.05°		Material: Aluminum 7075				Peso: 32.84 g	
				Número de dibujo: SH-0002		Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014	
ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.						Página: 05/10	


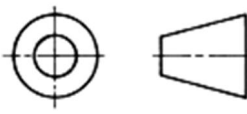


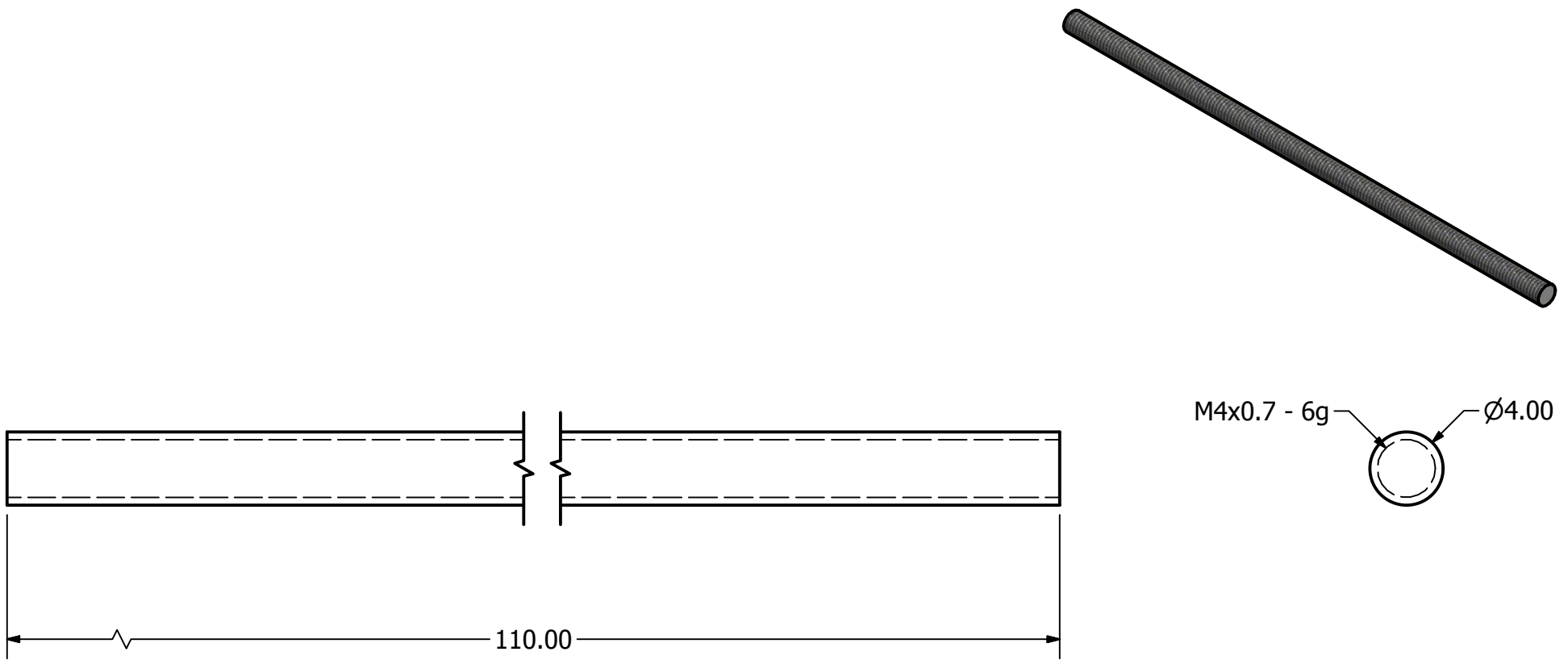
Los filetes no marcados tienen un radio de 0.4 mm.


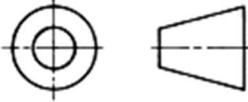
Nombre de Parte: Placa Lateral B		Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto  <b>GTCUBE</b>	Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Número de Parte: CS - 003		Escala: 1:1	Formato: A4		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Tolerancias Generales: .X ±0.1 .XX ±0.03 .XXX ±0.005 RAD - ANG ±0.05°		Material: Aluminio 7075	Peso: 24.64 g	Sistema de proyección: 		Revisado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.				Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014		
				Página: 06/10		

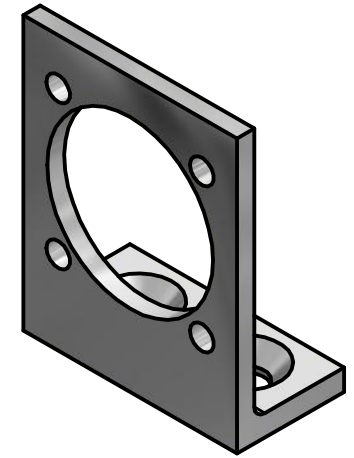
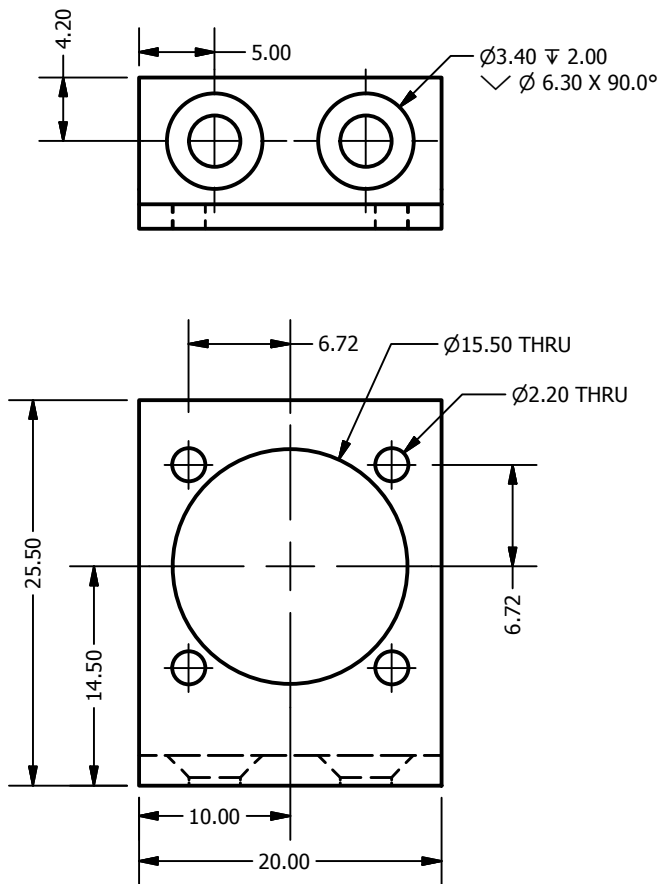



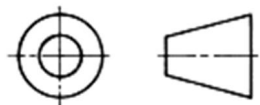
Los filetes no marcados tienen un radio de 0.4 mm.

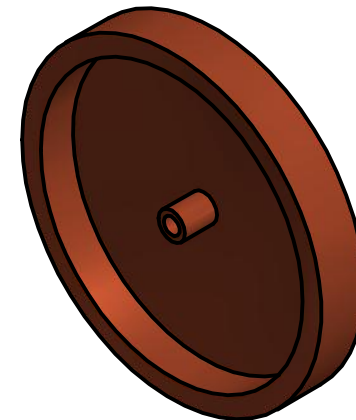
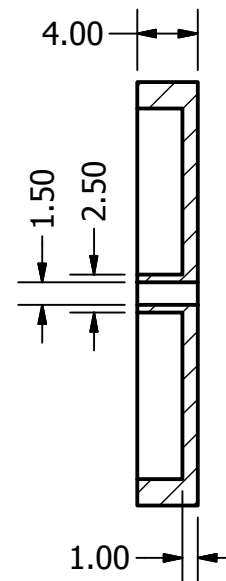
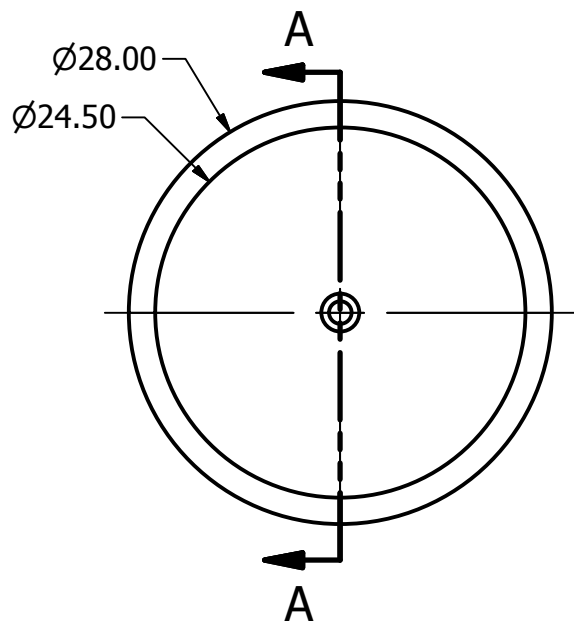
Nombre de Parte: Placa Superior		Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto		Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Número de Parte: CS - 004		Escala: 1:1	Formato: A4	 Sistema de proyección: 		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Tolerancias Generales: .X ±0.1 .XX ±0.03 .XXX ±0.005 RAD - ANG ±0.05°		Material: Aluminio 7075	Peso: 39.64 g			Revisado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014	
				Número de dibujo: SH-0004		Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014	
ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.						Página: 07/10	




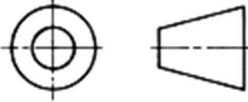
Nombre de Parte: Varilla roscada		Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto  <b>GTCUBE</b>	Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Número de Parte: VR - 001		Escala: 1:1	Formato: A4		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014	
Tolerancias Generales: .X           ±0.1 .XX          ±0.03 .XXX       ±0.005 RAD         - ANG         ±0.05°		Material: Acero Inoxidable	Peso: 11.17 g	Sistema de proyección: 		Revisado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
Número de dibujo: TR-0001				Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014		
<small>ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.</small>				Página: 08/10		



Nombre de Parte: Placa de Motor	Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto	Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014
Número de Parte: PM - 001	Escala: 2:1	Formato: A4	 <b>GTCUBE</b>	Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014
Tolerancias Generales: .X $\pm 0.1$ .XX $\pm 0.03$ .XXX $\pm 0.005$ RAD         - ANG $\pm 0.05^\circ$	Material: Aluminio 7075	Peso: 2.15 g	Sistema de proyección: 	Revisado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.			Página: 09/10	Aprobado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
Número de dibujo: MPA-0001				



SECCIÓN A  
ESCALA 2 : 1

Nombre de Parte: Fly Wheel	Sistema de Unidades: Milímetros		Megaproyecto  <b>GTCUBE</b>	Dibujado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014
Número de Parte: RR - 001	Escala: 2:1	Formato: A4		Diseñado por: Miranda, E. Fecha: 26/08/2014
Tolerancias Generales: .X ±0.1 .XX ±0.03 .XXX ±0.005 RAD - ANG ±0.05°	Material: Cobre	Peso: 9.44 g	Sistema de proyección: 	Revisado por: Ayerdi, V. Fecha: 26/08/2014
ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE Emilio Miranda. QUEDA TERMINANTEMENTE PROHIBIDA LA REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL, DISTRIBUCIÓN, VENTA, DIFUSIÓN, PUBLICACIÓN, MODIFICACIÓN Y/O USO DE CUALQUIER FORMA DEL DOCUMENTO SIN AUTORIZACIÓN Y CONSENTIMIENTO PREVIO.				Página: 10/10

### 3. Planos estructura CubeSat kit

**DISCLAIMER**

THIS IS A PUBLIC DOCUMENT. Although the information on this drawing are presented in good faith and believed to be correct, **Pumpkin, Inc.** makes no representations or warranties as to the completeness or accuracy of the information contained herein. Information is supplied upon the condition that the persons receiving same will make their own determination as to its suitability for their purposes prior to use. In no event will **Pumpkin, Inc.** be responsible for damages of any nature whatsoever resulting from the use of or reliance upon information from this drawing or the products to which the information refers. The specifications of the products manufactured by Pumpkin, Inc. that are featured in this publication may be changed without notice.

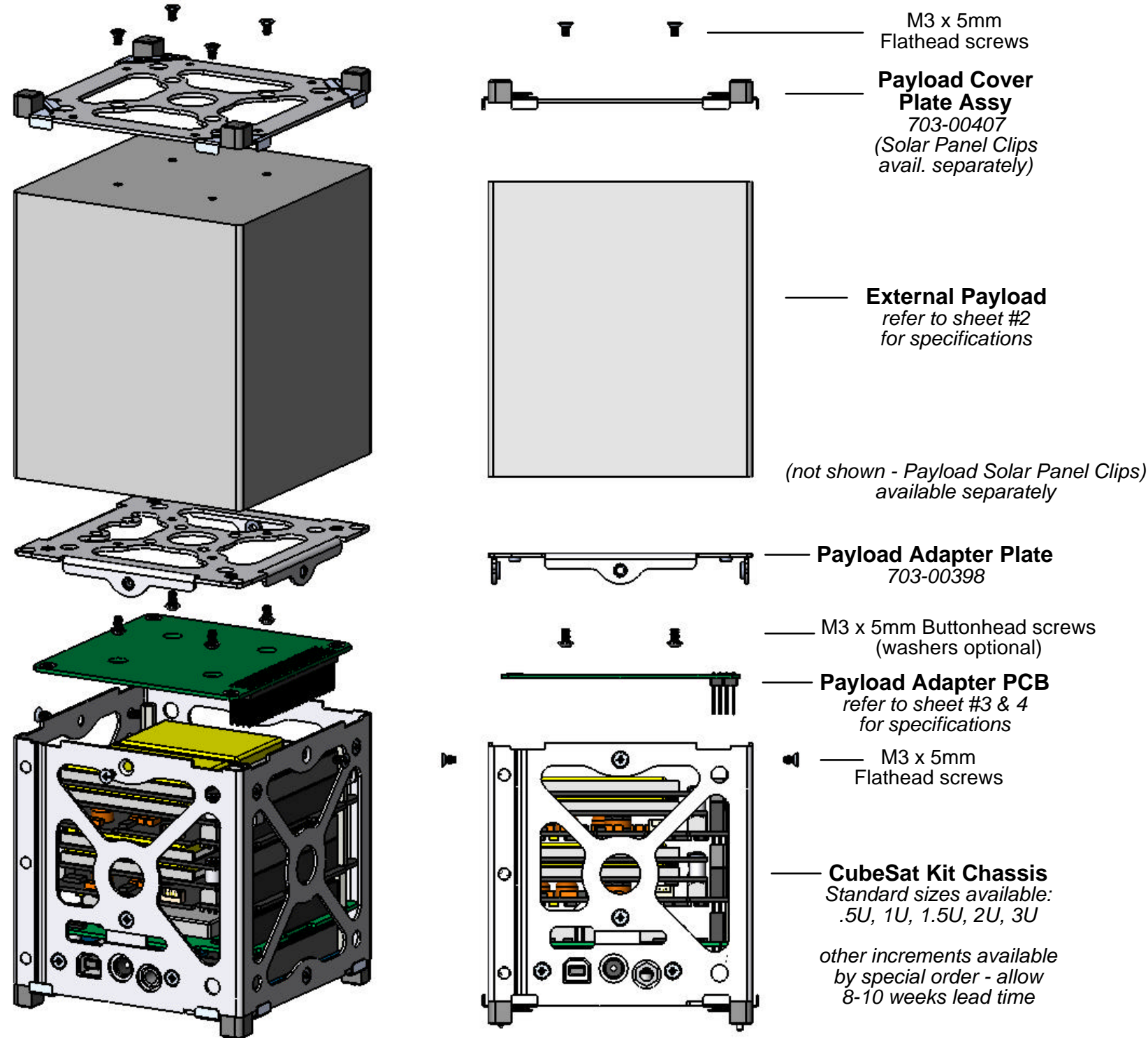
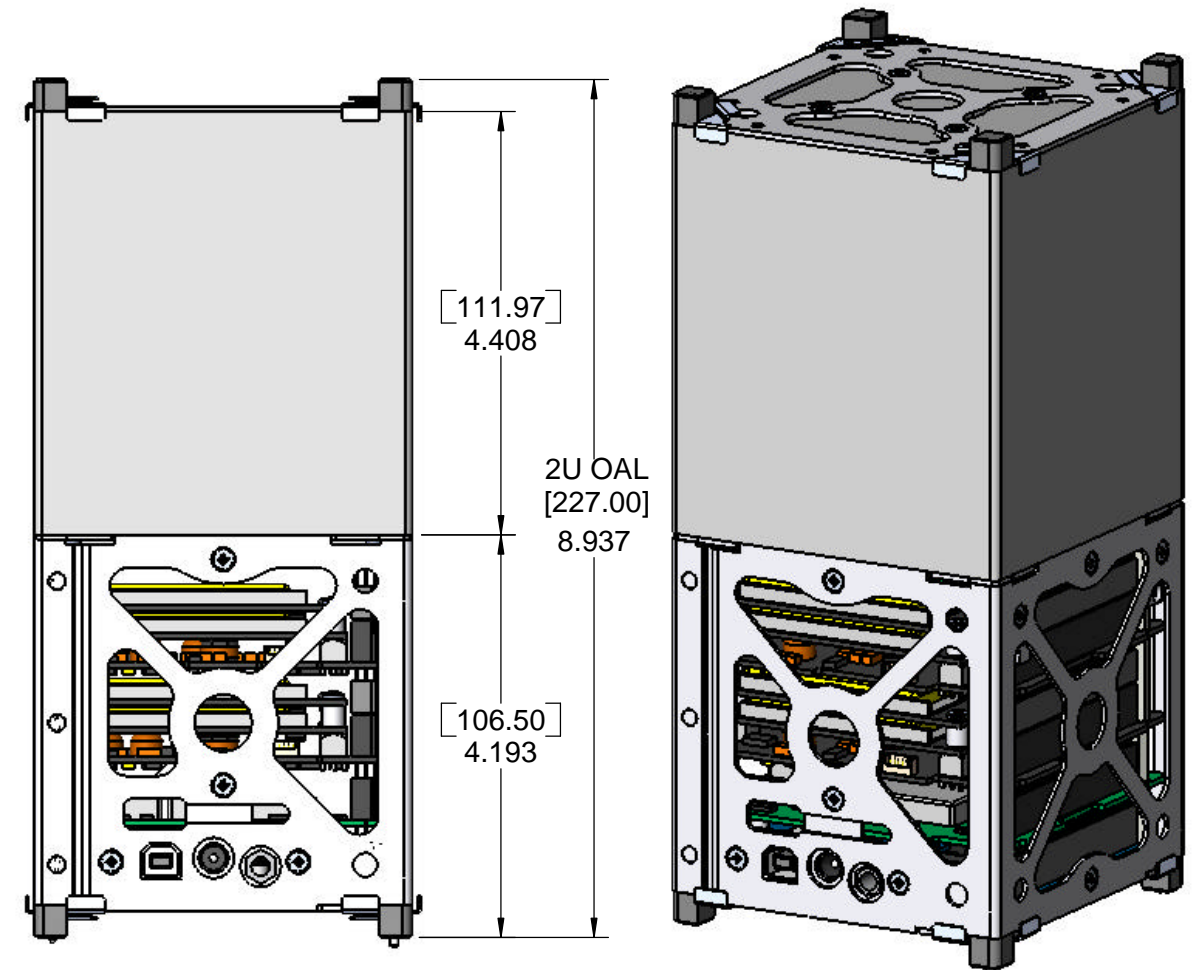
**REVISION HISTORY**

REV	LOC	DESCRIPTION	DATE	APP'VD

**CSK EXTERNAL PAYLOAD DESIGN FEATURES:** Customers can ...

- 1) Interface between the CSK Bus and customer payload
- 2) Satisfy CubeSat Design Specification (CDS) by using Payload Cover Plate Assy
- 3) Still utilize CSK Solar Panel Clips

**2U OVERALL LENGTH / PAYLOAD EXAMPLE**



NOTE: 1U CubeSat Kit assembly shown is filled with typical representative payload modules, for illustrative purposes.

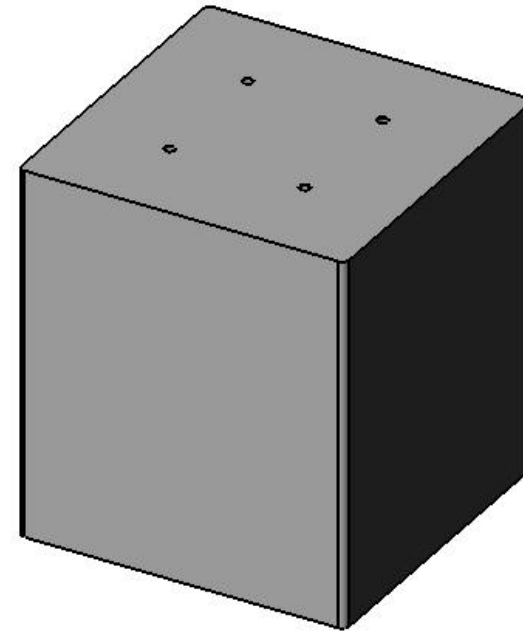
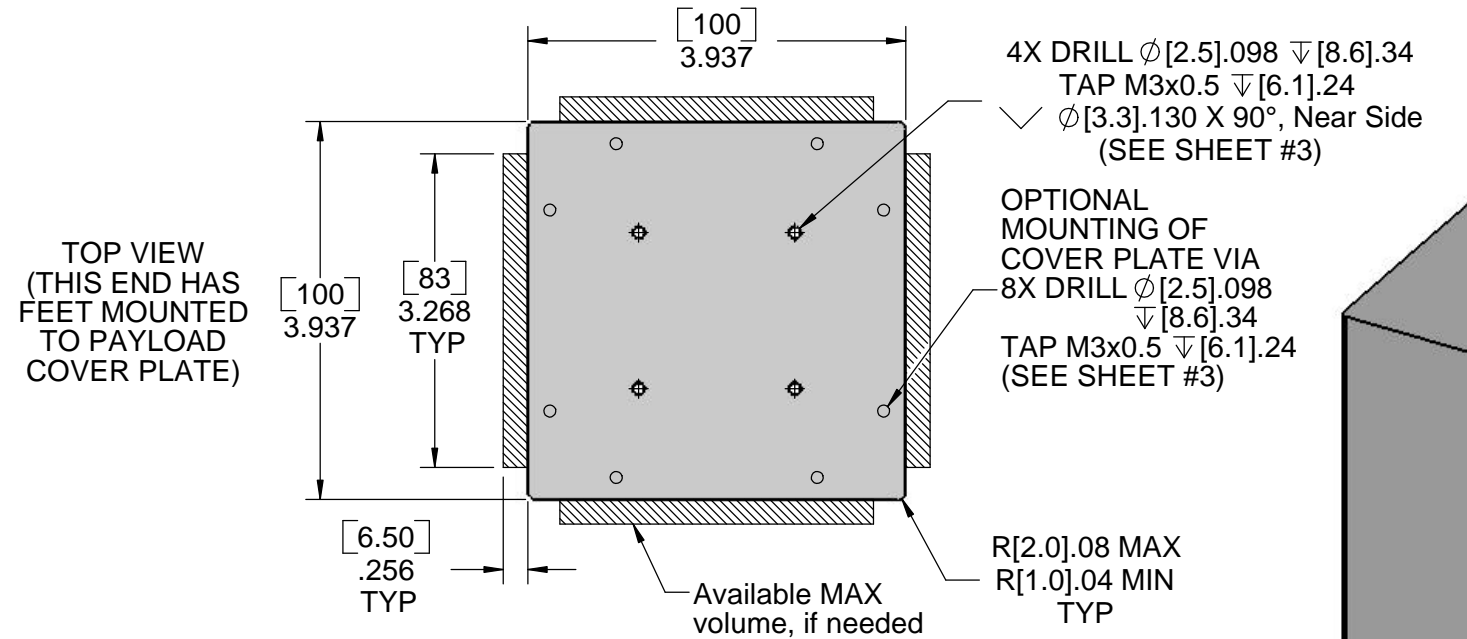
MATERIAL: SEE NOTES	FINISH: SEE NOTES	HEAT TREAT: NONE	WEIGHT:
		750 Naples - San Francisco - CA 94112 (415) 584-6360 ph - (415) 585-7948 fax info@pumpkininc.com	
		<p><b>PAYLOAD OVERVIEW &amp; SPECIFICATIONS</b></p>	
DIMENSIONS ARE SHOWN IN [MILLIMETERS] and INCHES TOLERANCES ARE: (in Inches) FRACTIONS    DECIMALS    ANGLES .X = ± .030 .XX = ± .010    ± 0° 30" .XXX = ± .005		APPROVALS DRAWN AWR CHECKED QUAL ENG	DATE 10/17/08
CAD GENERATED DRAWING, DO NOT MANUALLY UPDATE		DO NOT SCALE DRAWING	
TITLE <b>PAYLOAD OVERVIEW &amp; SPECIFICATIONS</b>		SIZE B DWG. 703-00XXX	REV A2 SHEET 1 OF 5

**DISCLAIMER**

THIS IS A PUBLIC DOCUMENT. Although the information on this drawing are presented in good faith and believed to be correct, **Pumpkin, Inc.** makes no representations or warranties as to the completeness or accuracy of the information contained herein. Information is supplied upon the condition that the persons receiving same will make their own determination as to its suitability for their purposes prior to use. In no event will **Pumpkin, Inc.** be responsible for damages of any nature whatsoever resulting from the use of or reliance upon information from this drawing or the products to which the information refers. The specifications of the products manufactured by Pumpkin, Inc. that are featured in this publication may be changed without notice.

**REVISION HISTORY**

REV	LOC	DESCRIPTION	DATE	APP'VD
A1	C6/C7	MOVED MOUNTING DIMS TO SHEET #3	10/17/2008	AWR
A2	C6	CHANGED OPTIONAL MOUNT SPEC FROM M4 to M3 HARDWARE	10/22/2008	AWR
A2	A7	ADDED BOTTOM VIEW	10/22/2008	AWR

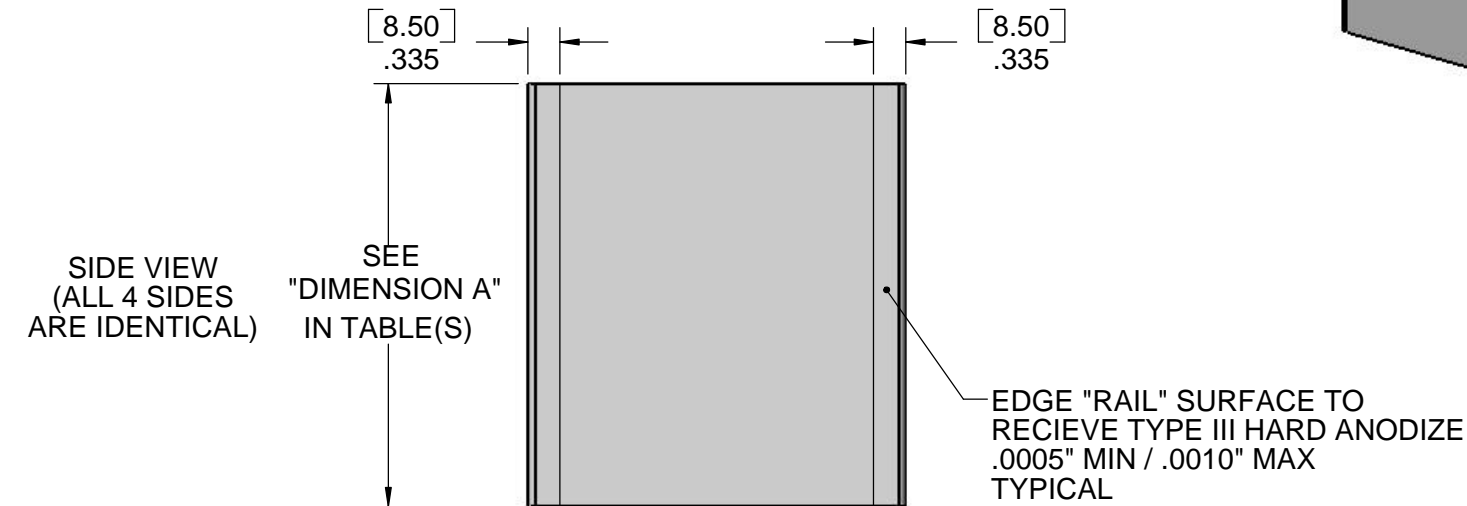


CubeSat OVERALL LENGTH

"with ADACS" and External Payload TABLE (INTEGRATED WITH CSK CHASSIS SIZE)

	.5U	1U	1.5U
3U	[203.45] 8.010	[146.73] 5.777	[89.98] 3.543
2U	[89.98] 3.543		

PAYLOAD "DIMENSION A"

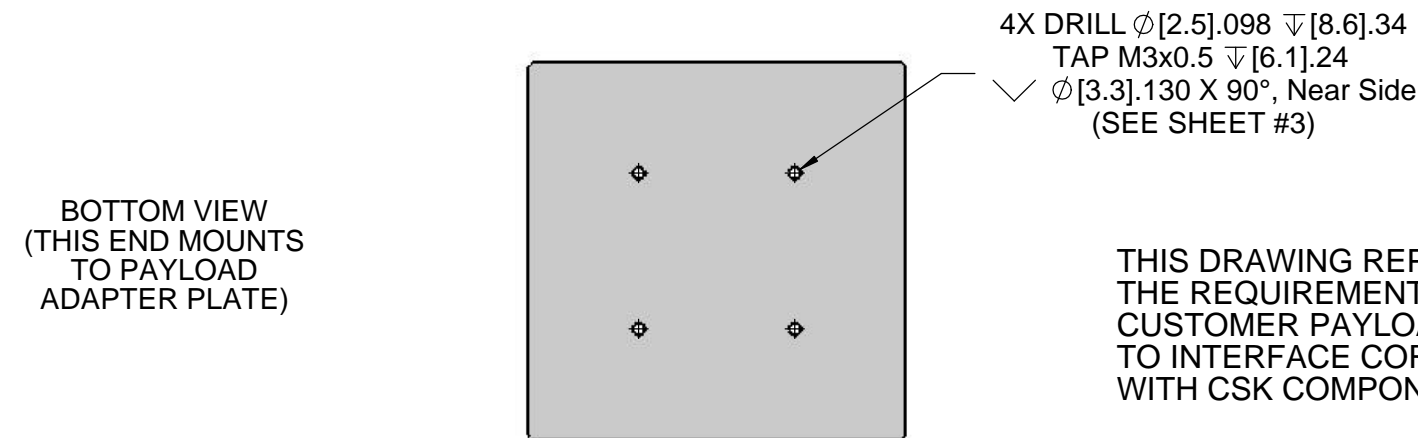


CubeSat OVERALL LENGTH

External Payload TABLE (INTEGRATED WITH CSK CHASSIS SIZE)

	.5U	1U	1.5U	2U
3U	[282.22mm] 11.111	[225.47mm] 8.877	[168.72mm] 6.406	[111.97mm] 4.408
2U	[168.72mm] 6.406	[111.97mm] 4.408	[55.22mm] 2.174	
1.5U	[111.97mm] 4.408	[55.22mm] 2.174		
1U	[55.22mm] 2.174			

PAYLOAD "DIMENSION A"



THIS DRAWING REPRESENTS THE REQUIREMENTS FOR THE CUSTOMER PAYLOAD, IN ORDER TO INTERFACE CORRECTLY WITH CSK COMPONENTS.

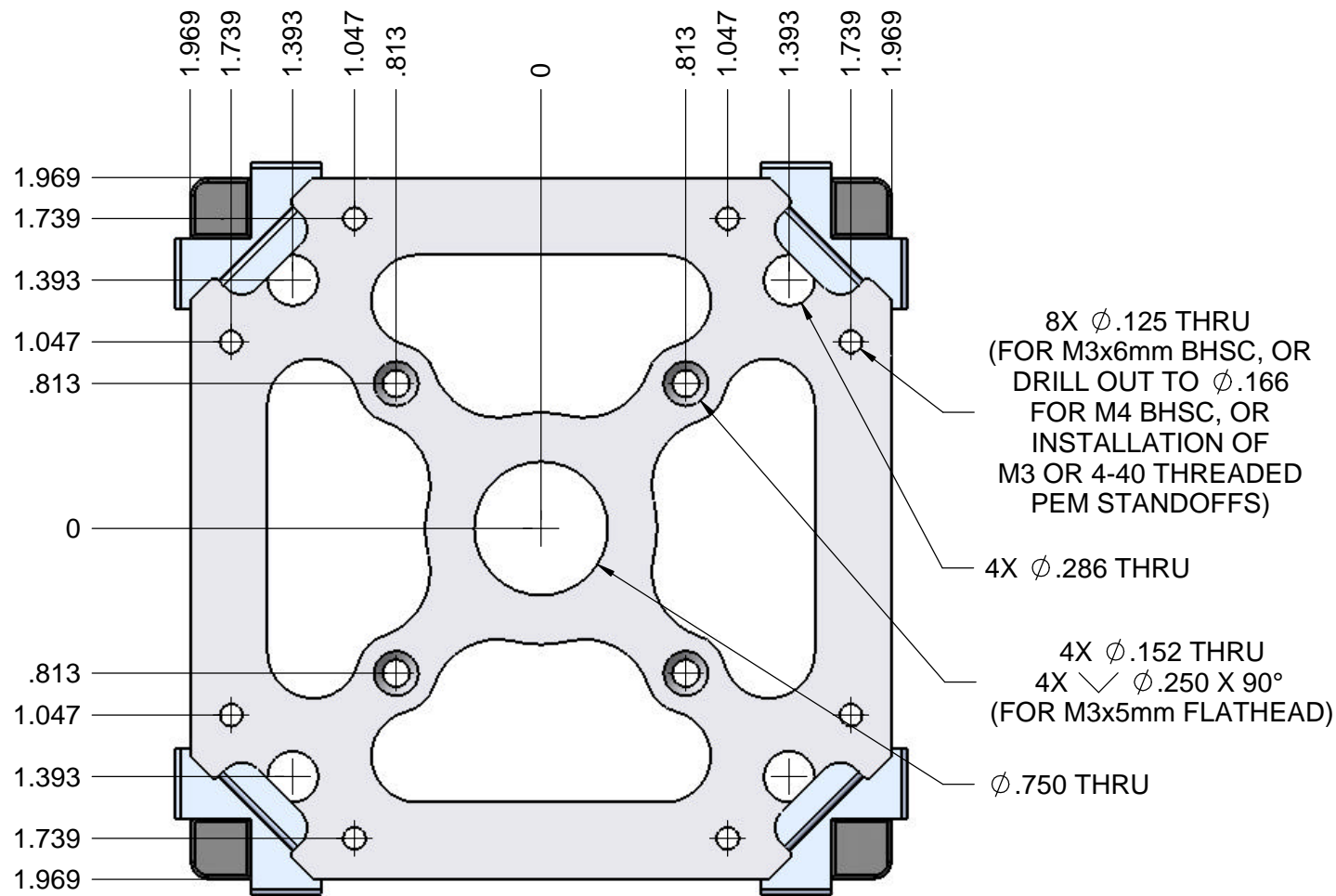
MATERIAL: SEE NOTES	FINISH: SEE NOTES	HEAT TREAT: NONE	WEIGHT:
		750 Naples - San Francisco - CA 94112 (415) 584-6360 ph - (415) 585-7948 fax info@pumpkininc.com	
		<b>EXTERNAL PAYLOAD SPECIFICATION</b>	
DIMENSIONS ARE SHOWN IN [MILLIMETERS] and INCHES TOLERANCES ARE: (in Inches) FRACTIONS DECIMALS ANGLES .X = $\pm$ .030 .XX = $\pm$ .010 $\pm$ 0° 30" .XXX = $\pm$ .005		APPROVALS DRAWN AWR CHECKED QUAL ENG	DATE 10/17/08
CAD GENERATED DRAWING, DO NOT MANUALLY UPDATE		DO NOT SCALE DRAWING	
SCALE 1:2		SIZE B DWG. 703-00XXX	REV A2 SHEET 2 OF 5

**DISCLAIMER**

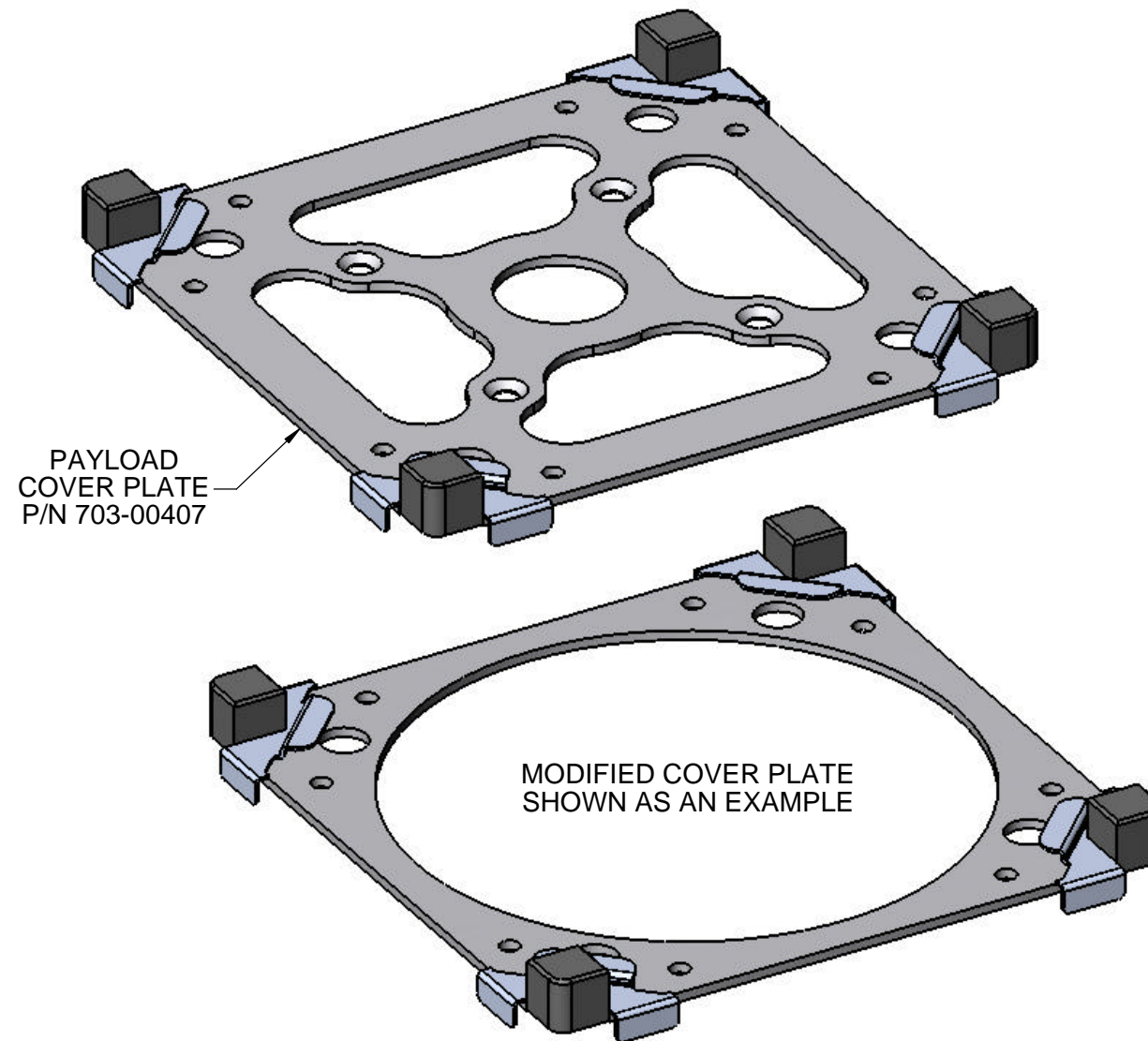
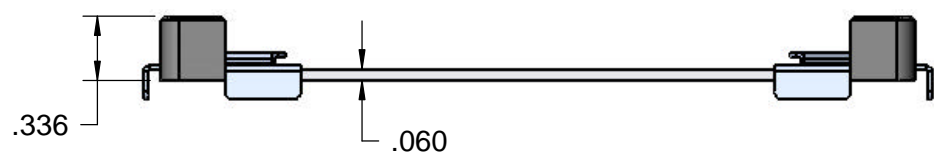
THIS IS A PUBLIC DOCUMENT. Although the information on this drawing are presented in good faith and believed to be correct, **Pumpkin, Inc.** makes no representations or warranties as to the completeness or accuracy of the information contained herein. Information is supplied upon the condition that the persons receiving same will make their own determination as to its suitability for their purposes prior to use. In no event will **Pumpkin, Inc.** be responsible for damages of any nature whatsoever resulting from the use of or reliance upon information from this drawing or the products to which the information refers. The specifications of the products manufactured by Pumpkin, Inc. that are featured in this publication may be changed without notice.

**REVISION HISTORY**

REV	LOC	DESCRIPTION	DATE	APP'VD
A1		NEW SHEET ADDED	10/17/2008	AWR
A2	C5	CHANGED MOUNTING HOLE CALLOUT	10/22/2008	AWR



PAYLOAD COVER PLATE  
P/N 703-00407  
REFERENCE SKETCH



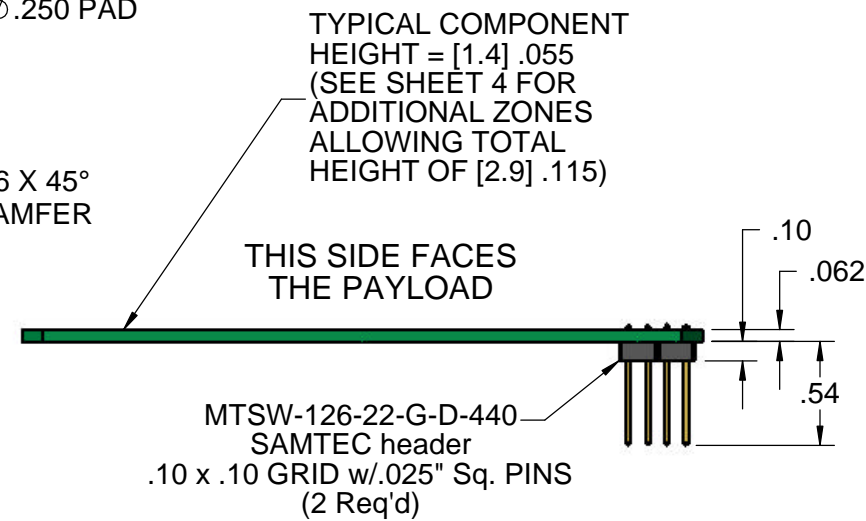
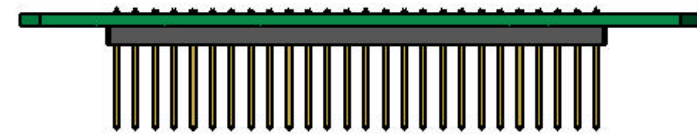
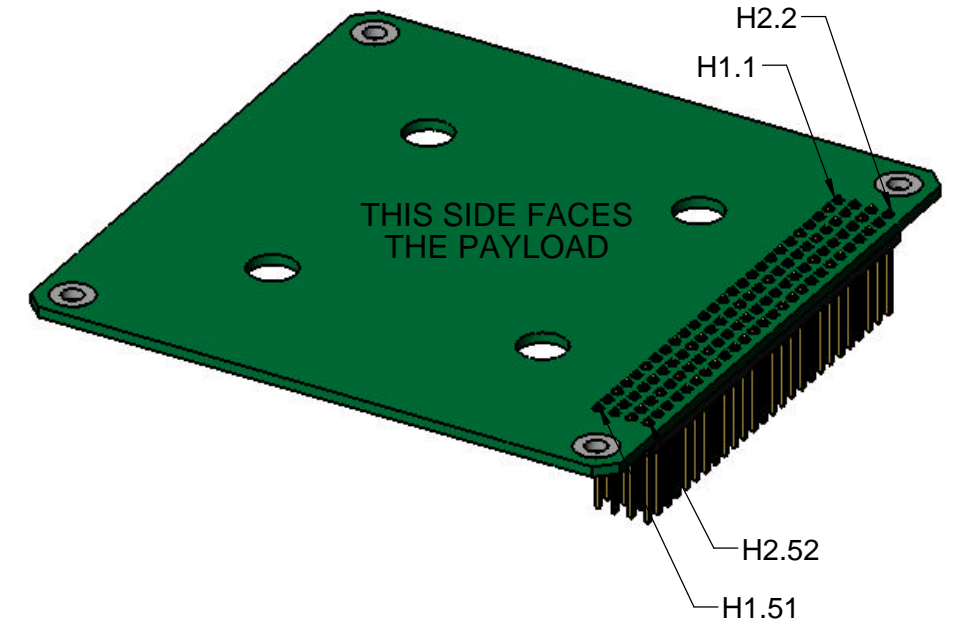
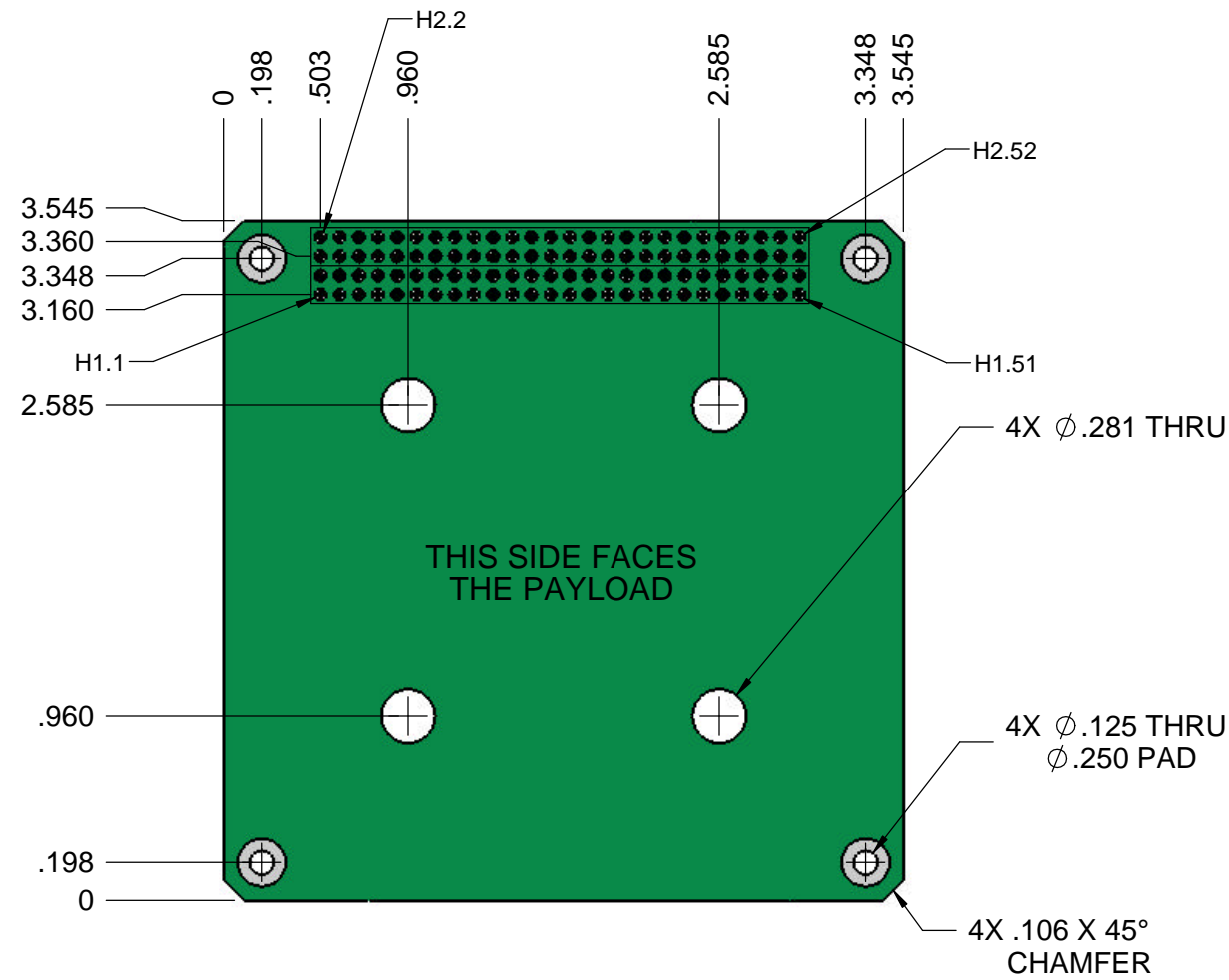
MATERIAL: SEE NOTES	FINISH: SEE NOTES	HEAT TREAT: NONE	WEIGHT:
		750 Naples - San Francisco - CA 94112 (415) 584-6360 ph - (415) 585-7948 fax info@pumpkininc.com	
DIMENSIONS ARE SHOWN IN [MILLIMETERS] and INCHES TOLERANCES ARE: (in Inches) FRACTIONS    DECIMALS    ANGLES .X = $\pm$ .030 .XX = $\pm$ .010 $\pm$ 0° 30" .XXX = $\pm$ .005		APPROVALS DRAWN AWR CHECKED QUAL ENG	DATE 10/17/08
CAD GENERATED DRAWING, DO NOT MANUALLY UPDATE DO NOT SCALE DRAWING		TITLE <b>PAYLOAD COVER PLATE, INTERFACE SPECIFICATION</b>	SIZE B DWG. 703-00XXX REV A2
SCALE 1:1		SHEET 3 OF 5	


**DISCLAIMER**

THIS IS A PUBLIC DOCUMENT. Although the information on this drawing are presented in good faith and believed to be correct, **Pumpkin, Inc.** makes no representations or warranties as to the completeness or accuracy of the information contained herein. Information is supplied upon the condition that the persons receiving same will make their own determination as to its suitability for their purposes prior to use. In no event will **Pumpkin, Inc.** be responsible for damages of any nature whatsoever resulting from the use of or reliance upon information from this drawing or the products to which the information refers. The specifications of the products manufactured by Pumpkin, Inc. that are featured in this publication may be changed without notice.

**REVISION HISTORY**

REV	LOC	DESCRIPTION	DATE	APP'VD

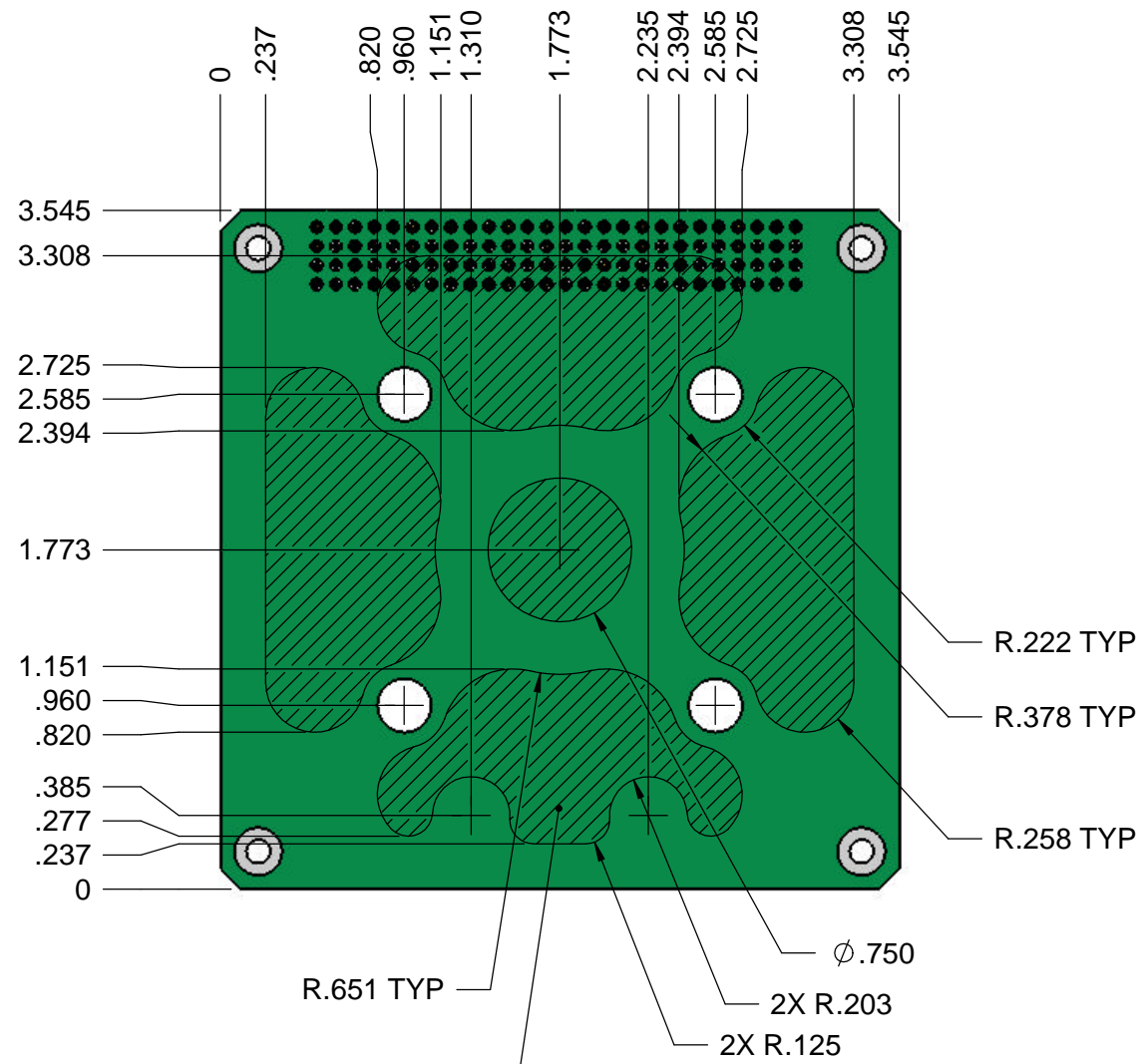


MATERIAL: SEE NOTES		FINISH: SEE NOTES		HEAT TREAT: NONE		WEIGHT:			
				750 Naples - San Francisco - CA 94112 (415) 584-6360 ph - (415) 585-7948 fax info@pumpkininc.com					
				DIMENSIONS ARE SHOWN IN INCHES TOLERANCES ARE: FRACTIONS    DECIMALS    ANGLES .X = ± .030 .XX = ± .010    ± 0° 30" .XXX = ± .005		APPROVALS DRAWN AWR CHECKED QUAL ENG		DATE 10/17/08	
CAD GENERATED DRAWING, DO NOT MANUALLY UPDATE				DO NOT SCALE DRAWING				SIZE B    DWG. <b>703-00XXX</b> REV A2	
SCALE 1:2				SHEET 4 OF 5					

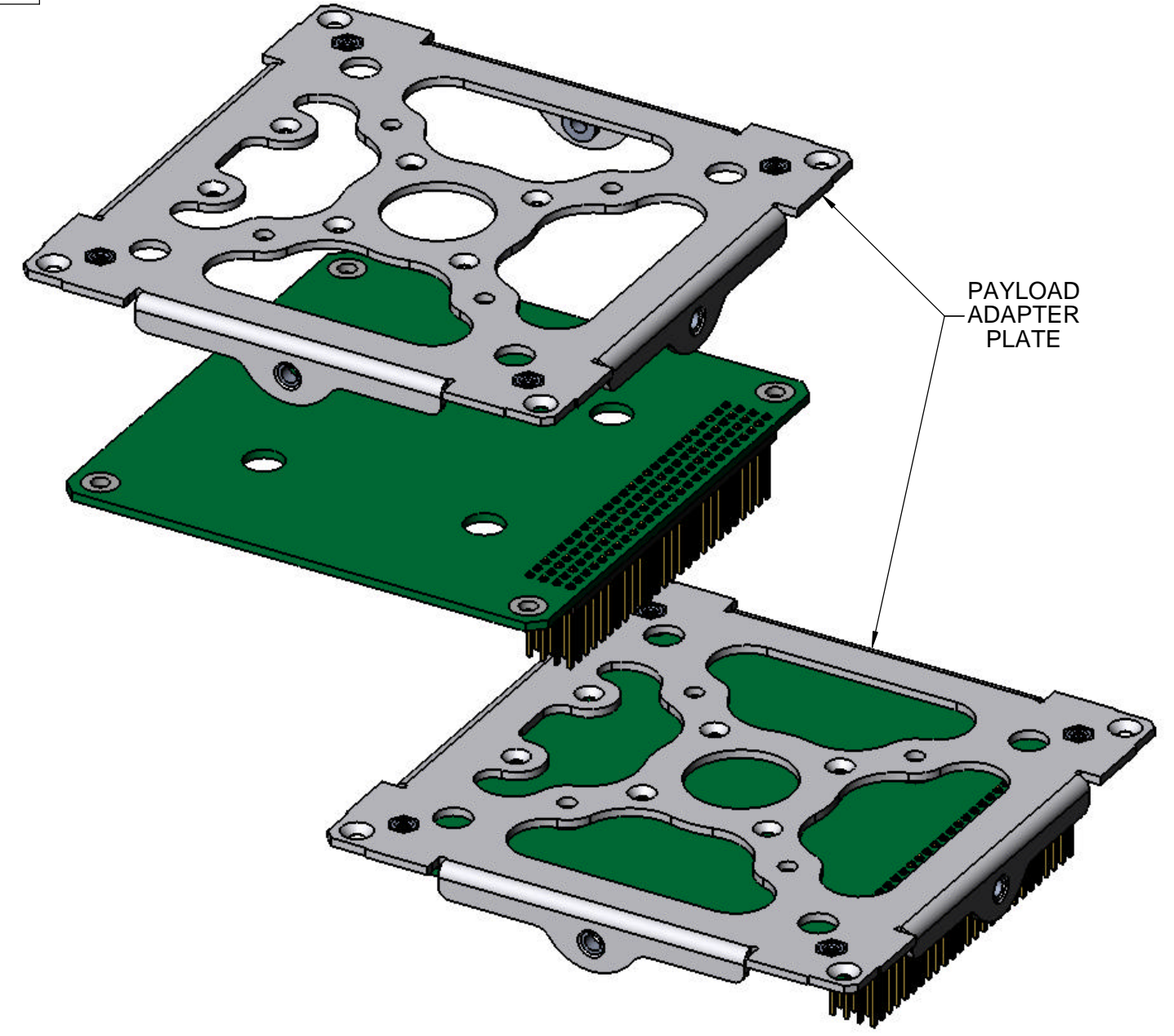
**DISCLAIMER**

THIS IS A PUBLIC DOCUMENT. Although the information on this drawing are presented in good faith and believed to be correct, **Pumpkin, Inc.** makes no representations or warranties as to the completeness or accuracy of the information contained herein. Information is supplied upon the condition that the persons receiving same will make their own determination as to its suitability for their purposes prior to use. In no event will **Pumpkin, Inc.** be responsible for damages of any nature whatsoever resulting from the use of or reliance upon information from this drawing or the products to which the information refers. The specifications of the products manufactured by Pumpkin, Inc. that are featured in this publication may be changed without notice.

REVISION HISTORY				
REV	LOC	DESCRIPTION	DATE	APP'VD



NOTE: SHADED ZONES, ALLOW FOR ADDITIONAL .06" OF COMPONENT HEIGHT.



MATERIAL: SEE NOTES	FINISH: SEE NOTES	HEAT TREAT: NONE	WEIGHT:
		750 Naples - San Francisco - CA 94112 (415) 584-6360 ph - (415) 585-7948 fax info@pumpkininc.com	
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN INCHES TOLERANCES ARE: FRACTIONS DECIMALS ANGLES .X = ± .030 .XX = ± .010 ± 0° 30" .XXX = ± .005		APPROVALS DRAWN AWR CHECKED QUAL ENG	DATE 10/17/08
CAD GENERATED DRAWING, DO NOT MANUALLY UPDATE		DO NOT SCALE DRAWING	TITLE <b>PAYLOAD ADAPTER PCB SPECIFICATION</b> SIZE B DWG. 703-00XXX REV A2 SCALE 1:1 SHEET 5 OF 5

## B. Subsistema de comunicaciones

1. Esquemáticos del subsistema de comunicaciones. A continuación se presentan los esquemáticos diseñados para implementar el subsistema de comunicaciones. Se realizaron dos diseños de esquemáticos. Los primeros esquemáticos representan los circuitos utilizados para construir el prototipo del subsistema de comunicaciones desarrollado durante esta fase del proyecto y los cuales fueron utilizados para realizar las pruebas de funcionamiento del mismo. Luego, los siguientes esquemáticos representan el diseño final del subsistema de comunicaciones, el cual se pretende implementar en futuras fases del proyecto.

Figura 158. Esquemático del módulo de evaluación del transceptor CC1101.

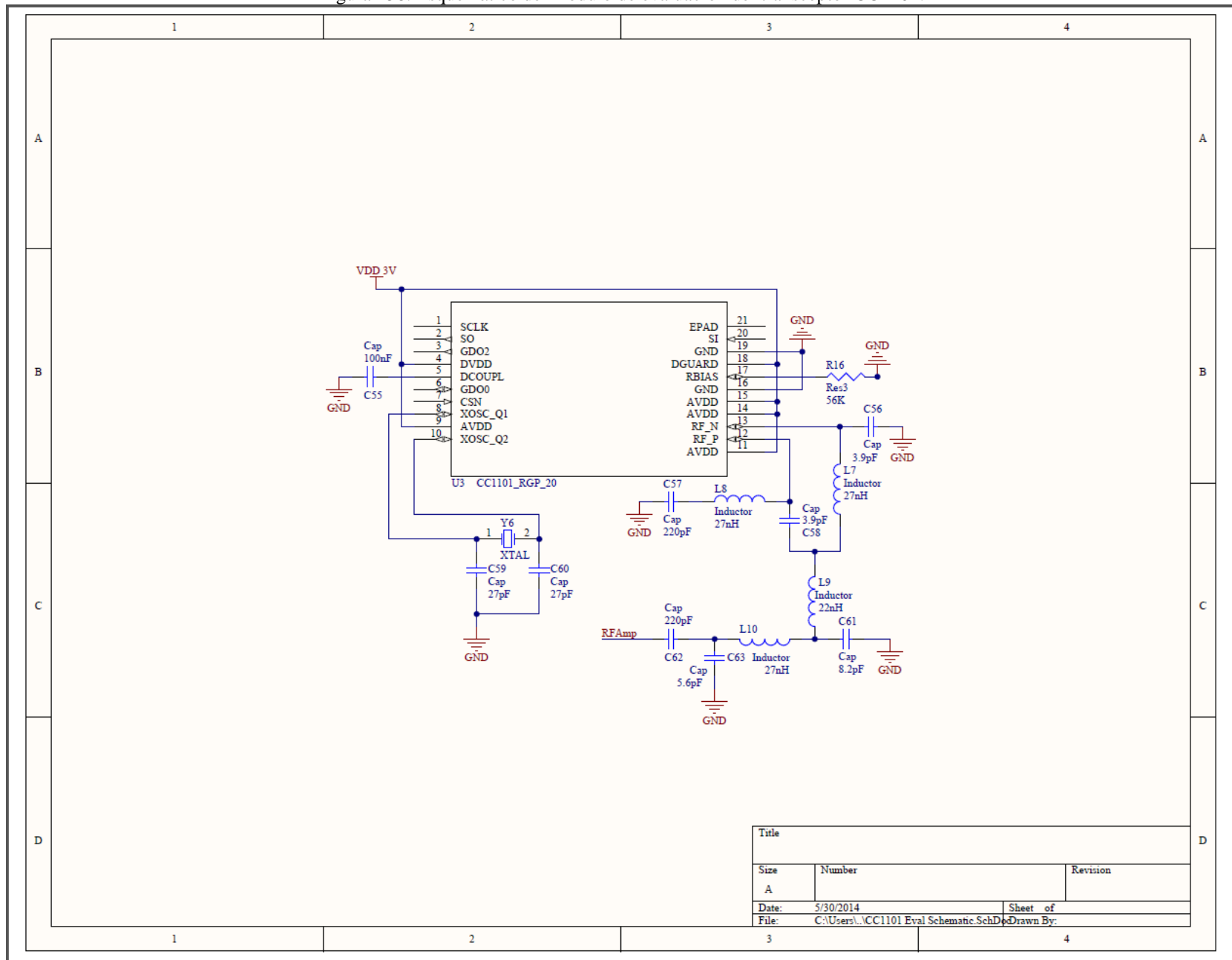


Figura 159. Esquemático del prototipo del subsistema de comunicaciones construido.

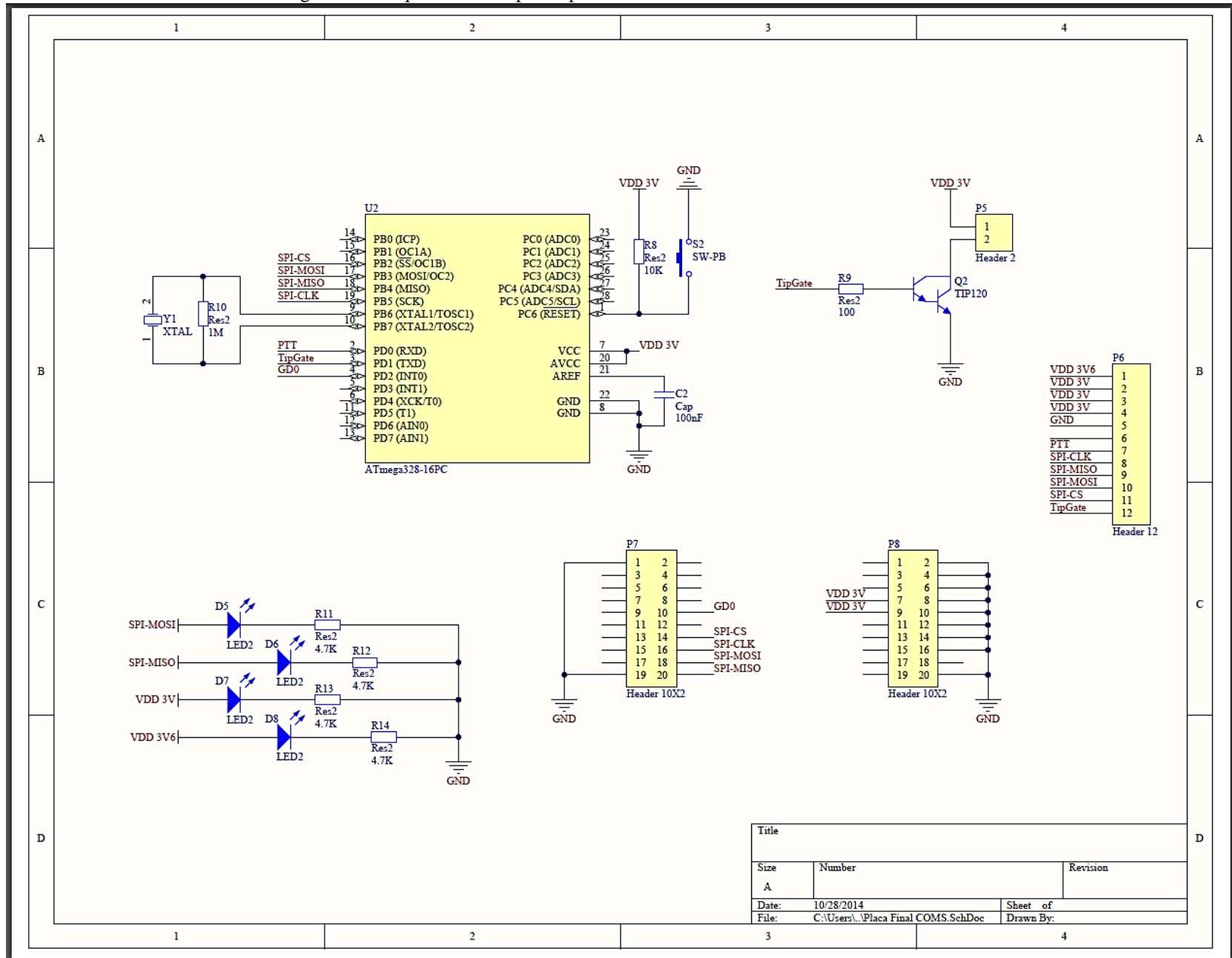
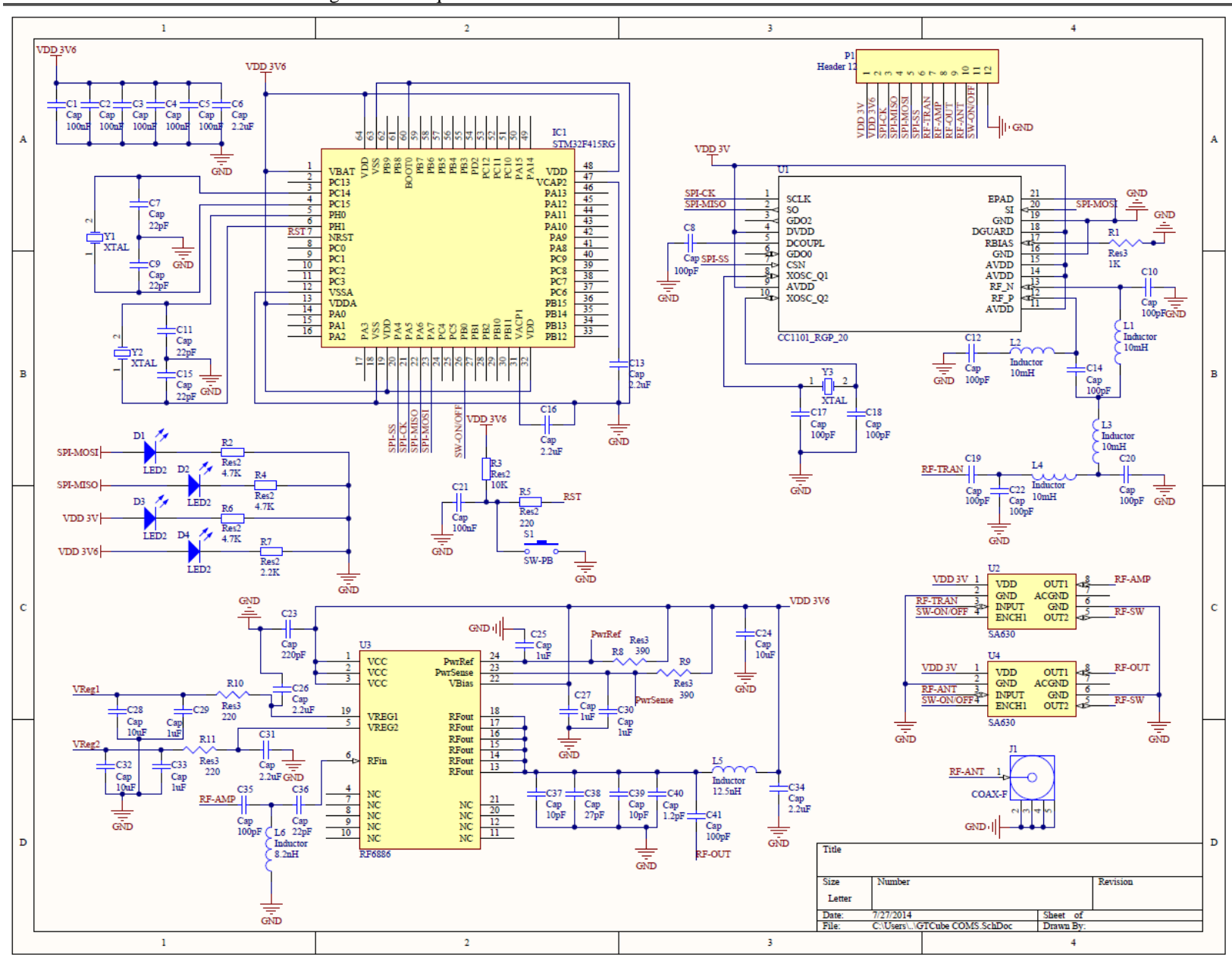


Figura 160. Esquemático del diseño final del subsistema de comunicaciones.



## C. ADCS

### 1. Código utilizado para implementar el sistema de control

```
//AUTHORS: Juan Carlos Molina Castejon / Juan Jose Paiz
//Description: Code for Teensy 3.1 to retrieve data from CH Robotics UM6r2 IMU and control a BLDC motor using
PWM output.
//Version #8: New function for smooth start, stop and inversion of motor.
//UM6 Settings: Broadcast mode disabled, baud rate set to 115200 baud.

/////////////////////////////////////////////////////////////////
#define BAUD 115200          //UM6 serial baud rate
#define REG_GYRO_PROC_Z 0x5D //Z- axis processed angular rate
#define REG_EULER_PSI 0x63 //Yaw angle (z-axis)
#define ANGLE_SCALE_FACTOR 0.0109863 //Covert euler data to degrees
#define GYRO_SCALE_FACTOR 0.0610352 //Convert gyro data to degrees per second

/*PT byte we're sending out...*/
#define PT_HAS_DATA 0x80 //10000000 (Has Data = 1: write operation)
#define PT_READ_ONLY 0x00 //00000000 (Has Data = 0; Is Batch = 0; Batch length = 0)

#define UM6Data Serial1 //Name of the Hardware serial used to interface the UM6-IMU
#define PUERTO Serial //Definir el puerto que se usa como salida de datos
#include <TimerOne.h>

#define RESTART_ADDR 0xE00ED0C
#define READ_RESTART() (*(volatile uint32_t *)RESTART_ADDR)
#define WRITE_RESTART(val) (*(volatile uint32_t *)RESTART_ADDR) = (val)

/////////////////////////////////////////////////////////////////
//IntervalTimer sampling;

const int ledPin = 13;
const int motorPin = 6;
const int directionPin = 5;
int angulo_REF = 0;
int motorPWM = 0, serialPWM = 0, deltaPWM = 0, incremento = 0;
```



```

void loop(){

    SAMPLE_UM6:
    switch (feedback){
        case false:
            //Request Euler Angle Data
            poll_UM6(PT_READ_ONLY, REG_EULER_PSI);
            poll_UM6(PT_READ_ONLY, REG_EULER_PSI);
            //poll_UM6(PT_READ_ONLY, REG_EULER_PSI);
            read_UM6_REG(REG_EULER_PSI,PT_HAS_DATA, yaw_angle, reserved); //Needs to be called before
being used in the 'if' statement.
            break;
        case true:
            //Request Angular Rate Data
            poll_UM6(PT_READ_ONLY, REG_GYRO_PROC_Z);
            poll_UM6(PT_READ_ONLY, REG_GYRO_PROC_Z);
            //poll_UM6(PT_READ_ONLY, REG_GYRO_PROC_Z);
            read_UM6_REG(REG_GYRO_PROC_Z,PT_HAS_DATA, gyro_z, reserved); //Needs to be called before
being used in the 'if' statement.
            break;
    }
    digitalWrite(ledPin,HIGH);
    // Comienza el retardo de muestreo (minimo 10 ms)
    Timer1.restart();    //poner el timer en 0
    bandera_Delay = false; //reiniciar bandera
    Timer1.start();    //iniciar el timer
    if(PUERTO.available()){
        ingresoDatos(); //Actualizar angulo de referencia
    }
    //PUERTO.print(angulo_REF);
    //PUERTO.println("+");
    serialPWM = SistemaControl(psi.in, angulo_REF, dzdt.in); // Ejecutar la logica y actualizar la variable de control
    //PUERTO.print(motorPWM);
    //PUERTO.print("*");
    control_Motor();
    analogWrite(motorPin, motorPWM);    // Actualizar la señal de control

```

```

while (bandera_Delay==false){
  //No hacer nada hasta que termine el retardo
}
// Actualizar el valor en la salida justo despues del retardo
if (psi.in < 0)    // Ajustar el valor a 0-360
  psi.in += 360;
//PUERTO.print(psi.in);
//PUERTO.print(",");
//PUERTO.print(dzdt.in);
//PUERTO.print(",");
digitalWrite(ledPin,LOW);
switch (feedback){
  case false:
    if (read_UM6_REG(REG_EULER_PSI,PT_HAS_DATA, yaw_angle, reserved)){
      psi.in = (yaw_angle*ANGLE_SCALE_FACTOR);    //Convert to deg°
      feedback = true;
    }
    break;
  case true:
    if (read_UM6_REG(REG_GYRO_PROC_Z,PT_HAS_DATA, gyro_z, reserved)){
      dzdt.in = gyro_z*GYRO_SCALE_FACTOR;    //Convert to deg/s
      feedback = false;
    }
    break;
  default: goto SAMPLE_UM6;
}
} //end main loop

////////////////////////////////////////// FUNCIONES ////////////////////////////////////////////

void timer1_Delay(){
  bandera_Delay = true;
}

void flushPUERTO(){
  int blank = 0;
  while (PUERTO.available()){

```

```

    blank = PUERTO.read(); // vaciar el buffer del wixel
}
}

void control_Motor(){
    deltaPWM = abs(serialPWM-motorPWM);
    if (deltaPWM < 10)
        incremento = (deltaPWM);
    if (deltaPWM >= 10)
        incremento = (deltaPWM)*(0.1);
    if (deltaPWM >= 100)
        incremento = (deltaPWM)*(0.01);
    if (deltaPWM >= 1000)
        incremento = (deltaPWM)*(0.001);
    if (serialPWM > motorPWM | !cambio_giro) { //acelerar el motor
        if (motorPWM < serialPWM)
            motorPWM += incremento;
        else
            motorPWM = serialPWM;
    }
    if (serialPWM < motorPWM | !cambio_giro) { //frenar el motor
        if (motorPWM > serialPWM)
            motorPWM -= incremento;
        else
            motorPWM = serialPWM;
    }
    //Verificar bandera de cambio de giro
    if (cambio_giro){
        motorPWM -= 100; //Valor frenado
        if (motorPWM <= 0){
            if (sentido_giro == HIGH)
                digitalWrite(directionPin, LOW);
            else if (sentido_giro == LOW)
                digitalWrite(directionPin, HIGH);
            cambio_giro = false;
            motorPWM = 0;
        }
    }
}

```

```

}
}

void ingresoDatos(){
    boolean inicio = true; //bandera para sebar si es primer caracter
    int inByte = 0;
    int angulo_TEMP = angulo_REF; //Variable temporal para rescatar el angulo
    angulo_REF = 0;
    while (1){
        inByte = PUERTO.read();
        //Salir si es cracter para fin de transmision
        if (inByte == 'X')
            break;
        //Causar un reinicio en software
        if (inByte == 'R')
            WRITE_RESTART(0x5FA0004);

        if ((inByte >= '0') && (inByte <= '9')){
            //Guardar los bytes entrantes
            if (inicio){
                angulo_REF += (inByte-48); //No multiplicar por 10 al primer valor
                inicio = false;
            } else {
                angulo_REF = angulo_REF*(10)+(inByte-48);
            }
        }
    }
    if (angulo_REF > 360)
        angulo_REF = angulo_TEMP; //Si el angulo ingresado es invalido, guardar el anterior
}

int SistemaControl(int angulo_OUT, int angulo_IN, int vel_Angulo){
    int salidaControl = 0;
    int lim_inf = 300; //default

    //Para ajustar la mitad del circulo dependiendo del angulo de referencia
    ref_180 = 180 + angulo_IN;

```

```

// Si la mitad del circulo pasa los 360, se le resta 360 para iniciar en 0.
if (ref_180 > 360){
  ref_180 = ref_180 - 360;
}

error = angulo_IN - angulo_OUT;//Resta entre la retroalimentacion y la referencia
//error *= 10;

if (error > 0){
  if (sentido_giro == true) //Para activar el cambio de giro
    cambio_giro = true;
  sentido_giro = false;
  //salidaControl = map(error, 0, 180, 300, 1000);// coloca el error en un rango de PWM
  error *= 1;
}

if (angulo_OUT > ref_180){
  if (sentido_giro == true) //Para activar el cambio de giro
    cambio_giro = true;
  error = 360 + error; //por el cambio de direccion y que no queden valores mayores a 180 el error es negativo
  sentido_giro = false;
  error *= 1;
}

if(error < 0) {
  if (sentido_giro == false) //Para activar el cambio de giro
    cambio_giro = true;
  error = abs(error); //dejar la solo la magnitud
  sentido_giro = true;
  error *= 1;
  lim_inf = 575;
}

error += (vel_Angulo)*(1);
//salidaControl = constrain(error, 300, 1945);
PUERTO.print(error);
PUERTO.print(",");
salidaControl = map(error, 0, 180, lim_inf, 1945);// coloca el error en un rango de PWM

```

```

if (salidaControl==lim_inf){
    salidaControl=0;// lo minimo para que se mueva el motor es de 300 el PWM
}
return salidaControl;
}

//This void function makes a request for a packet from the IMU
void poll_UM6(byte Packet_Type, byte Address){
    //PUERTO.print("\nPolling the UM6...\n");

    //The checksum consists of the summation of all the bytes being sent out, and it is used to verify that the data
    coming in or going out is legitimate.
    byte chksum0 = 0, chksum1 = 0;
    unsigned int chksum = 0;

    chksum = 's' + 'n' + 'p' + (Packet_Type) + Address; //Serial Packet = 'snp' + paket type + address
    chksum1 = chksum >> 8;    //save first byte of the cheksum
    chksum0 = chksum & 0xFF;    //save second byte of the cheksum

    //Send packet to request a read operation from the X and Y axis rate gyros:
    UM6Data.write('s');
    UM6Data.write('n');
    UM6Data.write('p');
    UM6Data.write(Packet_Type);
    UM6Data.write(Address);
    UM6Data.write(chksum1);
    UM6Data.write(chksum0);
} //end poll_UM6_gyro

//This boolean function reads the incoming packet from the IMU and stores the data bytes.
//It returns 'true' if succesfull or 'false' if there was communications error.
boolean read_UM6_REG(byte Address, byte packetType,int &regData_1,int &regData_2){
    //PUERTO.print("Attempting to read IMU...\n");
    unsigned int temp = 0, chksum = 0;
    int data[4] = {0};
    unsigned long data_sum = 0;

```

```

byte blank = 0, checksum1 = 0, checksum0 = 0;

regData_1 = 0;
regData_2 = 0;

//If there's data in the serial temp register and we haven't finished retrieving data...
if ((UM6Data.available()>0)){
    temp = UM6Data.read();
    if ((temp == 's')){
        temp = UM6Data.read();
        if ((temp == 'n')){
            temp = UM6Data.read();
            if ((temp == 'p') {
                temp = UM6Data.read();
                // Verify the PT byte in the response packet
                if (temp == (packetType & B11111101)){
                    temp = UM6Data.read();
                    if (temp == Address) {
                        // Verify if the packet contains data (HasData bit set)
                        if ((packetType & B10000000) != 0){
                            //Save the incoming data bytes
                            for (byte i = 0; i < 4; i++) {
                                data[i] = (UM6Data.read());
                                //PUERTO.print(data[i], BIN);
                                //PUERTO.println(",");
                                data_sum += data[i];
                            }
                        }
                    }
                }
                //Save the 2 checksum bytes sent from UM6
                checksum1 = UM6Data.read();
                checksum0 = UM6Data.read();
                checksum = (checksum1 << 8) | checksum0;
                // Verify the received data for communication errors using checksum result:
                if (checksum == ('s' + 'n' + 'p' + (packetType) + Address + data_sum)){
                    //PUERTO.println("Checksum is good. Returning true!");
                    //Store the received data in 16-bit variables
                    regData_1 = int16_t((data[0] << 8)|data[1]);

```



```
else {  
  //PUERTO.println("Unexpected error.");  
  return false;  
}  
} //end read_UM6_gyro
```

## 2. Código de MATLAB® utilizado para la toma de datos

```

%% Desconectar y borrar todos los instrumentos y variables
clear all
instrreset
%% Variables
Tsample = 0.01;
num_datos = 5000;
X = linspace(Tsample,(num_datos*Tsample),num_datos);
reverseStr = "";
buffer = 512 % tamaño del buffer en bytes
datos = zeros(1,num_datos);

%% Crear objeto Serial y abrir conexion
wixel = serial('COM13','BaudRate',115200,'DataBits',8,'StopBits',1,'Parity','none','FlowControl','none');
fopen(wixel);
% Verificar que no se haya quedado abierto
if wixel.BytesAvailable > 0
    fprintf(wixel,'%s','R'); % enviar caracter de RESET
    % Vaciar el buffer
    flushinput(wixel);
end

%% Principal
%prompt = 'Ingresar cualquier valor para comenzar: ';
%inicio = input(prompt,'s');

while 1
    prompt = 'Ingresar el Angulo de Referencia 0-360 /Salir con ENTER: ';
    angulo = input(prompt,'s');
    if isempty(angulo)
        break; %salir si no se escribio nada
    end

    fprintf(wixel,'%s','S'); % iniciar el sistema

```

```

% Esperar que empiece la comunicacion
disp('Esperando ingreso de datos...');
while wixel.BytesAvailable == 0
    % Esperar a que se reciban datos del puerto serial
end

disp('Recibiendo datos...');

for i = 1:num_datos
    if (i==(num_datos/3))
        % Enviar el angulo ingresado al puerto serial
        fprintf(wixel,'%s',angulo);
        fprintf(wixel,'%s','X'); % fin de transmision
    end
    valor = 0;
    signo = 1;
    for j = 1:5
        ascii = fscanf(wixel,'%c',1); % leer un caracter
        if ascii == ','
            break; % si el caracter es una coma salir
        else
            valor=(valor*10)+(str2double(ascii));
        end
    end
    if valor > 180
        datos(1,i) = valor-360;
    else
        datos(1,i) = valor;
    end
end
fprintf(wixel,'%s','R'); % Resetear sistema
archivo = datestr(now,'mm-DD_HH-MM.txt');
% Graficar los datos muestreados
figure('Name',archivo);

%stem(X,datos);

```

```
stairs(X, datos)
%Exportar los datos a un archivo de texto
csvwrite(archivo,datos);

% Guardar datos hasta que se vacíe al buffer
if wixel.BytesAvailable > 0
    % Vaciar el buffer
    flushinput(wixel);
end
end

fprintf(wixel,'%s','R'); % enviar caracter de RESET

% Cerrar la coneccion y borrar el objeto
fclose(wixel);
delete(wixel);
clear wixel;
```

#### D. Estudio de factibilidad

1. Guatemala: Valor (FOB) de las exportaciones por producto de la industria agropecuaria  
(Según clasificación del Banco de Guatemala. Comercio General Años: 2002-2013)

**GUATEMALA: VALOR (FOB) DE LAS EXPORTACIONES POR PRODUCTO DE LA INDUSTRIA AGROPECUARIA (Según clasificación del Banco de Guatemala)**

COMERCIO GENERAL												
INDUSTRIAS AGROPECUARIAS	911,836,777	959,671,208	1,045,385,185	1,227,558,479	1,281,687,690	1,670,409,525	1,864,034,250	2,018,193,714	2,160,860,234	2,979,644,935	2,667,163,230	2,636,519,216
AJO	163,763	157,940	119,466	226,808	236,220	265,430	334,264	303,516	264,427	178,689	191,226	134,462
ALGODON	0	731,778	1,446,467	1,134,898	20,696	52,321	111,594	79,568	110,019	2,749	107,219	0
ANIMALES VIVOS DE GANADERIA	214,968	666,149	273,713	1,539,915	415,067	1,120,629	678,701	964,166	1,708,083	4,533,413	320,801	310,387
ANIMALES VIVOS DIVERSOS	50,181	33,399	30,474	39,211	10,585	30,803	66,853	65,396	15,821	12,665	15,720	29,064
ARROZ	544,917	590,376	449,543	1,089,533	1,731,182	2,572,948	3,484,772	2,159,828	1,538,837	1,173,874	1,362,870	444,182
AVES DE CORRAL VIVAS	262,072	493,180	678,521	994,815	1,744,240	2,488,537	668,294	723,332	620,301	637,719	943,865	1,591,987
BANANO	216,282,870	209,981,625	229,701,166	238,100,247	216,807,615	300,223,513	317,099,679	414,790,473	353,261,755	475,322,288	499,847,283	623,435,248
BULBOS, RAICES Y PLANTAS ORNAMENTALES	30,333,466	35,926,584	35,060,546	38,784,915	40,318,524	43,053,071	38,914,509	42,511,677	47,132,955	46,777,577	55,100,506	66,898,542
CACAO	17,961	54,217	4,604	79,634	30,899	30,770	64,504	12,698	38,208	23,176	19,082	38,377
CAFE	261,779,986	299,404,016	328,015,324	464,146,638	463,973,135	577,349,523	646,213,296	582,283,049	713,879,975	1,174,188,674	958,113,268	714,522,680
CARDAMOMO	93,293,519	78,885,216	73,829,838	70,370,148	83,440,519	137,053,415	207,989,641	304,057,220	308,101,589	296,892,343	250,346,642	217,480,626
CAUCHO NATURAL (HULE)	34,165,384	44,361,858	72,078,610	81,836,857	120,967,560	153,280,806	200,812,314	136,741,389	233,326,132	397,350,344	295,021,868	239,473,717
CEBOLLA	3,329,279	3,598,555	3,747,213	3,741,868	4,567,147	4,495,306	3,885,866	5,968,233	4,673,040	4,943,438	4,184,765	4,475,709
CEREALES DIVERSOS (CENTENO, CEBADA, AVENA, SORGO, ETC)	529,557	495,155	894,111	1,034,760	1,130,765	1,320,251	1,132,978	1,043,024	670,963	853,379	313,939	173,510
ESPECIAS	1,032,537	988,955	1,069,910	1,071,850	1,084,427	1,383,177	1,378,948	1,441,503	2,193,176	3,100,952	2,255,211	2,785,036
FLORES Y FOLLAJES	25,403,428	25,500,610	24,939,023	25,343,433	25,118,115	27,178,715	28,302,754	25,094,864	27,142,716	30,528,808	29,963,457	29,850,395
FRIJOL	1,731,564	1,291,325	1,938,008	3,360,167	2,687,700	3,511,761	6,777,517	8,150,781	11,442,506	17,749,918	31,626,534	40,419,501
FRUTAS FRESCAS, SECAS O CONGELADAS	79,558,950	83,981,842	92,697,853	105,861,055	130,471,855	175,237,866	142,426,541	194,289,372	166,592,689	193,116,652	204,886,631	303,426,612
HUEVOS DE AVES	371,863	74,250	377,540	780,739	646,395	647,391	282,330	415,782	180,091	574,862	0	56,793
LEGUMBRES Y HORTALIZAS	63,540,250	72,044,016	82,458,884	86,122,790	90,351,182	120,677,570	142,094,229	143,265,797	123,707,444	149,949,694	159,147,838	150,602,732
MAIZ	3,977,689	3,602,095	7,816,960	7,710,715	8,968,115	9,433,162	13,813,422	8,061,266	9,337,320	8,528,235	3,349,385	4,862,296
MANZANA	918,050	439,377	612,945	630,485	393,507	410,624	306,013	404,353	265,838	258,099	222,044	249,738
MATERIAS VEGETALES	61,045	72,854	78,019	56,746	136,289	145,860	51,838	51,838	51,932	65,562	33,188	44,460
MIEL DE ABEJAS	1,760,387	3,216,957	3,603,804	1,842,322	2,407,875	2,200,634	2,942,104	5,272,724	6,188,668	5,695,391	6,110,822	8,166,832
OTROS PRODUCTOS DEL REINO ANIMAL Y VEGETAL	1,031,614	1,287,950	1,676,372	1,638,050	3,429,394	4,264,971	4,651,341	3,364,300	3,725,286	3,925,064	6,241,561	6,840,012
PAPA	4,005,701	2,787,843	2,690,247	6,483,487	5,325,247	6,288,142	4,846,484	10,988,191	12,071,108	9,458,285	9,761,725	9,297,907
PIMIENTA	637,198	572,074	1,368,361	1,397,935	587,904	1,729,836	755,654	1,293,493	1,488,162	3,182,512	2,949,928	2,573,830
PLANTAS, SEMILLAS Y FRUTAS PARA USO MEDICO Y PERFUMERIA	2,258,842	6,873,337	965,629	1,447,287	1,419,648	3,143,651	4,544,129	3,789,910	4,794,332	7,264,463	6,534,210	6,247,471
PLATANO	23,034,175	26,612,883	19,736,083	23,535,281	16,556,822	23,997,434	26,176,037	27,417,278	27,937,727	33,604,052	33,044,228	42,987,409
SEMILLA DE ALGODON	13,141	1,353	712	0	591	1,245	6,317	1,219	2,394	466	0	0
SEMILLA DE AJONJOLI	25,626,828	27,458,498	22,890,621	26,917,352	24,257,148	26,780,794	22,833,027	32,391,076	33,761,380	28,383,500	30,228,875	49,662,619
TABACO EN RAMA O SIN ELABORAR	31,583,183	23,789,649	29,628,501	26,307,396	29,498,141	36,860,447	35,021,637	52,384,364	51,786,858	52,800,078	56,182,058	83,982,390
TOMATE	3,655,233	3,680,567	3,445,342	3,442,029	2,773,448	2,463,045	4,039,917	8,180,894	12,716,176	28,385,017	18,475,001	24,905,389
TRIGO	608,768	525	971,508	376,702	67,546	646,406	1,202,739	58,699	3,037	97,248	122,643	433,133
YUCA	58,408	24,200	89,267	112,411	112,187	69,471	106,324	172,441	129,289	85,749	138,837	116,170

## 2. Guatemala: Valor (FOB) de las exportaciones por producto de la industria manufacturera (Según clasificación del Banco de Guatemala. Comercio General Años: 2002-2013)

	GUATEMALA: VALOR (FOB) DE LAS EXPORTACIONES POR PRODUCTO DE LA INDUSTRIA MANUFACTURERA (Según clasificación del Banco de Guatemala)												
	COMERCIO GENERAL												
	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	
<b>INDUSTRIAS MANUFACTURERAS</b>	<b>3,031,766,823</b>	<b>3,232,618,456</b>	<b>3,677,754,177</b>	<b>3,760,472,302</b>	<b>4,199,843,707</b>	<b>4,514,837,788</b>	<b>4,891,463,418</b>	<b>4,424,048,552</b>	<b>5,232,885,795</b>	<b>5,729,711,274</b>	<b>6,073,892,445</b>	<b>6,310,097,765</b>	
ABONOS Y FERTILIZANTES	6,296,688	6,717,868	8,700,544	12,931,784	9,617,615	13,379,317	26,885,324	34,261,456	23,488,726	30,367,808	29,513,242	30,234,412	
ACEITE DE CARDAMOMO	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
ACEITE DE CITRONELA	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
ACEITE DE PALMA ROSA	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
ACEITE DE SEMILLA DE ALGODON	19,036	19,036	23,551	24,775	32,821	77,001	84,660	40,207	241	0	0	44,225	
ACEITE DE TE DE LIMON	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
ALIMENTOS PREPARADOS PARA ANIMALES	10,608,992	17,439,568	15,054,993	12,428,385	16,391,152	19,690,385	25,056,801	31,478,217	41,638,437	43,072,598	53,144,343	63,151,616	
APARATOS ELECTROMECANICOS DE USO DOMESTICO	16,800,950	14,371,161	14,470,248	16,710,849	18,255,028	16,977,472	15,869,531	12,136,958	17,071,061	17,025,869	17,452,863	16,587,863	
APARATOS DE REGISTRO Y REPRODUCCION DE SONIDO	69,412	511,557	975,511	812,926	725,677	3,223,065	5,767,428	11,882,890	9,177,880	21,508,726	30,196,139	26,536,557	
APARATOS TRANSMISORES Y RECEPTORES	3,437,406	4,939,490	5,618,238	5,535,274	4,510,155	9,132,133	13,067,819	19,208,393	53,736,544	15,977,719	11,640,048	12,425,476	
ARMAS Y MUNICIONES	440	56,455	86,168	108,754	17,428	56,960	46,244	10,318	39,589	349	8,483	127,930	
ARTICULOS DE VESTUARIO	1,238,175,624	1,389,198,803	1,621,138,338	1,483,135,350	1,524,457,014	1,366,149,025	1,206,005,307	1,022,955,581	1,154,932,235	1,216,409,103	1,189,538,498	1,270,897,053	
ARTICULOS TIPICOS DE MATERIALES TEXTILES	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
AVES DE CORRAL BENEFIADAS	44,327	505,329	326,956	2,169,458	2,705,995	4,612,143	5,975,235	6,236,948	5,468,268	5,846,955	5,882,075	6,159,916	
AZUCAR	227,047,553	212,274,123	188,000,644	236,583,394	298,565,110	358,128,143	378,058,851	507,708,568	726,748,791	648,757,791	803,014,972	841,801,834	
AZUCAROS Y ARTICULOS DE CONFITERIA	13,054,241	13,964,522	22,709,973	29,818,849	38,785,186	49,037,445	51,277,205	42,506,466	47,281,965	62,424,338	67,785,863	72,276,043	
BATERIAS ELECTRICAS	20,137,081	36,441,433	31,002,109	33,985,123	39,696,773	44,476,685	43,308,547	30,353,954	32,250,102	22,884,424	28,782,879	25,204,087	
BEBIDAS LIQUIDAS ALCOHOLICAS Y VINAGRES	42,247,869	54,786,398	61,893,052	91,903,762	108,946,185	137,558,008	206,852,627	185,674,541	199,869,014	222,884,609	321,511,169	338,005,789	
BORRA DE ALGODON (LINTERS)	7,989	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
CAFE SOLUBLE Y MOLIDO	236,174	161,463	292,841	8,358,094	4,738,258	9,298,339	6,384,289	10,666,852	6,638,598	6,805,789	10,934,598	5,575,450	
CAJADO	22,800,745	18,778,101	21,015,959	21,860,958	24,077,538	26,462,203	30,871,306	27,294,964	31,884,211	34,111,434	35,475,814	32,987,573	
CAMARON Y LANGOSTA	28,621,608	40,704,608	38,097,016	24,974,592	39,380,562	47,938,886	55,808,002	48,223,413	43,473,554	48,999,880	56,081,412	59,057,652	
CARNE	2,289,132	1,935,459	3,106,538	5,650,054	6,874,603	6,036,406	6,453,011	5,659,590	14,539,321	18,239,341	15,515,463	5,921,168	
CERAS	28,492,849	17,926,405	18,371,164	23,400,705	33,568,597	26,557,382	26,104,995	24,132,981	27,278,903	27,112,559	40,526,454	38,844,558	
CLAVOS Y TORNILLOS	1,089,790	838,767	856,775	814,265	1,297,513	1,337,371	1,257,843	873,148	1,124,414	969,673	1,094,700	1,136,390	
DE TERCENTES Y ANDENES	81,548,131	85,294,901	81,674,742	74,684,738	84,963,084	108,887,036	132,238,026	116,257,803	131,385,563	151,187,561	154,202,137	168,458,594	
DISCOS, MATRICES Y CINTAS DE GRABACION	2,704,869	1,571,920	791,404	435,605	430,791	226,774	314,129	260,026	209,635	169,217	20,793	146,811	
GLICERINA CRUDA	52,446	22,089	14,203	749	13,771	25,489	58,792	20,311	23,472	23,976	29,171	10,915	
GRASAS Y ACEITES COMESTIBLES	39,831,089	65,976,866	74,124,788	65,867,458	91,217,413	134,948,445	249,150,964	164,444,138	201,259,894	330,947,111	360,978,284	361,835,510	
HARINA DE SEMILLA DE ALGODON	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
HARINAS DE CEREALES	10,020,370	11,437,289	7,932,720	8,204,100	11,242,778	16,175,431	16,882,878	8,032,367	8,887,079	9,451,541	7,467,711	9,150,748	
HERRAMIENTAS ARTICULOS DE CUCHILLERIA	1,116,172	1,879,141	2,805,370	2,916,151	2,094,306	3,176,000	3,920,178	3,869,091	4,128,869	3,943,870	4,871,965	5,209,892	
HILOS E HILAZAS	13,586,222	15,233,422	19,843,832	20,742,834	24,722,728	37,458,434	42,838,098	33,903,019	48,761,476	45,580,920	44,425,330	45,827,963	
INSECTICIDAS, FUNGICIDAS Y DESINFECTANTES	89,593,750	66,701,470	65,015,909	71,844,223	80,070,863	88,537,931	106,189,791	94,880,880	111,629,731	110,437,582	123,598,722	131,941,844	
INSTRUMENTAL MEDICO Y OTROS	9,061,985	11,697,999	18,812,228	16,802,913	28,440,975	26,281,766	22,434,370	19,447,473	16,785,474	22,079,224	27,882,369	27,882,369	
JOYERIA DE FANTASIA	3,777	2,707	6,363	6,133	823	5,799	0	337	439	0	0	0	
JUJUETES, JUEGOS Y ARTICULOS DE RECREO Y DEPORTES	19,853,777	15,454,482	16,440,007	15,293,445	11,844,171	9,502,984	10,407,831	7,105,691	6,804,638	11,757,159	11,627,502	13,082,866	
LAMINA Y ALAMBRE	26,380,865	31,178,714	45,948,824	54,377,181	67,194,863	73,658,837	92,868,542	66,257,375	79,822,115	96,922,101	80,330,748	43,815,853	
LECHE Y OTROS PRODUCTOS LACTEOS	11,842,593	13,102,714	12,434,928	12,682,583	15,389,725	21,052,342	22,570,582	22,509,650	20,376,908	26,196,659	25,063,781	32,672,785	
MADERA EN TROZA	124,971	203,254	176,618	272,600	146,941	394,147	679,640	2,165,431	2,913,070	1,680,656	1,168,083	1,468,134	
MANUFACTURAS DE ALUMINIO	7,567,289	12,450,291	12,133,512	12,900,792	14,486,128	12,294,105	12,042,210	9,157,695	14,629,726	15,312,567	19,543,824	21,046,790	
MANUFACTURAS DE CERAMICA	24,470,810	27,274,613	30,799,096	36,156,481	43,689,039	52,584,533	48,497,241	32,212,019	41,109,265	47,850,685	50,454,086	47,781,176	
MANUFACTURAS DE CUERO	14,894,598	16,813,291	15,966,053	12,285,324	20,294,829	15,078,666	15,009,737	19,479,723	21,613,004	26,234,098	24,403,814	27,357,167	
MANUFACTURAS DE MADERA	35,595,171	40,665,533	43,748,284	48,467,462	46,612,964	66,777,708	62,571,482	49,102,417	45,539,485	55,565,634	57,927,877	64,382,557	
MANUFACTURAS DE PAPEL Y CARTON	79,714,600	73,717,852	87,582,556	83,831,145	110,520,180	130,897,887	135,192,416	140,173,462	167,983,160	205,032,516	208,616,870	235,099,548	
MANUFACTURAS DE PIEDRA, CEMENTO, YESO, ETC	6,869,387	4,819,981	3,828,923	3,868,415	6,848,225	4,304,809	3,842,587	2,852,914	4,698,423	4,605,894	4,605,894	4,468,287	
MANUFACTURAS DE PIEDRAS Y METALES PRECIOSOS Y SEMI PRECIOSOS	50,734,798	29,351,049	33,022,780	32,764,701	36,400,670	28,065,611	26,494,412	37,042,156	32,070,112	23,321,493	25,009,936	20,852,103	
MANUFACTURAS DE PIELS	2,058,021	2,976,440	1,291,399	2,416,474	2,072,365	1,715,246	1,869,744	1,927,862	3,853,362	2,384,640	1,334,540	1,334,540	
MANUFACTURAS DIVERSAS	19,948,730	19,243,188	24,366,348	32,412,939	31,480,044	40,819,751	38,638,308	40,235,348	38,771,770	46,816,447	51,221,079	54,113,688	
MAQUINAS Y APARATOS MECANICOS PARA USOS ELECTROTECNICOS	43,282,596	42,872,482	53,751,064	53,611,634	74,727,820	96,559,553	103,120,535	86,859,022	115,411,028	127,489,346	117,732,460	127,532,763	
MATERIALES PLASTICOS Y SUS MANUFACTURAS	82,239,252	99,419,769	125,592,943	149,669,363	173,871,630	190,859,379	221,723,113	177,205,618	223,558,938	270,697,421	299,242,626	290,397,748	
MATERIALES TEXTILES (TEJIDOS O TELAS)	60,476,245	68,856,136	97,951,457	122,198,385	139,799,394	141,412,753	180,836,233	150,820,364	182,898,618	197,218,319	167,936,190	182,191,577	
MELAZAS DE AZUCAR	15,879,327	1,894,772	2,951,838	22,079,232	35,367,746	31,698,022	27,769,551	55,804,650	42,693,092	54,464,024	40,242,978	36,769,520	
MOJA DE ALGODON	157,818	189,984	299,510	416,820	434,527	528,833	541,638	338,420	257,817	892,119	1,200,803	92,843	
MUEBLES PARA EL HOGAR, OFICINA, MEDICO/QUIRURGICO, ETC.	22,008,320	23,344,886	24,660,162	26,358,353	34,815,454	39,811,800	39,740,044	27,197,239	38,723,785	45,894,487	51,596,900	53,511,079	
NEUMATICOS Y TUBOS	16,818,630	12,656,705	12,678,151	13,990,255	15,910,468	16,828,090	17,714,509	9,439,339	8,458,827	3,571,025	3,784,115	4,164,853	
OBJETOS DE ARTE, PARA COLECCIONES Y ANTIGUEDADES	64,036	89,213	80,396	112,084	81,045	89,886	109,022	77,308	75,461	82,628	135,333	91,860	
OTRAS MANUFACTURAS DE METALES COMUNES	24,673,239	29,772,002	31,016,042	33,577,987	37,908,071	56,123,411	75,732,442	48,681,008	55,048,198	71,626,362	72,952,977	66,966,447	
OTROS ACEITES ESENCIALES	2,059,335	1,173,047	1,204,270	1,677,906	1,612,414	2,391,367	2,802,733	3,342,565	6,215,437	7,047,293	4,927,337	7,097,784	
PAPEL Y CARTON	8,022,784	12,010,588	14,884,548	15,804,070	17,321,848	19,074,163	20,469,648	16,022,315	25,124,417	29,070,343	29,339,514	30,730,	

3. Clasificación ABC para productos de manufactura exportados (Cifras millones de Quetzales)

CLASIFICACIÓN ABC PARA PRODUCTOS DE MANUFACTURA EXPORTADOS (CIFRAS EN MILLONES DE QUETZALES)					
No.	Industria Manufacturera	Promedio de valor anual 2002-2013	Porcentaje	Porcentaje acumulado	Categoría
1	ARTÍCULOS DE VESTUARIO	10,012.28	28.47%	28.47%	A
2	AZÚCAR	3,528.41	10.03%	38.51%	A
3	MATERIALES PLÁSTICOS Y SUS MANUFACTURAS	1,471.15	4.18%	42.69%	B
4	GRASAS Y ACEITES COMESTIBLES	1,366.58	3.89%	46.58%	B
5	PRODUCTOS FARMACÉUTICOS	1,305.47	3.71%	50.29%	B
6	BEBIDAS LÍQUIDAS ALCOHÓLICAS Y VINAGRES	1,259.04	3.58%	53.87%	B
7	MATERIALES TEXTILES (TEJIDOS O TELAS)	1,076.11	3.06%	56.93%	B
8	MANUFACTURAS DE PAPEL Y CARTÓN	1,058.73	3.01%	59.94%	B
9	PREPARADOS A BASE DE CEREALES	953.59	2.71%	62.65%	B
10	PRODUCTOS DE PERFUMERÍA, TOCADOR Y COSMÉTICOS	914.71	2.60%	65.26%	B
11	DETERGENTES Y JABONES	870.90	2.48%	67.73%	B
12	PREPARADOS DE CARNE, PESCADO, CRUSTÁCEOS Y MOLUSCOS	827.24	2.35%	70.08%	B
13	PRODUCTOS DIVERSOS DE LA INDUSTRIA QUÍMICA	767.36	2.18%	72.27%	B
14	INSECTICIDAS, FUNGICIDAS Y DESINFECTANTES	728.03	2.07%	74.34%	B
15	MÁQUINAS Y APARATOS MECÁNICOS PARA USOS ELECTROTÉCNICOS	665.84	1.89%	76.23%	B
16	LÁMINA Y ALAMBRE	471.22	1.34%	77.57%	B
17	MANUFACTURAS DE MADERA	393.88	1.12%	78.69%	B
18	OTRAS MANUFACTURAS DE METALES COMUNES	385.34	1.10%	79.79%	B
19	VEHÍCULOS Y MATERIAL DE TRANSPORTE	345.17	0.982%	80.77%	C
20	CAMARÓN Y LANGOSTA	339.49	0.965%	81.73%	C
21	TUBERÍA Y SUS ACCESORIOS	338.60	0.963%	82.70%	C
22	PREPARADOS DE FRUTAS	328.60	0.934%	83.63%	C
23	AZUCARES Y ARTICULOS DE CONFITERIA	325.80	0.927%	84.56%	C
24	PINTURAS Y BARNICES	308.36	0.877%	85.43%	C
25	MANUFACTURAS DE CERÁMICA	308.28	0.877%	86.31%	C
26	VIDRIO Y SUS MANUFACTURAS	298.27	0.848%	87.16%	C
27	MANUFACTURAS DIVERSAS	279.55	0.795%	87.95%	C
28	MUEBLES PARA EL HOGAR, OFICINA, MEDICOQUIRURGICO, ETC.	273.02	0.776%	88.73%	C
29	HILOS E HILAZAS	250.73	0.713%	89.44%	C
30	MELAZAS DE AZÚCAR	248.85	0.708%	90.15%	C
31	BATERIAS ELÉCTRICAS	247.20	0.703%	90.85%	C
32	MANUFACTURAS DE PIEDRAS Y METALES PRECIOSOS Y SEMI PRECIOSOS	239.94	0.682%	91.54%	C
33	ALIMENTOS PREPARADOS PARA ANIMALES	222.78	0.634%	92.17%	C
34	CERAS	212.39	0.604%	92.77%	C
35	CALZADO	209.29	0.595%	93.37%	C

<b>CLASIFICACIÓN ABC PARA PRODUCTOS DE MANUFACTURA EXPORTADOS (CIFRAS EN MILLONES DE QUETZALES)</b>					
<b>No.</b>	<b>Industria Manufacturera</b>	<b>Promedio de valor anual 2002-2013</b>	<b>Porcentaje</b>	<b>Porcentaje acumulado</b>	<b>Categoría</b>
36	PREPARADOS DE LEGUMBRES Y HORTALIZAS	182.46	0.519%	93.89%	C
37	LECHE Y OTROS PRODUCTOS LÁCTEOS	155.45	0.442%	94.33%	C
38	INSTRUMENTAL MÉDICO Y OTROS	153.19	0.436%	94.77%	C
39	PAPEL Y CARTÓN	151.47	0.431%	95.20%	C
40	ABONOS Y FERTILIZANTES	147.72	0.420%	95.62%	C
41	MANUFACTURAS DE CUERO	146.47	0.417%	96.03%	C
42	SALSAS, CONDIMENTOS Y SAZONADORES COMPUESTOS	145.69	0.414%	96.45%	C
43	APARATOS ELECTROMECÁNICOS DE USO DOMESTICO	121.38	0.345%	96.79%	C
44	ROPA DE CAMA, DE MESA, TOCADOR, COCINA Y BA&O	115.48	0.328%	97.12%	C
45	MANUFACTURAS DE CAUCHO	104.15	0.296%	97.42%	C
46	APARATOS TRANSMISORES Y RECEPTORES	101.65	0.289%	97.71%	C
47	JUGUETES, JUEGOS Y ARTICULOS DE RECREO Y DEPORTES	96.38	0.274%	97.98%	C
48	TABACO ELABORADO	92.62	0.263%	98.24%	C
49	NEUMÁTICOS Y TUBOS	86.83	0.247%	98.49%	C
50	HARINAS DE CEREALES	79.73	0.227%	98.72%	C
51	APARATOS DE REGISTRO Y REPRODUCCIÓN DE SONIDO	70.66	0.201%	98.92%	C
52	CARNE	58.67	0.167%	99.09%	C
53	PIELES Y CUEROS	46.75	0.133%	99.22%	C
54	CAFÉ SOLUBLE Y MOLIDO	44.75	0.127%	99.35%	C
55	PESCADO Y MOLUSCOS	44.15	0.126%	99.47%	C
56	MANUFACTURAS DE PIEDRA, CEMENTO, YESO, ETC	36.80	0.105%	99.58%	C
57	AVES DE CORRAL BENEFICIADAS	29.32	0.083%	99.66%	C
58	OTROS ACEITES ESENCIALES	26.53	0.075%	99.74%	C
59	HERRAMIENTAS ARTÍCULOS DE CUCHILLERÍA	25.36	0.072%	99.81%	C
60	MANUFACTURAS DE PIELES	15.73	0.045%	99.85%	C
61	SOMBREROS, PARAGUAS, TAPASOLES, OTROS	12.11	0.034%	99.89%	C
62	PRODUCTOS FOTOGRÁFICOS Y CINEMATOGRAFICOS	11.93	0.034%	99.92%	C
63	CLAVOS Y TORNILLOS	8.10	0.023%	99.94%	C
64	MADERA EN TROZA	7.20	0.020%	99.96%	C
65	DISCOS, MATRICES Y CINTAS (DE GRABACIÓN)	4.77	0.014%	99.98%	C
66	PÓLVORA, EXPLOSIVOS Y ARTÍCULOS DE PIROTECNIA	3.70	0.011%	99.99%	C
67	MOTA DE ALGODÓN	2.73	0.008%	100.00%	C
68	OBJETOS DE ARTE, PARA COLECCIONES Y ANTIGUEDADES	0.70	0.002%	100.00%	C
69	ARMAS Y MUNICIONES	0.34	0.001%	100.00%	C
70	ACEITE DE SEMILLA DE ALGODÓN	0.23	0.001%	100.00%	C
71	GLICERINA CRUDA	0.19	0.001%	100.00%	C
72	JOYERÍA DE FANTASIA	0.02	0.000%	100.00%	C

<b>CLASIFICACIÓN ABC PARA PRODUCTOS DE MANUFACTURA EXPORTADOS (CIFRAS EN MILLONES DE QUETZALES)</b>					
<b>No.</b>	<b>Industria Manufacturera</b>	<b>Promedio de valor anual 2002-2013</b>	<b>Porcentaje</b>	<b>Porcentaje acumulado</b>	<b>Categoría</b>
73	BORRA DE ALGODÓN (LINTERS)	0.01	0.000%	100.00%	C
74	TORTA DE SEMILLA DE ALGODÓN	0.00	0.000%	100.00%	C
75	ACEITE DE CARDAMOMO	-	0.000%	100.00%	C
76	ACEITE DE CITRONELA	-	0.000%	100.00%	C
77	ACEITE DE PALMA ROSA	-	0.000%	100.00%	C
78	ACEITE DE TÉE DE LIMÓN	-	0.000%	100.00%	C
79	ARTICULOS TÍPICOS DE MATERIALES TEXTILES	-	0.000%	100.00%	C
80	HARINA DE SEMILLA DE ALGODÓN	-	0.000%	100.00%	C
		<b>Q35,163.60</b>			

4. Clasificación ABC para productos agropecuarios exportados (Cifras en millones de Quetzales)

CLASIFICACIÓN ABC PARA PRODUCTOS AGROPECUARIOS EXPORTADOS (CIFRAS EN MILLONES DE QUETZALES)					
No.	INDUSTRIAS AGROPECUARIAS	Promedio de valor anual 2002-2013	Porcentaje	Porcentaje acumulado	Categoría
1	CAFE	4,586.30	33.533%	33.53%	A
2	BANANO	2,614.22	19.114%	52.65%	A
3	CARDAMOMO	1,354.55	9.904%	62.55%	B
4	CAUCHO NATURAL (HULE)	1,282.85	9.380%	71.93%	B
5	FRUTAS FRESCAS, SECAS O CONGELADAS	1,195.47	8.741%	80.67%	B
6	LEGUMBRES Y HORTALIZAS	883.54	6.460%	87.13%	B
7	BULBOS, RAICES Y PLANTAS ORNAMENTALES	332.50	2.431%	89.56%	B
8	TABACO EN RAMA O SIN ELABORAR	325.48	2.380%	91.94%	B
9	SEMILLA DE AJONJOLI	224.21	1.639%	93.58%	B
10	PLATANO	207.26	1.515%	95.10%	B
11	FLORES Y FOLLAJES	207.08	1.514%	96.61%	C
12	FRIJOL	83.43	0.610%	97.22%	C
13	TOMATE	74.16	0.542%	97.76%	C
14	MAIZ	57.11	0.418%	98.18%	C
15	PAPA	53.63	0.392%	98.57%	C
16	CEBOLLA	32.95	0.241%	98.82%	C
17	MIEL DE ABEJAS	31.54	0.231%	99.05%	C
18	PLANTAS, SEMILLAS Y FRUTAS PARA USO MEDICO Y PERFUMERIA	31.46	0.230%	99.28%	C
19	OTROS PRODUCTOS DEL REINO ANIMAL Y VEGETAL	26.86	0.196%	99.47%	C
20	ESPECIAS	12.63	0.092%	99.56%	C
21	PIMIENTA	11.83	0.087%	99.65%	C
22	ARROZ	10.94	0.080%	99.73%	C
23	ANIMALES VIVOS DE GANADERIA	8.13	0.059%	99.79%	C
24	AVES DE CORRAL VIVAS	7.56	0.055%	99.85%	C
25	CEREALES DIVERSOS (CENTENO, CEBADA, AVENA, SORGO, ETC)	6.12	0.045%	99.89%	C
26	MANZANA	3.26	0.024%	99.91%	C
27	TRIGO	2.93	0.021%	99.94%	C
28	HUEVOS DE AVES	2.81	0.021%	99.96%	C
29	ALGODON	2.42	0.018%	99.97%	C
30	AJO	1.64	0.012%	99.99%	C
31	YUCA	0.78	0.006%	99.99%	C
32	MATERIAS VEGETALES	0.55	0.004%	100.00%	C
33	CACAO	0.26	0.002%	100.00%	C
34	ANIMALES VIVOS DIVERSOS	0.26	0.002%	100.00%	C
35	SEMILLA DE ALGODON	0.02	0.000%	100.00%	C
		<b>Q13,676.78</b>			

## E. Proyecto Integrado

### 1. Revisión del Diseño Preliminar (PDR - Preliminary Design Review)

1

# CUBESAT 2014 PRELIMINARY DESIGN REVIEW (PDR) V2



2

## Presentation Outline

Description	Starting at Slide	Presenter's Name
Systems Overview	7	José Flores
Mechanical Subsystem	18	Emilio Miranda
Power Subsystem	40	José Pérez
Attitude Control and Determination Subsystem	55	Juan Carlos Molina
Communication Subsystem	69	José Flores
Management	83	Emilio Miranda

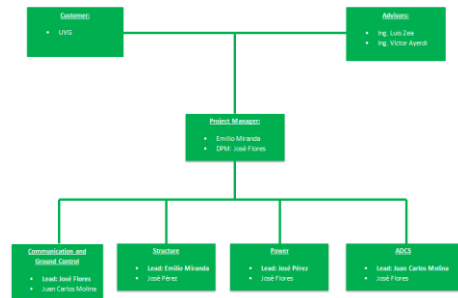
3

## Team Members

Name	Major	Year
Emilio Miranda	Mechatronics Engineer	Senior
José Pérez	Mechatronics Engineer	Senior
José Flores	Mechatronics Engineer	Senior
Juan Carlos Molina	Mechatronics Engineer	Senior

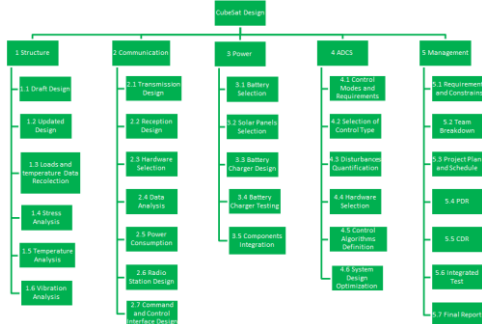
4

## Team Breakdown



5

## Work Breakdown Structure



6

## Acronyms

<b>ADCS</b> Attitude Determination and Control System	<b>IMU</b> Inertial Measurement Unit	<b>P-POD</b> Poly Picosatellite Orbital Deployer
<b>BAF</b> Final Assembly Building	<b>g</b> gravity acceleration (in loads and vibration context)	<b>QSL</b> Quasi-Static Load
<b>BAFHE</b> Encapsulation Hall of BAF	<b>GTO</b> Geostationary Transfer Orbit	<b>RBF</b> Remove Before Flight
<b>bps</b> bits per second	<b>h</b> hour	<b>RF</b> Radio Frequency
<b>CCU</b> Payload Container	<b>Hz</b> Hertz	<b>rpm</b> revolution per second
<b>CCS</b> Cubesat Design Specification	<b>kg</b> Kilogram	<b>s</b> seconds
<b>cm</b> Centimeters	<b>LV</b> Launch Vehicle	<b>SC</b> Spacecraft
<b>CMO</b> CMO	<b>m</b> Meter	<b>sec</b> seconds
<b>COTS</b> Components Off the Shelf	<b>MHz</b> Megahertz	<b>SRB</b> Solid Rocket Booster
<b>CSG</b> Guiana Space Centre	<b>mm</b> Millimeters	<b>SSO</b> Sun-Synchronous Orbit
<b>dB</b> Decibel	<b>MK</b> Assembly and Integration Building (Russian word)	<b>TNC</b> Terminal Node Controller
<b>DC</b> Direct Current	<b>min</b> Minutes	<b>UCF</b> Upper Composite Integration Facility
<b>EGSE</b> Electrical Ground Support Equipment	<b>MPS</b> Million Instructions per Second	<b>UHF</b> Ultra High Frequency
<b>EPCU</b> Payload Preparation Context	<b>MPa</b> Mega Pascal	<b>VHF</b> Very High Frequency
<b>FAA</b> Federal Aviation Administration	<b>mm</b> millimeter	<b>W</b> Watt
<b>FCC</b> Federal Communication Commission	<b>N</b> Newton	<b>µm</b> Micrometer
<b>FCS</b> Frame Check Sequence	<b>N/A</b> Not Available	<b>µT</b> Micro Tesla
<b>GPa</b> Giga Pascal	<b>oct</b> octave	<b>µV</b> Microvolt
<b>HB</b> Break Hardness	<b>PFCU</b> Payload Access Platform	<b>°C</b> Celsius Degrees
<b>IARU</b> International Amateur Radio Union	<b>PID</b> Protocol Identifier	<b>°F</b> Fahrenheit Degrees

7

# SYSTEM OVERVIEW

José Eduardo Flores Herrera

8

# Mission Summary

- **Primary objective:**
  - To design and construct a CubeSat bus prototype for a non-specified payload in Guatemala.
- **Additional objectives:**
  - Design of the power subsystem that provide sufficient power to the other electrical subsystem and to develop the internal and external circuitry of the Cubesat.
  - To demonstrate the successful operation of a communication system between the CubeSat prototype and a Ground station under simulated flight conditions.
  - To demonstrate the successful design and construction of the CubeSat structure under simulated launch conditions.
  - Design, verification and validation of an active type ADCS design for a 1U CubeSat.
  - Design and construction of a ground control station
- **Mission Statement:**
  - Provide Guatemala the first prototype CubeSat that withstand launch conditions, transmit and receive data from a payload to a ground station, identify and control its attitude and operate using energy from the environment.

9

## System Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>CubeSat Design Specification (Cal Poly)</b>			
Overview	1.1	Minimum operational lifetime	General
	1.2	Maximum mass of 1.5 kg.	General
General Requirements	2.1.1	All the parts shall remain attached to the CubeSat during launch, ascent and operation.	General
	2.1.2	No pressure vessel over 1 standard atmosphere shall be permitted.	ADCS
	2.1.3	Total stored chemical energy shall not exceed 500 Watt-hours.	Power
	2.1.4	No hazardous materials shall be used on the CubeSat.	General
	2.1.7	Satisfy low out-gassing criterion to prevent contamination of other spacecrafts.	General
	2.1.8	Adhere to the latest revision of the CUBESAT.	General
	2.2.1	The 2 face of the CubeSat will be inserted first into the P-POD.	Structure
Mechanical Requirements	2.2.4	The CubeSat shall be 100 (3) x 100 (3) x 100 (3) mm wide in x, y and z dimensions.	Structure
	2.2.5	The CubeSat shall be 152.5 (6) mm tall (Z dimension).	Structure
	2.2.6	All components shall not exceed 5.5 mm from the surface of the cube.	General
	2.2.7	Only the rails shall be in contact with the interior surface of the P-POD.	Structure
	2.2.8	Electronic surface components shall not extend the exterior surface of the P-POD.	General
	2.2.8	Deployables shall only be constrained by the CubeSat structure itself.	General
	2.2.9	Rails shall have a minimum width of 6.5 mm.	Structure
	2.2.10	The rails shall not have a surface roughness greater than 1.6 µm.	Structure
	2.2.11	The edges of the rails shall be rounded to a radius of 0.4 mm.	Structure
	2.2.12	The ends of the rails on the +Z face shall have a minimum surface area of 8.5 mm x 8.5 mm.	Structure
	2.2.13	At least 75% of the rail shall be in contact with the P-POD rails, at least 85.1 mm of rail contact.	Structure
2.2.17	The CubeSat center of gravity shall be located within a sphere of 20mm from its geometric center.	Structure	
2.2.19	Aluminum 7075 or 6061 shall be used for both the main CubeSat structure and the rails.	Structure	
2.2.20	The CubeSat rails and standoff shall be hard anodized aluminum.	Structure	
2.2.21	The CubeSat shall use suspension straps on the structural rail standoff (Table 3).	Structure	
2.2.21.1	The compressed suspension straps shall be at or below the level of the standoff.	Structure	

10

## System Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>CubeSat Design Specification (Cal Poly)</b>			
Electrical Requirements	2.3.1	Batteries shall be fully deactivated during launch or launch with discharged batteries.	Power
	2.3.2	The CubeSat shall include at least one deployment switch on the designated rail standoff to completely turn off battery power.	Power
	2.3.3	No electronics shall be active during launch.	General
	2.3.3.1	All systems shall be turned off when deployment switch is activated.	General
	2.3.3	To allow for CubeSat diagnostics and battery charging after the CubeSats have been integrated into the P-POD all CubeSat umbilical connectors shall be designated Access Port.	Power
	2.3.3	CubeSat umbilical connectors shall be within designated Access Port locations.	General
	2.3.4	The CubeSat shall include a Remote Before Flight (RBF) pin on launch with batteries fully charged.	Power
	2.3.4.1	The RBF pin shall not all Power to the satellite once it is inserted into the satellite.	Power
	2.3.4.3	RBF pin shall be accessible from the Access port and shall not protrude more than 6.5 mm from the rails.	Structure
	2.3.4.3	Receive Transmitter Shutdown Command under FCC Regulations.	Communication
Operational Requirements	2.4.1	1min antenna deploy > 30min. After deployment switch activation.	Communication
	2.4.2	All Deployable shall wait a minimum of 30 minutes after P-POD ejection.	Power
	2.4.3	1min RF circuit transmission > 30min. After deployment switch activation (F Power > 1mW).	Communication
	2.4.4	Provide documentation of proper licenses for use of frequencies (frequency coordination by IARU).	Communication
	2.4.5	Less than 25 years of orbital decay lifetime after end of mission.	ADCS
	2.4.5.1	Provide documentation of approval from an orbital debris mitigation plan from the FCC.	ADCS
2.4.6	CubSat shall conduct a fit check in which hardware shall be inspected and integrated into the P-POD.	General	

11

## System Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>CubeSat Design Specification (Cal Poly)</b>			
Testing Requirements	3.0	Perform testing to meet launcher provider requirements and to ensure safety of the CubeSat.	General
	3.1	Undergo random vibration test.	General
	3.2	Thermal Vacuum (belong) to ensure proper outgassing of components.	ADCS
	3.3	Undergo visual inspection test.	General
	3.4	Undergo qualification test (no more modifications).	General
	3.5	Undergo gross flight test (no more observations).	General
	3.6	Pass acceptance tests after integration of the CubeSat into the P-POD.	General

12

## System Requirements

Soyuz User's Manual ST-GTD-SUM-01- ISSUE 3 – REVISION 0 – April 2001			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>Soyuz User's Manual ST-GTD-SUM-01- ISSUE 3 – REVISION 0 – April 2001</b>			
Spacecraft Verification Requirements	4.3.4.2	The customer shall provide a spacecraft electrical interface simulator to be used in the launcher facilities to perform flight time validation between the spacecraft and the customer A/SOP.	General
Electrical Interface	5.3.1.1	General requirements and characteristics of the Spacecraft to ESD umbilical lines.	General
Systems	7.2.7	Final Mission emergency communication sequence completion and communication requirements.	General
Engineering	7.2.1.1	User shall provide a spacecraft environment test plan and test file in order to demonstrate spacecraft design compatibility.	General
Safety	7.2.7	User must provide a specific safety submission corresponding to Soyuz RDS-002 spacecraft safety regulations.	General
Review and	7.2.7	Review and documentation checklist provided by the user.	General

Source: CubeSat Design Specification Rev. 12. The CubeSat Program, Cal Poly SLO

Source: Soyuz User's Manual ST-GTD-SUM-01- ISSUE 3 – REVISION 0 – April 2001

## System Requirements

Falcon 9 Launch Vehicle			
Section	No.	Requirement	Responsibility
Payload Interface	5.1.1	Connectivity between the payload/External Ground Support Equipment (EGSE) and the payload is provided by an electrical umbilical.	Customer
Payload Integration	5.4.2	The payload customer is responsible for providing their own payload, Flight Safety, and Federal Aviation Administration (FAA) documentation.	Customer
Payload Integration	5.4.3	Spacecraft provides personnel, services, hardware, equipment, documentation, reviews, analyses and facilities necessary to support mission planning, payload integration and launch.	Customer
Safety Requirements	7.1	Falcon Procedures are required to meet all GPODMS 50.70 Range Use's Manual requirements in the design and operation of their flight and ground systems.	Customer
Payload Documentation	8	Completion of a Payload Questionnaire is necessary for use in evaluating the compatibility of any new payload with Falcon 9 launch vehicle.	Customer

Source: Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide Rev 1

## System Requirements

Ariane 5 Launch Vehicle			
Section	No.	Requirement	Responsibility
Performance and Launch Mission	2.4.2	Non Synchronous and polar circular orbit specifications.	Customer
Design Requirements	4.2.1	The Customer is required to design the spacecraft in conformity with the CSG Safety Regulations.	Customer
Spacecraft Interface	5.5	Inhibition of operations after separation from the launch vehicle must be inhibited until physical separation.	Customer

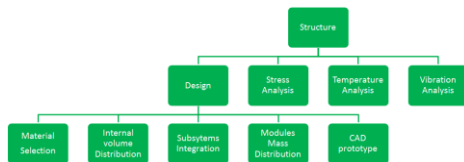
Source: Ariane 5 User's Manual ISSUE 5 REVISION 0 July 2008

## System Drivers

- 30% of total inside volume and 300g of mass reserved for the payload.
- Structure made of Aluminum 7075.
- All components must have guaranteed operation within industrial temperature range (-40°C to 80°C).
- 437 MHz frequency for communication.
- 3.7 V and 5800 mAh battery provided.

## Mechanical Subsystem Overview

- Aluminum used for structure and rails to comply with mechanical requirements and reduce weight.
- CubeSat faces designed to reduce weight while maintaining structure integrity.
- The structure must protect the electronics and the payload against launch conditions.



# MECHANICAL SUBSYSTEM

Emílio José Miranda Rivas

## Mechanical Subsystem Requirements

Soyuz's Soyuz and Soyuz-ES Launch Vehicle			
Section	No.	Requirement	Responsibility
Mechanical Environment	3.1.1.1	Vertical quasi-static loads: longitudinal 1.1g static + 0.8g dynamic and lateral (±0.4g dynamic)	Customer
	3.1.1.2	Horizontal quasi-static loads: lateral 1.1g static + 0.5g dynamic and longitudinal (±0.3g dynamic)	
	3.1.2	Highest longitudinal acceleration: 4.1g and highest lateral static acceleration: 0.4g	
Thermal Environment	Table 3.2	Maximum QGL During Flight	Customer
	Table 3.11	Thermal environment in Soyuz's Flight is between +2°C and +25°C accuracy ±1°C	
	Table 3.12	Temperature under the Fairing between 30°C and +20°C	
	3.2.1	The thermal flux density radiated by the fairing does not exceed 800 W/m² at any point.	
Design Requirements	3.2.2	The parathermal flux varies from 1.10 W/m² to less than 200 W/m² within 20 seconds after the fairing jettisoning.	Customer
	3.2.3	No thermal flux coming from separated stages need be considered.	
	4.2.1.1	The spacecraft center of gravity offset should not exceed 15 mm.	
Spacecraft Verification Requirements	4.2.4	Structural stiffness ensures that the fundamental frequencies of the spacecraft are not less than 15 Hz in lateral and 35 Hz in longitudinal.	Customer
	4.3.2	Quasi-static load safety factor of 1.1 in flight operation and 1.15 on ground operation.	
	4.3.3	Side vibration safety factor of 1.3 in flight operation and 1.5 on ground operation.	
	4.3.3.3	No random vibration test is required in the spacecraft level.	

Source: Soyuz User's Manual ST-GTD-SUM-01- ISSUE 3 – REVISION 0 – April 2001.

The information presented below was obtained from the same source.

## Mechanical Subsystem Requirements: Maximum QSL

Table 3-2: Maximum QSL During Flight

Load Event	QSL (g) (+ = tension, - = compression)					
	Intend			Longitudinal		
	Static	Dynamic	Total	Static	Dynamic	Total
1 Liftoff	+0.2	+1.6	+1.8	-1.0	+0.6	from -1.6 to -0.4
2 Flight with maximum dynamic pressure ( $Q_{max}$ )	+0.4	+0.6	+1.0	-2.2	+0.4	from -2.6 to -1.8
3 Firststage flight with nominal acceleration	+0.1	+0.4	+0.5	-4.3	+0.7	from -5.0 to -3.6
4 Separation between first and second stages	+0.2	+0.8	+1.0	from -4.1 to -1.0	from 0.0 to +0.3	from -4.1 to -0.7
5 Secondstage flight	+0.1	+0.7	+0.8	from -2.6 to -1.0	from +0.3 to +1.2	from -3.8 to -0.7
6 Separation between second and third stages	+ 0.2	+ 0.6	+ 0.8	from -2.6 to -0.2	from 0.0 to +1.5	from -2.6 to +1.5
7 Beginning of thirdstage flight	+ 0.2	+ 0.5	+ 0.7	-1.2	+1.5	from -2.7 to +0.3
8 Firststage engine cutoff	+ 0.1	+ 0.2	+ 0.3	from -3.7 to 0.0	from 0.0 to +1.5	from -3.7 to +1.5

## Mechanical Subsystem Requirements: Sine-Equivalent Dynamics On Ground

Table 3-3: Transfer from the UCFI to the MIK

Frequency Band (Hz)	Sine-Equivalent Amplitude (g)		
	X Axis	Y Axis	Z Axis
1 - 2	—	—	0.02
2 - 5	—	—	0.03
5 - 10	0.1	—	0.01
10 - 20	0.04	—	0.05
20 - 30	—	0.03	0.01
30 - 60	0.03	0.03	0.04

Table 3-4: Transfer from the MIK to the Launch Pad

Frequency Band (Hz)	Sine-Equivalent Amplitude (g)		
	X Axis	Y Axis	Z Axis
1 - 2	—	0.06	0.05
2 - 5	—	0.1	0.05
5 - 10	0.3	0.1	0.05
10 - 20	—	0.18	0.1
20 - 30	—	0.05	0.1
30 - 60	—	—	—

## Mechanical Subsystem Requirements: Sine-Equivalent Dynamics On Flight

Table 3-5: Longitudinal Sine Excitation at Spacecraft Base

Frequency Band (Hz)	Sine Amplitude (g)
5 - 10	0.5
10 - 30	1.0
30 - 60	0.6
60 - 100	0.3

Table 3-6: Lateral Sine Excitation at Spacecraft Base

Frequency Band (Hz)	Sine Amplitude (g)
1 - 5	0.3
5 - 30	0.8
30 - 60	0.6
60 - 100	0.2

## Mechanical Subsystem Requirements

Space's Falcon 9 Launch Vehicle		
Section	No.	Requirement
Payload Environment	5.2.1	Temperature in higher acceleration: 30° ± 5°F.
	5.2.2	Temperature during rollout: 30°F ± 5°F.
	5.2.3	Temperature on pad payload environmental control system: any setting between 59°F and 89°F ± 5°F.
	Figure 5-2	Design load factors.
	Figure 5.3	Falcon 9 shock response at payload interface.
Payload interfaces	5.3.3.4	SpaceX recommends deriving a payload-specific sine vibration environment curve based upon a coupled loads analysis if significant history is not available. View methodology.
	5.3.2	A mechanical fit check may be conducted with the spacecraft or a representative spacecraft using a mechanical template.

Source: Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide Rev 1.

The information presented below was obtained from the same source.

## Mechanical Subsystem Requirements: Design Load Factors

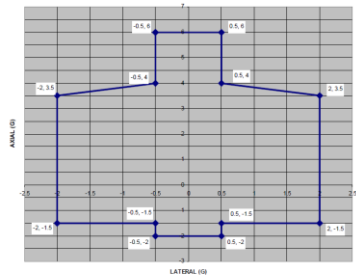


Figure 5-2: Falcon 9 Design Load Factors

## Mechanical Subsystem Requirements

Ariane 5 Launch Vehicle		
Section	No.	Requirement
Mechanical Environment	3.2.1.2	The highest longitudinal acceleration occurs at the end of the solid rocket boost phase and does not exceed 4.55 g.
	3.2.1.3	The highest lateral static acceleration may be up to 0.25 g.
	3.2.2	Sine equivalent dynamics (Table 3.2.3.a) covering random vibrations.
Thermal Environment	Figure 3.2.6.a	Envelope shock spectrum for the upper stage separation and fairing jettisoning at spacecraft interface.
	3.3.2	Thermal environment on ground (Table 3.3.2.a).
	3.3.3.1	Thermal conditions before fairing jettisoning: the net flux density radiated by the fairing does not exceed 1000 W/m <sup>2</sup> at any point.
	3.3.3.2	Aerothermal flux and thermal conditions after fairing jettisoning: the normal time for jettisoning the fairing is determined in order to not exceed the aerothermal flux of 110 W/m <sup>2</sup> .
	3.3.3.2	Solar radiation flux, albedo and terrestrial infrared radiation and conductive exchange with LVY must be added to this aerothermal flux. (Figure 3.3.3.2.a)
Design Requirements	4.2.4.1	Flight limit levels of QSL (design load factors) (Table 4.2.4.1.a).
	4.2.4.2	For correct dimensioning of the lower part of the spacecraft, the line loads peaking induced by the launch vehicle shall be taken into account.
	4.2.4.2	The maximum value of the peaking line load induced by the spacecraft is allowed in local areas to be up to 30% over the dimensioning flux seen by adapter under limit loads condition.
	4.2.4.4	The secondary structures and flexible elements must be designed to withstand the dynamic environment and must take into account the safety factors.
Spacecraft Compatibility Verification	4.3.2	Spacecraft qualification and acceptance test levels are determined by increasing the design load factors by the safety factors given in table 4.3.2.a
	4.3.3.2	Sinusoidal vibration tests levels (Table 4.3.3.a).

Source: Ariane 5 User's Manual ISSUE 5 REVISION 0 July 2008.

The information presented below was obtained from the same source.

### Mechanical Subsystem Requirements: Sine-Equivalent Dynamics

Direction	Frequency band (Hz)	Sine amplitude (g)
Longitudinal	2 - 50	1.0
	50 - 100	0.8
Lateral	2 - 25	0.8
	25 - 100	0.6

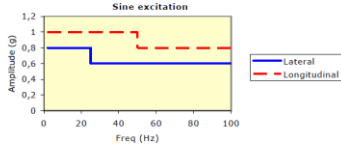


Table 3.2.3.a - Sine excitation at spacecraft base

### Mechanical Subsystem Requirements: Thermal Environment On Ground

S/C location	Transfer between buildings	S/C in EPCU and BAF/HE			S/C on L/V			
		In CCU container	Not encapsulated	Encapsulated (upper S/C)	In BAF / PFCU		Transfer to launch zone (duration 3h)	On launch pad
					Not encapsulated	Encapsulated		
Hygrometry level	≤ 55%	55% ± 5%	55% ± 5%	55% ± 5%	≤ 20%	55% ± 5%	≤ 20%	
Temperature	24 ± 3°C	23 ± 2°C	15°C min	23 ± 1°C	11°C min	11°C min	11°C min	

For information, in the EPCU buildings 998 mbar ≤ P<sub>amb</sub> ≤ 1023 mbar

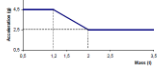
Table 3.3.2.2.a - Thermal environment on ground

### Mechanical Subsystem Requirements: Quasi-Static Loads Flight Limit Levels

Acceleration (g)	Longitudinal		Lateral	Additional line load (N/mm)
	Static	Dynamic	Static + Dynamic	
Launch	-1.0	± 0.5	± 0.2	10 (10T)
Maximum dynamic pressure	-2.7	± 0.5	± 0.2	14 (14T)
SBH end of flight	-4.0	± 1.4	± 0.1	20 (20T)
Main cone thrust cut-off	-0.2	± 0.4	± 0.25	0
Max. tension open SBH parting		+ 2.0**	± 0.9	0

\*\* with inhibitor PAC 3524

\*\* For a spacecraft with first longitudinal frequency above 40 Hz, the tension value is the following:



The minus sign with longitudinal axis value indicates compression  
Lateral loads may act in any direction simultaneously with longitudinal loads.  
The Quasi-Static-Load (QSL) apply on payload C of S.  
The gravity load is included.

Table 4.2.4.1.4 - Quasi-static loads - Flight limit levels

### Mechanical Subsystem Requirements: Safety Factors

S/C tests	Qualification		Protoflight		Acceptance	
	Factors	Duration/Rate	Factors	Duration/Rate	Factors	Duration/Rate
Static (QSL)	1,25 ultimate 1,1 yield	N/A	1,25 ultimate 1,1 yield	N/A	N/A	N/A
Sine vibrations	1,25	2 oct/min	1,25	4 oct/min	1,0	4 oct/min
Acoustics	1,41 (or +3 dB)	120 s	1,41 (or +3 dB)	60 s	1,0	60 s
Shock	1,41 (or +3 dB)	N/A	1,41 (or +3 dB)	N/A	N/A	N/A

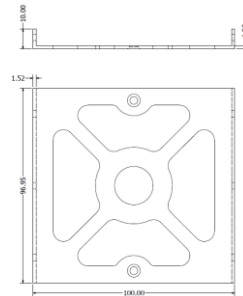
Table 4.3.2.a - Test factors, rate and duration

### Mechanical Subsystem Requirements: Sinusoidal Vibration Test Levels

Sine	Frequency range (Hz)	Qualification levels (0-peak)	Protoflight levels (0-peak)	Acceptance levels (0-peak)
Longitudinal	2-5*	12,4 mm	12,4 mm	9,9 mm
	5-50	1,25 g	1,25 g	1 g
	50-100	1 g	1 g	0,8 g
Lateral	2-5	9,9 mm	9,9 mm	8,0 mm
	5-25	1 g	1 g	0,8 g
	25-100	0,8 g	0,8 g	0,6 g
Sweep rate		2 oct./min	4 oct./min	4 oct./min

Table 4.3.3.a - Sinusoidal vibration tests levels

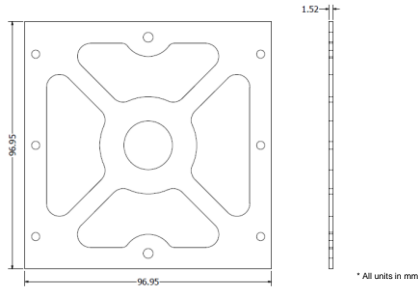
### Side Plate A Dimensions



\* All units in mm

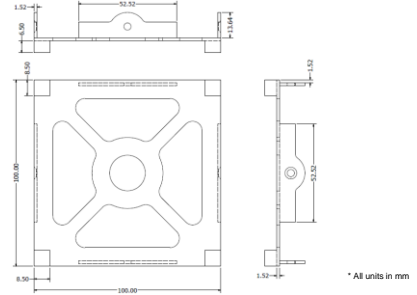
31

### Side Plate B Dimensions



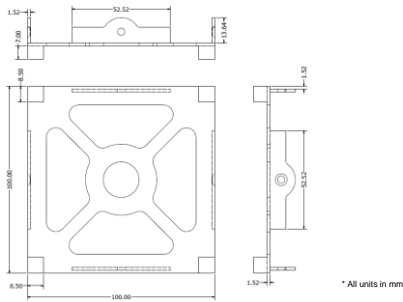
32

### Top Plate Dimensions



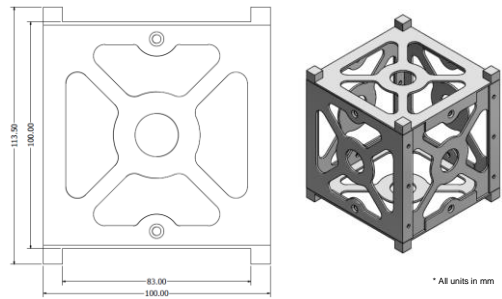
33

### Bottom Plate Dimensions



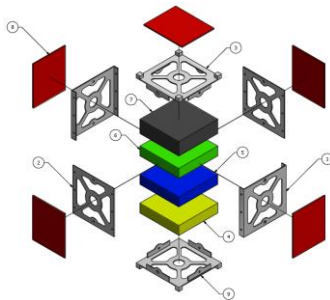
34

### CubeSat Physical Dimensions



35

### CubeSat Exploded Projection



ITEM	QTY	PART NUMBER
1	2	Side Plate A
2	2	Side Plate B
3	1	Top Plate
4	1	Power
5	1	Communication
6	1	ADCS
7	1	Payload
8	5	Solar Panel
9	1	Bottom Plate

36

### Volume Distribution

- We will reserve the 30% of the total inside volume and 31% of the total mass of the CubeSat for the payload. This is a width and a height of 91.44 mm, a depth of 29.08 mm and a mass of 300g.
- Each module is allowed to occupy a width and a height of 91.44 mm and a depth of 20 mm.
- Solar panels will be installed in five of the six faces of the CubeSat. It will be allowed a width of 75 mm, a height of 90 mm and a depth of 2 mm in each face.

## Material Trade Study

- Selection Criteria:
  - Specific characteristics analyzed for the structure's material.
  - High values represent the best configurations.

Material	Density (g/cm <sup>3</sup> )	Thermal Conductivity (W/m°C)	Breaking Stress (N/mm <sup>2</sup> )	Brinell Hardness (HB)	Young's Modulus (Mpa)
Aluminum 6061	2.71	167	150	95	69500
Aluminum 7075	2.81	130	479	130	72000

## Material Trade Study

WEIGHTING FACTOR TABLE	
Variable	Weight (0-4)
Density (g/cm <sup>3</sup> )	4
Thermal Conductivity (W/m°C)	3
Breaking Stress (N/mm <sup>2</sup> )	2
Brinell Hardness (HB)	2
Young's Modulus (Gpa)	2

NORMALIZED VARIABLE VALUES									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
3									2
200									100
100									500
30									200
50									100

TRADE STUDY TABLE			
	6061	7075	
Normalized	Total	Normalized	Total
3	12	2	8
4	12	7	21
3	6	9	18
4	8	6	12
5	10	5	19
	48		68

Selected Material: Aluminum 7075

## Mass Budget

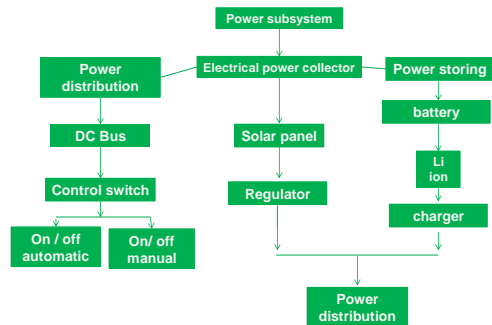
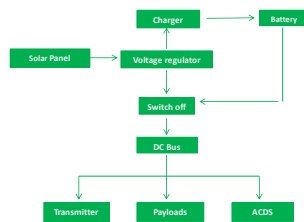
Part	Weight (g)	Source
Structure	182.35	Estimated
Screws	30	Estimated
Nuts	20	Estimated
Li-ion battery	192	Measured
Solar Panels	200	Estimated
Diplexer	10	Estimated
RF Amp RF2104	15	Measured
Transceiver CC1000	15	Measured
TNC PIC18F4720	20	Measured
Antenna Materials	30	Estimated
PCB	20	Estimated
DC Motor	21	Measured
Flywheel	15	Estimated
Magnetic Torquers	35	Estimated
Photodiodes	1	Estimated
IMU	1	Measured
Processing Unit	25	Estimated
Payload	300	Estimated
Total	950	

# POWER SUBSYSTEM

José Andrés Pérez Coronado

## Power Subsystem Overview

- Electrical Power Collector.
- Energy Storing & Management.
- Voltage Regulators.
- DC bus.
- Charger voltage battery.



43

## Power Subsystem Trade Study solar panel

**Selection Criteria:**

- High values reflect a desired configuration.
- The maximum amount of radiation that may receive the cubesat, cover 2 faces of the cubesat.

Solar panel	voltage (V)	Amperage (mA)	Dimension large(mm)	Dimension width(mm)	Dimension Depth (mm)	Efficiency %	Price (\$)
Mini solar panel 1V	1	100	30	25	2	18	12
Mini solar panel 4V (Modelo No KS-M5050)	4	80	50	50	3	18	10
ISIS CubeSat Solar Panels	3	760	98	82.5	2	28	3457
Nano Power solar P100 A/B	4.6	500	98	82.5	2.15	30	2765.6

44

## Power Subsystem Trade Study solar panel

WEIGHTING FACTOR TABLE	
Variable	Weight (0-4)
Voltage (V)	4
Amperage (mA)	2
Volumen (mm³)	4
Efficiency %	3
Price \$	4

NORMALIZED VARIABLE VALUES									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0.5									5
80									800
10000									750
3									30
3457									10

45

## Power Subsystem Trade Study solar panel

TRADE STUDY TABLE							
Mini solar panel 4v		Mini solar panel 1v		ISIS		Nano power solar	
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
8	32	2	8	6	24	9	36
1	2	2	4	10	20	7	14
4	16	10	40	2	8	2	8
6	18	6	18	9	27	10	30
8	32	10	40	1	4	3	12
	100		110		83		100

Selected solar Panel: Mini solar panel 1V

46

## Power Subsystem Trade Study Batteries

**Selection Criteria:**

- High values reflect a desired configuration and base of the efficiency and lifespan that the batteries have.

Batteries	Terminal voltage (V)	Memory effect(%)	Temperature C	Life time (years)	energy efficiency%	Price \$
NiMH	2.5	20	50	3-5.	70	20
NiCd	1.25	40	45	3-5.	72.5	5
Li-Ion	3.7	1	50	8-	90	23

47

## Power Subsystem Trade Study Batteries

WEIGHTING FACTOR TABLE	
Variable	Weight (0-4)
Memory effect	4
Temperature	2
lifetime	4
Terminal Voltage	3
Energy efficiency	4
Price	1

NORMALIZED VARIABLE VALUES									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
100%									10%
10									100
1year									10 year
1v									4v
10%									100%
25 \$									2.5 \$

48

## Power Subsystem Trade Study Batteries

TRADE STUDY TABLE					
Li-Ion		NiMH		NiCd	
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
10	40	8	32	7	28
5	10	5	10	4	8
8	32	5	20	5	20
9	27	6	18	3	9
9	36	7	28	7	28
1	1	3	3	9	9
	146		111		102

Selected batteries: Li-Ion

## Power Subsystem Trade Study Li-Ion Batteries

**Selection Criteria:**

- High values reflect a desired configuration.
- Specific characteristics analyzed for the Li-Ion Batteries.

Batteries	Nominal capacity (mAh)	Weight(g)	Dimension(mm) diameter	Price (\$)	Rechargeable
GTL	5900	192	26	16.99	600
MarsFire	5000	92	26	11.54	500
LIR18650	2600	49	18.2	6.61	300

## Power Subsystem Trade Study Li-Ion Batteries

WEIGHTING FACTOR TABLE	
Variable	Weight (0-4)
Nominal capacity(mAh)	4
Weight(g)	3
Dimension(mm)	1
Price (\$)	2
Rechargeable	4

NORMALIZED VARIABLE VALUES									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
580									5800
400									40
100									10
30									3
60									600

## Power Subsystem Trade Study Li-Ion Batteries

TRADE STUDY TABLE					
MarsFire		GTL		LIR18650	
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
9	36	10	40	5	20
8	24	5	15	9	27
8	8	8	8	9	9
6	12	5	10	9	18
8	32	10	40	5	20
	112		113		94

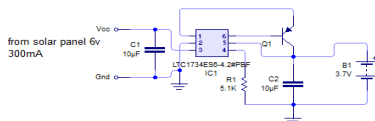
Selected batteries Li-Ion= GTL

## Power Subsystem Final Selection

Components	Selection component
Battery	Li-ion battery GTL
Solar Panel	Mini solar panel 1V

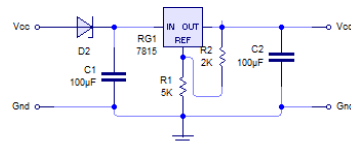
## Battery Charger Design

- The float charge voltage is 4.2 V
- The chip LTC1734ES6-4.2#PBF is for the battery 3.7V.
- The design charger is only used for lithium ion battery.



## Voltage Regulator Design

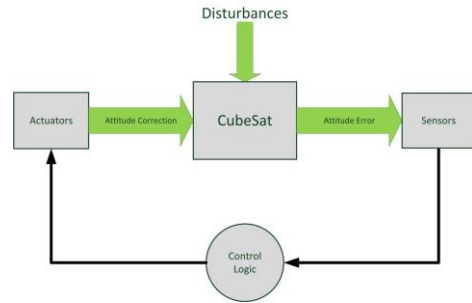
- The use of power regulation is divide in controlling the solar array, regulation bus voltage and charging the battery..
- Is designed to automatically maintain a constant voltage level and prevent battery overcharging and undesired heating inside the cubesat.
- A cont of using regulator is that dissipates power not used by the loads as heat.



# ATTITUDE CONTROL AND DETERMINATION SUBSYSTEM

Juan Carlos Molina Castejón

## ADCS Concept of Operations



## ADCS Subsystem Overview

System-level Drivers:

1. Communications antenna shall be pointing at nadir.
2. Two solar panels shall be receiving direct sunlight at all times.
3. Attitude determination shall be performed autonomously.

Drivers Implication:

1. Earth referenced orientation.
2. Three-Axis control system.
3. Closed-Loop control type.

## ADCS Requirements

Starsem's Soyuz and SoyuzST Launch Vehicles		
Section	No.	Requirement
Electrical Interfaces	5.3.2.2.1	Open/Closed Loop Commands used for initiating spacecraft flight commands.
Systems Engineering Support	7.3.6	Starsem provides the user with confirmation of spacecraft physical separation during flight.
SpaceX's Falcon 9 Launch Vehicle		
General	4.4	Prior to separation, Falcon 9 can point the upper stage/payload to any desired attitude and minimize roll rotation.
Performance Capability	4.5	Minimum Low Earth Orbit insertion accuracy.
Payload Separation	5.1.3	The Falcon 9 second stage can hold a stable attitude for payload separation or spin up to a maximum of 5 rpm's.
Ariane 5 Launch Vehicle		
Performance and Launch Mission	2.5	Injection Accuracy. Typical standard deviation (1 sigma) for standard GTO and for SSO.
	2.9.2	Separation mode and pointing accuracy.
Design Requirements	4.2.3.2	Static Unbalance requirements.

Source: Soyuz User's Manual ST-GTD-SUM-01- ISSUE 3 – REVISION 0 – April 2001.  
 Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide Rev 1.  
 Ariane 5 User's Manual ISSUE 5 REVISION 0 July 2008.

## Control Modes Definition

Mode	Description
1. Acquisition	Initial determination of attitude or recovery from emergencies.
2. De-tumbling	Stabilization of satellite after systems initialization.
3. On-Station	Regular subsystems and payload operation.
4. Contingency	Used in case of emergencies or in case "On-Station" mode fails.

## Control Method Selection

- Based on the mission profile, passive control options like Spin Stabilization or Permanent Magnets were discarded.
- Because of the mechanical complexity involved, other options like Dual-Spin Stabilization and Thruster Control were also discarded.
- The remaining viable options were:
  1. Gravity-Gradient (w. Yaw Wheel)
  2. Bias Momentum (w. Momentum Wheel)
  3. Zero Momentum (w. Reaction Wheels)
  4. Zero Momentum (w. CMG's)

### Control Method Trade Study

Variable	Weight (-4)
Max Accuracy (deg)	4
Power Consumption (W)	3
Min Weight (kg)	3
Slew Rates (deg/s)	2
Num. Of Actuators	2
Maneuverability	1
Complexity	1

NORMALIZED VARIABLE VALUES									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0.001									5.000
5									90
1									10
0.5									0.05
1.0									4.0
Unlimited			Limited						Very Limited
Min			Mid						Max

TRADE STUDY TABLE									
Gravity Gradient + Yaw Wheel	Bias Momentum (1 M. Wheel)	Zero Momentum (3 React. Wheels)	Zero Momentum (CMG's)						
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
10	40	4	16	1	4	1	4	1	4
2	8	2	8	3	9	10	30		
1	3	2	6	3	9	10	30		
9	18	10	20	5	10	1	2		
1	2	4	8	10	20	4	8		
10	10	5	5	1	1	1	1		
1	1	5	5	5	10	10	10		
	80		66		58				85

- Selection Criteria: Low values represent the best configurations.

- Conclusion: Zero momentum control using 3 reaction wheels is the best solution.

### Disturbance Environment

- Approximation of the disturbance torques the CubeSat must tolerate.

ESTIMATION: WORST CASE DISTURBANCE TORQUES				
Disturbance Force	Type	Torque (N-m)	Force (N)	Distance (m)
Gravity-gradient	Constant	3.25477E-06	0.14597168	2.22972E-05
Solar Radiation	Cyclic	2.06873E-09	1.03436E-07	0.02
Aerodynamic	Constant	2.10613E-05	0.001053064	0.02
Magnetic Field	Cyclic	5.6966E-05	D (A-m <sup>2</sup> )	B (tesla)*
			1.00E+00	5.70E-05

\*Earth's Magnetic Field

Source: Space Mission Analysis and Design, J. R. Wertz 1999. Table 11-12.

### Hardware Selection

Selection Criteria:

- Triple-axis attitude control requires the use of at least 3 reaction wheels.
- An optional fourth redundant wheel can be included for safety.
- An extra actuator is required to allow de-saturation of the wheels.

ACTUATOR SIZING				
Actuator	Parameter	Value	Nominal*	Dimension
Reaction Wheels	Disturbance Rejection	5.697E-05	0.00057	N-m
	Slew Torque	1.994E-05	0.00020	N-m
	Momentum Storage	5.298E-02	0.52980	N-m
Magnetorquer	Momentum Dipole	5.714E-02	0.57136	A-m <sup>2</sup>

\* Values using a margin factor of 10

### DC Motor Trade Study

- Selection Criteria: Low values represent the best configurations.

WEIGHTING FACTOR TABLE	
Variable	Weight (0-4)
Cost (\$)	4
Diam. x Long. (mm <sup>2</sup> )	4
Mass (g)	3
Nominal Voltage (V)	3
Nominal Power (mW)*	3
Temp. Range (°C)	2
Max. Torque (m-Nm)	2
No-Load Speed (10 <sup>3</sup> rpm)	2
Integrated Speed Controller	1

NORMALIZED VARIABLE VALUES									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
50									200
50									660
1									27
3									12
50									290
140									155
3.7									0.1
50									5
Yes									No

TRADE STUDY TABLE													
Faulhaber						Maxon							
1509 009B		1202 004B4		1009 000B4		2610 009B		2209 T 009B		EC 10 A		EC 20 A	
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
3	12	5	20	4	16	4	16	10	40	9	36	4	16
4	16	1	4	5	20	7	28	5	20	1	4	6	24
3	9	1	3	2	6	8	24	4	12	1	3	6	18
4	12	2	8	1	3	4	12	1	3	2	6	4	12
3	9	3	9	3	9	2	6	1	3	1	3	10	30
10	20	7	14	7	14	10	20	7	14	5	10	1	2
9	18	10	20	9	18	1	2	10	20	9	18	2	4
8	16	3	6	7	14	10	20	7	14	7	14	9	18
10	10	10	10	10	10	10	10	1	10	10	10	10	10
	122		82		112		138		131		108		134

\*Obtained by multiplying:  $\text{Inch} \times \text{Volum}$

### DC Motor Selection

Top three choices:

1. **Faulhaber 102**: medium price (\$ 100) but torque too small (0.16 m-Nm).
2. **Maxon EC 10**: overall good characteristics but price is too high (\$ 185).
3. **Faulhaber 1509**: high torque (0.6m-Nm), reasonable space requirement and lower price (\$ 88).



Images: FAULHABER miniature drive systems catalogue.

### Sun Sensor

- HAMAMATSU S6560 silicon PIN photodiodes.
- Incident angle detector ( $\pm 50^\circ$  angular-detection range).
- Single axis per diode (6 photodiodes needed).
- Previously used on other CubeSats (CSTB1, UWE-2).



Photo Source: HAMAMATSU S6560 datasheet

## IMU Sensor Trade Study

- Selection Criteria: Low values represent the best configurations.

WEIGHTING FACTOR TABLE	
Variable	Weight (0-4)
Cost (\$)	4
Max Gyro Output Rate (Hz)	3
Gyro Sensitivity vs. Temp Change (1-5)	2
Gyro Rate Noise density (dps/Hz <sup>2</sup> )	3
Magnetic Measurement Range (gauss)	2
Magnetic Sensitivity (LSB/gauss)	2

\*Root square of Hz.



Image: Pololu Robotics & Electronics (www.polulu.com).

NORMALIZED VARIABLE VALUES									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
30									50
8000									757
2									10
0.011									6.1
12									8
2740									1100

TRADE STUDY TABLE							
Pololu MiniIMU-9 v3	Sparkfun SEN-10724	Adafruit 9-DOF IMU Breakout	Sparkfun SEN-12636				
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
5	20	10	40	5	20	1	4
10	30	1	3	10	30	10	30
1	3	10	30	1	3	1	3
1	3	3	9	1	3	10	30
1	2	10	20	10	20	1	2
4	8	9	18	10	20	4	8
	66		120		96		77

- Conclusion: The MiniIMU-9 v3 is the best solution for prototyping.

## ADCS Design Conclusions

1. The largest disturbance torque on the CubeSat is due to residual magnetism.
2. A flywheel that can generate a momentum storage of 0.5 N-m is enough to reject the worst case disturbances.
3. A magnetorquer with a dipole capacity of 10 A-m<sup>2</sup> shall provide sufficient margin to counteract wheel saturation.
4. The selected DC-motor for the implementation of the reaction wheels is the Faulhaber 1509.
5. The most viable sensor solution for On-Station attitude determination is a combination of the Polulu Mini IMU-9 v3 and S6560 photodiodes.

# COMMUNICATION SUBSYSTEM

José Eduardo Flores Herrera

## Communication Subsystem Overview

- COTS (components off-the-shelf) implementation is preferred.
- One Transceiver implemented for both RX and TX signals.
- Terminal Node Controller (TNC) implemented in software, reducing cost and mass budgets.
- Implementation of a Beacon for better identification of the CubeSat by the Ground Station.
- Use of the AX.25 protocol as a communication link between the CubeSat and the Ground Station.



## Communication Subsystem Requirements

Soyuz's Soyuz and Soyuz-ST Launch Vehicles		
Section	No.	Requirement
Electromagnetic Environment	3.4.1	RF Characteristics of the lower three stages (Table 3-13)
	3.4.2	RF Characteristics of the Flight environment (Table 3-16)
	3.4.3	LV and Launch Base RF Emission Spectra (Figures 3-11, 3-12, Tables 3-15, 3-18)
	3.4.4	LV Radiated Susceptibility Limits (Start Transmission 20sec after separation)
3.4.5	Max Magnetic Field Exposure = 300nT for direct current, measured at 1m from spacecraft surface.	
SpaceX's Falcon 9 Launch Vehicle		
Section	No.	Requirement
Payload Environment	6.2.3.5	Allowable Radiated Emissions: Electric Field Limit = 120 dBuV/m (for Frequency < 430MHz) (Figure 5-6)
Payload Interfaces	5.3	The launch vehicle will provide a signal to the payload at separation to initiate payload power up.
Ariane 5 Launch Vehicle		
Section	No.	Requirement
Spacecraft Interfaces	5.5	Electrical and Radio Electrical Interfaces (Table 5.5.a)
	5.5	1min for command signal sent to/ generated by Spacecraft > 20sec after separation from launch vehicle.

Source: Soyuz User's Manual ST-GTD-SUM-01- ISSUE 3 – REVISION 0 – April 2001  
 Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide Rev 1  
 Ariane 5 User's Manual ISSUE 5 REVISION 0 July 2008

## Antenna Trade Study

- Selection Criteria
- Specific characteristics analyzed for the Antenna.
- High values represent the best configurations.

ANTENNA CHARACTERISTICS						
Model	Gain (dB)	Frequency Band	Polarization	Size	Connector	3dB Beamwidth (°)
Patch Antennas	5.0-7.0	VHF - K	Linear or Circular	Medium	SMA	~100
Dipole Antennas	1.5-2.5	UHF/U C	Linear	Small	SMA	~78
Slot Antennas	6	VHF - K	Linear	Medium	SMA	~80

## Antenna Trade Study

\*Antenna Construction is being evaluated.

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
VARIABLE	WEIGHT (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1 Gain (dB)	4	1.5									7
2 Frequency Band	2	Narrow Range					Wide Range				
3 Size	2	Large			Medium			Small			
4 Polarization	2	Linear				Circular					
5 IWR Bandwidth	2	45				100					



Picture Credit: Utah State University

TRADE STUDY TABLE					
Dipole Antenna		Slot Antenna		Patch Antenna	
NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL
2	8	8	32	10	40
5	10	10	20	10	20
10	40	5	20	5	20
5	15	5	15	10	30
6	12	7	14	10	20
	85		101		330



Picture Credit: Spectrum Control Inc.

## RF Amplifier Trade Study

- Selection Criteria
  - Specific characteristics analyzed for the RF Amplifier.
  - High values represent the best configurations.

RF AMPLIFIER CHARACTERISTICS						
Model	Power Consumption (mW)	Gain (dB)	Size (Pins)	Frequency Range (MHz)	Price (\$)	Max Output Power (dBm)
RF2117	4070	33	16	400-500	6	33
THS9001	370	15.5	6	50-750	1.5	20.6
RF2104	1850	28	16	400-1000	4	27
AH117	740	15	4	400-2200	5	24

## RF Amplifier Trade Study



Picture Credit: RF Micro Devices

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
VARIABLE	WEIGHT (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1 Power Consumption (mW)	4	4070									370
2 Gain (dB)	2	15									33
3 Size (Pins)	2	16									4
4 Frequency Range	3	NO Range	Narrow Range				Wide Range				
5 Price (\$)	2	6									1.5
6 Max Output Power (dBm)	3	30.5									33

TRADE STUDY TABLE					
RFMD RF2117 (CaIPoly CP2)	THS9001 (VHF Beacon)	RF2104 (StenSat)	AH117 (PW-Sat)		
NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL
1	4	10	40	5	20
10	40	1	4	8	32
1	2	8	16	1	2
5	15	6	18	9	27
1	2	10	20	4	8
10	30	1	3	7	21
	93		101		110

## Transceiver Trade Study

- Selection Criteria
  - Specific characteristics analyzed for the Transceiver.
  - High values represent the best configurations.

TRANSCIVER CHARACTERISTICS							
Model	RF Power Consumption (mW)	TX Power Consumption (mW)	RF Output (mW)	Frequency Range (MHz)	Size (pins)	Price (\$)	Max Data Rate (bps)
Altera D1-CST	152	1140	300	420-450	56-94**11	180	9600
Chipcon CC400	46.6	215	33	300-500	28	10.81	9600
Chipcon CC1000	27.88	63.79	40	300-1000	28	6.21	16800
MHX 2400	1000	5500	1000	2600	32	20	115200
ADF7021	70.2	83.8	30	160-650	48	2.88	32800

## Transceiver Trade Study



Picture Credit: Chipcon

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
VARIABLE	WEIGHT (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1 RF Power Consumption (mW)	4	1000									25
2 TX Power Consumption (mW)	4	3500									85
3 RF Output (mW)	3	10									3000
4 Frequency Range	4	NO Range	Narrow Range				Wide Range				
5 Size (pins)	3	48									28
6 Price (\$)	2	180									2.88
10 Max Data Rate (bps)	2	1200									115200

TRADE STUDY TABLE					
Altera D1-CST (CaIPoly CP1)	Chipcon CC400 (CaIPoly CP2)	Chipcon CC1000 (CaIPoly CP2)	MHX 2400 (SCAT)	ADF7021 (SCAT**)	
NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL
5	20	8	32	9	36
4	16	5	24	8	32
6	18	3	9	3	12
1	16	5	20	10	40
1	3	10	30	10	40
2	6	7	21	8	24
4	8	4	16	8	32
	87		144		177

\*\*Mtx supply voltage = 4.9V \*\*\*Mtx supply voltage = 1.8V

## TNC (Terminal Node Controller) Trade Study

- Selection Criteria
  - Specific characteristics analyzed for the Transceiver.
  - High values represent the best configurations.

TNC CHARACTERISTICS							
Model	CPU Speed (MIPS)	Power Consumption (mW)	Size (Pins)	Program Memory (KB)	Price (\$)	RAM (Bytes)	EEPROM (Bytes)
PIC18LF6720	6.25	925	64	128	11.33	3840	1024
PIC18F14K22	16	740	20	16	2.25	512	256
PIC16F887	5	351.5	40	14	2.70	368	256

## TNC (Terminal Node Controller) Trade Study

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
VARIABLE	Weight (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1 CPU Speed (MHz)	3	5									16
2 Power Consumption (mW)	4	925									350
3 Size (mm)	3	44									20
5 Program Memory (KB)	4	14									120
6 Price (\$)	2	13.18									2.25
7 EEPROM (Bytes)	2	365									1024
8 RAM (Bytes)	4	368									3840

Picture Credit: MicroChip



TRADE STUDY TABLE					
PIC18F6720 (CalPoly CP2)		PIC18F14K22		PIC16F887 (Arizona)	
NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL
3	9	10	30	1	3
1	4	4	16	10	40
1	3	10	30	5	15
10	30	1	4	1	4
1	2	10	20	9	18
10	20	1	2	1	2
10	40	3	12	1	4
	118		114		86

## AX.25 Protocol

Flag	Address	Control	Info	FCS	Flag
01111110	112/224 Bits	8/16 Bits	N*8 Bits	16 Bits	01111110

Figure 3.1a. U and S frame construction.

Flag	Address	Control	PID	Info	FCS	Flag
01111110	112/224 Bits	8/16 Bits	8 Bits	N*8 Bits	16 Bits	01111110

Figure 3.1b. Information frame construction.

Notes:

- The Info field exists only in certain frames (Section 4.4.3)
- FCS is the Frame Check Sequence field (Section 4.4.6)
- PID is the Protocol Identifier field (Section 3.4)

Picture Credit: Tucson Amateur Packet Radio Corp

## Communication Subsystem Final Components

COMMUNICATION SUBSYSTEM COMPONENTS				
ANTENNA	RF AMPLIFIER	TRANSCEIVER	TNC	PROTOCOL
Patch Antenna	RF2104	Chipcon CC1000	PIC18F6720	AX.25

## Ground Control



# MANAGEMENT

Emilio José Miranda Rivas

## Requirements Compliance

Req ID	Requirement	Comply/Partial	Slide(s) Demonstrating Compliance
1	The CubeSat shall comply with the following mechanical requirements		
1.1	Maximum mass of 1.33 kg.	Comply	39
1.2	The CubeSat shall be 100.0±0.1 mm wide (X and Y dimensions).	Comply	17, 32, 34
1.3	The CubeSat shall be 113.5±0.1 mm tall (Z dimension).	Comply	17
1.4	All components shall not exceed 6.5 mm normal to the surface of the cube.	Comply	34, 35
1.5	Rails shall have a minimum width of 6.5 mm.	Comply	34, 35
1.6	The ends of the rails on the +Z face shall have a minimum surface area of 6.5 mm x 8.5 mm.	Comply	34, 35
1.7	Aluminum 7075 or 6061 shall be used for both the main CubeSat structure and the rails.	Comply	37, 38

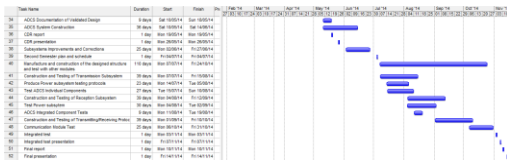
## Requirements Compliance

Req ID	Requirement	Comply/Partial	Slide(s) Demonstrating Compliance
2	The CubeSat shall comply with the following power requirements		
2.1	Total stored chemical energy shall not exceed 100 Wh at FC.	Comply	49-51
2.2	The CubeSat shall include at least one deployment switch to completely turn off satellite power.	Comply	41,42
2.3	All system should be turned off, including real time clocks.	Comply	41,42
2.4	Batteries shall be fully deactivated during launch or launch with discharged batteries.	Comply	41,42
2.5	The CubeSat shall include a Remove Before Flight (RBF) pin.	Partial	41
2.6	The RBF pin shall cut all power to the satellite once it is inserted into the satellite.	Partial	41

## CubeSat Preliminary Budget

Component	Qty	Unit Cost (\$)	Cost (\$)	Real	Estimate	Category
Structure	1	415	415	x		Mechanical Subsystem
Lithon battery	1	11,54	11,54	x		Power Subsystem
Mini solar panel 1V	6	12	72	x		Power Subsystem
Diplexer	1	5	5		x	Communication Subsystem
RF Amp RF2104	2	8	16	x		Communication Subsystem
Transceiver CC1000	2	8,23	16,46	x		Communication Subsystem
TNC PCB18F8720	1	11,33	11,33	x		Communication Subsystem
Antenna Materials	1	50	50		x	Communication Subsystem
PCB	1	50	50		x	Communication Subsystem
DC Motor	3	98	294	x		ADCS Subsystem
Flywheel	3	15	45		x	ADCS Subsystem
Magnetorquer	3	100	300		x	ADCS Subsystem
Photodiode	6	4,5	27		x	ADCS Subsystem
IMU	1	30	30		x	ADCS Subsystem
PCB	1	50	50		x	ADCS Subsystem
<b>Total</b>					<b>1,355.33</b>	

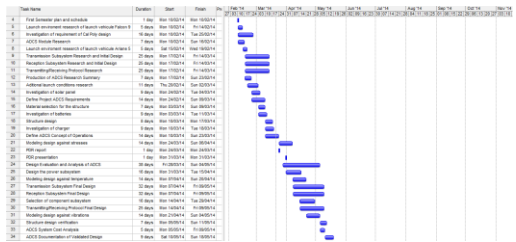
## Team Schedule



## Requirements Compliance

Req ID	Requirement	Comply/Partial	Slide(s) Demonstrating Compliance
3	The CubeSat shall comply with the following communication requirements		
3.1	Module Deactivated during Launch	Comply	41,42
3.2	Module Connectors inside the 'Access Port Location'	No Comply	-
3.3	min antenna deploy = 30min. After deployment switch activation	Comply	41,42
3.4	min RF circuit transmission = 30min. After deployment switch activation (if power > 1mW)	Comply	41,42
3.5	Provide documentation of proper licenses for use of frequencies (frequency coordination by IARU)	No Comply	-
3.6	min for command Signal sent to/generated by Spacecraft = 20sec after separation from launch vehicle	Comply	41,42

## Team Schedule



## 2. Revisión del Diseño Crítico (CDR - Critical Design Review)

# CUBESAT 2014 CRITICAL DESIGN REVIEW (CDR) V2



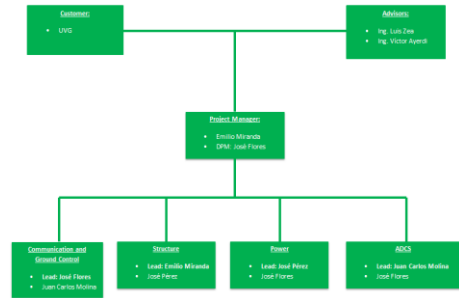
## Presentation Outline

Description	Starting at Slide	Presenter's Name
Systems Overview	7	José Flores
Mechanical Subsystem	18	Emilio Miranda
Power Subsystem	63	José Pérez
Attitude Control and Determination Subsystem	91	Juan Carlos Molina
Communication Subsystem	118	José Flores
Management	144	Emilio Miranda

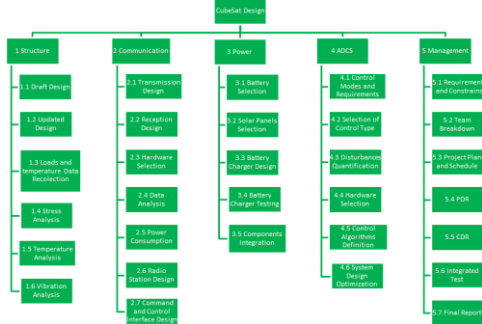
## Team Members

Name	Major	Year
Emilio Miranda	Mechatronics Engineer	Senior
José Pérez	Mechatronics Engineer	Senior
José Flores	Mechatronics Engineer	Senior
Juan Carlos Molina	Mechatronics Engineer	Senior

## Team Breakdown



## Work Breakdown Structure



## Acronyms

ADCS	Attitude Determination and Control System	GPA	Giga Pascal	PD	Protocol Identifier
BAF	Final Assembly Building	GTO	Geostationary Transfer Orbit	P-POD	Poly Positionable Orbital Deployer
BAFIRE	Encapsulation Hall of BAF	h	hour	QSL	Quasi-Static Load
BDC	Business Direct Current	HS	British Honduras	RBF	Remove Before Flight
BM	Bit per second	Hz	Hertz	RF	Radio Frequency
CCU	Payload Container	IARU	International Amateur Radio Union	rpm	revolution per second
CDS	CableLar Design Specification	kg	Kilogram	sec	seconds
cm	Centimeters	kg	Kilogram	s	seconds
COD	Center of gravity	LEO	Low Earth Orbit	S/C	Spacecraft
CMD	Control Moment Gyro	LV	Launch Vehicle	sec	seconds
COTS	Component Off-the-Shelf	LVLH	local vertical, local horizontal	ST	Superintendencia de Telecomunicaciones
CRAG	Club de Radio Aficionados de Guatemala	m	meter	SRB	Solid Rocket Booster
CSG	Guiana Space Centre	MHz	Megahertz	SSD	Sun-Synchronous Orbit
db	Decibel	MX	Assembly and Integration Building (Russian word)	TNC	Terminal Node Controller
DC	Direct Current	min	Minutes	TX	Transmit, Transmission
EOI	Earth-oriented Inertial	MPS	Milicon Instructions per Second	UCF	Upper Composite Integration Facility
ESSE	Electrical Ground Support Equipment	MLI	Multi-Layer Insulation	UHF	Ultra High Frequency
EPCU	Payload Preparation Console	mm	Millimeters	VHF	Very High Frequency
FAA	Federal Aviation Administration	MPa	Mega Pascal	W	Watt
FCC	Federal Communications Commission	mW	milliwatt	Watt	Watt
FCS	Frame Check Sequence	N	Newton	µT	Micro Tesla
FSK	Frequency-Shift Keying	NA	Not Available	mV	Millivolt
g	gravity acceleration (in books and literature context)	ONC	On Board Computer	°C	Celsius Degrees
GC	Geometric Center	oct	octave	°F	Fahrenheit Degrees
GFSK	Gaussian Frequency-Shift Keying	PAPC	Payload Access Platform		

# SYSTEM OVERVIEW

José Eduardo Flores Herrera

## Mission Summary

- Primary objective:**
  - To design and construct a CubeSat sub prototype for a non-specified payload in Guatemala.
- Additional objectives:**
  - Design of the power subsystem that provide sufficient power to the other electrical subsystem and to develop the internal and external circuitry of the Cubesat.
  - To demonstrate the successful operation of a communication system between the CubeSat prototype and a Ground station under simulated flight conditions.
  - To demonstrate the successful design and construction of the CubeSat structure under simulated launch conditions.
  - Design, verification and validation of an active type ADCS design for a 1U CubeSat.
  - Design and construction of a ground control station
- Mission Statement:**
  - Provide Guatemala the first prototype CubeSat that withstand launch conditions, transmit and receive data from a payload to a ground station, identify and control its attitude and operate using energy from the environment.

## System Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>CubeSat Design Specification (Cal Poly)</b>			
Overview	1.1	Maximum volume of 10 cm <sup>3</sup>	General
	1.1	Maximum mass of 1.33 kg	General
	3.1.1	CubeSats which incorporate any deviation from the ODS shall submit a DAR and adhere to the waiver process.	General
	3.1.2	All the parts shall remain attached to the CubeSat during launch, ejection and operation.	General
	3.1.3	No protrusions shall be permitted.	General
	3.1.4	Any propulsion systems shall be designed, fabricated, and tested in accordance with AFSPCMAN 91-710 Volume 3.	ADCS
	3.1.5	Propulsion systems shall have at least 3 exhibits to activation.	ADCS
	3.1.6	Total stored chemical energy shall not exceed 100 Watt-Hours.	Power
	3.1.7	CubeSat hazardous materials shall conform to AFSPCMAN 91-710, Volume 3.	General
	3.1.8.1	CubeSats materials shall have a Total Mass Loss (TML) ≤ 1.0%.	General
	3.1.8.2	CubeSat materials shall have a Colloidal Residue (CR) ≤ 0.1%.	General
General Requirements	3.1.9	The latest revision of the CubeSat Design Specification will be the official version which all CubeSat developers will adhere to the latest revision is available at <a href="http://www.cubesat.org">http://www.cubesat.org</a> .	General
	3.1.8.1	Cal Poly will send updates to the CubeSat mailing list upon any changes to the specification. You can sign-up for the CubeSat mailing list here: <a href="http://www.cubesat.org/subscribe/cubesat-cal-poly-slo">www.cubesat.org/subscribe/cubesat-cal-poly-slo</a> .	General
	3.1.10	Limit magnetic field outside the CubeSat static envelope to 0.5 Gauss above Earth's magnetic field.	ADCS
	3.1.11	The CubeSat shall be designed to accommodate ascent venting per ventable volume/mass > 2000 inches.	General

## System Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>CubeSat Design Specification (Cal Poly)</b>			
Electrical Requirements	2.3.1	Batteries shall be fully deionized during launch or launch with discharged batteries.	Power
	2.3.2	The CubeSat shall include at least one deployment switch on the designated rail stand-off to completely turn off satellite Power.	Power
	2.3.2	No electronics shall be active during launch.	General
	2.3.2.1	All systems shall be turned off when deployment switch is actuated.	General
	2.3.3	To allow for CubeSat diagnostics and battery charging after the CubeSats have been integrated into the P-POD all CubeSat umbilical connectors shall be designated Access port.	Power
	2.3.3	CubeSat umbilical connectors shall be within designated Access Port locations.	General
	2.3.4	The CubeSat shall include a Remote Before Flight (RBF) pin or launch with batteries fully discharged.	Power
Operational Requirements	2.3.4.2	The RBF pin shall cut all power to the satellite once it is inserted into the satellite.	Power
	2.3.4.3	RBF pin shall be accessible from the Access port and shall not protrude more than 6.5 mm from the rails.	Structure
	2.4.1	Receive Transmitter Shutdown Command under FCC Regulations.	Communication
	2.4.2	1min antenna deploy = 30min. After deployment switch activation.	Communication
	2.4.3	1min RF circuit transmission = 30min. After deployment switch activation (if Power > 1mW).	Communication
	2.4.4	Provide documentation of proper licenses for use of frequencies (frequency coordination by IARU).	Communication
	2.4.5	Less than 25 years of orbital decay lifetime after end of mission.	ADCS
	2.4.5.1	Provide documentation of approval from an orbital debris mitigation plan from the FCC.	ADCS
2.4.6	CalPoly shall conduct a W check in which hardware shall be inspected and integrated into the P-POD.	General	

## System Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>CubeSat Design Specification (Cal Poly)</b>			
Mechanical Requirements	3.2.1	The CubeSat coordinate system will match the P-POD coordinate system while integrated into the P-POD. The origin of the CubeSat coordinate system is located at the geometric center of the CubeSat.	Structure
	3.2.1.1	The CubeSat configuration and physical dimensions shall be per the appropriate section of Appendix B.	Structure
	3.2.2	The Z face of the CubeSat will be recessed first into the P-POD.	Structure
	3.2.3	No components on the green and yellow shaded sides shall exceed 6.5 mm normal to the surface.	Structure
	3.2.4	Deployables shall be constrained by the CubeSat, not the P-POD.	Structure
	3.2.5	Rails shall have a minimum width of 6.5 mm.	Structure
	3.2.6	Rails will have a surface roughness less than 1.6 µm.	Structure
	3.2.7	The edges of the rails will be rounded to a radius of at least 1 mm.	Structure
	3.2.8	The ends of the rails on the +Z face shall have a minimum surface area of 6.5 mm x 6.5 mm contact area for interfacing with the CubeSat rails.	Structure
	3.2.9	At least 75% of the rail shall be in contact with the P-POD rails; 25% of the rails may be recessed and no part of the rails will exceed the specification.	Structure
	3.2.10	The maximum mass of a 1U CubeSat shall be 1.33 kg.	Structure
	3.2.14	The CubeSat center of gravity shall be located within 2 cm from its geometric center in the X and Y direction.	Structure
	3.2.14.1	The 1U CubeSat center of gravity shall be located within 2 cm from its geometric center in the Z direction.	Structure
	3.2.15	Aluminum 7075, 6061, 2024, and/or 5052 will be used for both the main CubeSat structure and the rails.	Structure
	3.2.16	The CubeSat rails and standoff shall be heat treated aluminum to prevent any cold welding with the P-POD.	Structure
	3.2.17	The 1U, 1.5U, and 2U CubeSats shall use separation springs to ensure adequate separation.	Structure
	3.2.17.2	The compressed separation springs shall be at or below the level of the standoff.	Structure
3.2.17.3	The 1U, 1.5U and 2U CubeSat separation spring will be centered on the end of the standoff on the CubeSat's -Z face.	Structure	

## System Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>CubeSat Design Specification (Cal Poly)</b>			
Testing Requirements	3	Perform testing to meet launch provider requirements and to ensure safety of the CubeSat.	General
	3.1	Undergo random vibration test.	General
	3.2	Thermal Vacuum Balance to ensure proper outgassing of components.	ADCS
	3.3	Undergo visual inspection test.	General
	3.4	Undergo qualification test (no modification).	General
	3.5	Undergo proto flight test (no modification).	General
3.6	Pass Acceptance tests after integration of the CubeSat into the P-POD.	General	

Source: CubeSat Design Specification Rev. 13. The CubeSat Program, Cal Poly SLO

## System Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>Soyuz's 9 Soyuz and Soyuz-U Launch Vehicles</b>			
Payload Interfaces	5.3.3	Connectivity between the payload Electrical Ground Support Equipment (EGSE) and the payload is provided by an electrical umbilical.	General
Payload Integration	5.4.2	The payload customer is responsible for generating their own range, range safety, and Federal Aviation Administration (FAA) documentation.	General
	5.4.3	SpaceX provides personnel, services, hardware, equipment, documentation, reviews, analyses and facilities necessary to support mission planning, payload integration and launch.	General
Safety Requirements	7.1	Falcon 9 customers are required to meet AFSPC/MAN 91-710 Range User's Manual requirements in the design and operation of their flight and ground systems.	General
Payload Questionnaire	8	Completion of a Payload Questionnaire is necessary for use in evaluating the compatibility of any new payload with Falcon 9 launch vehicles.	General

Source: Soyuz User's Manual ST-GTD-SUM-01- ISSUE 3 – REVISION 0 – April 2001

## System Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>Soyuz's 9 Falcon 9 Launch Vehicle</b>			
Payload Interfaces	5.3.3	Connectivity between the payload Electrical Ground Support Equipment (EGSE) and the payload is provided by an electrical umbilical.	General
Payload Integration	5.4.2	The payload customer is responsible for generating their own range, range safety, and Federal Aviation Administration (FAA) documentation.	General
	5.4.3	SpaceX provides personnel, services, hardware, equipment, documentation, reviews, analyses and facilities necessary to support mission planning, payload integration and launch.	General
Safety Requirements	7.1	Falcon 9 customers are required to meet AFSPC/MAN 91-710 Range User's Manual requirements in the design and operation of their flight and ground systems.	General
Payload Questionnaire	8	Completion of a Payload Questionnaire is necessary for use in evaluating the compatibility of any new payload with Falcon 9 launch vehicles.	General

Source: Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide Rev 1

## System Requirements

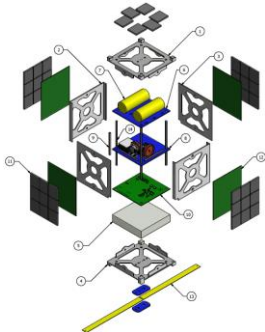
CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>Ariane 5 Launch Vehicle</b>			
Performance and Launch Mission Design Requirements	2.4.2	Sun Synchronous and polar circular orbit specifications.	General
Design Requirements	4.2.1	The Customer is required to design the spacecraft in conformity with the CSG Safety Regulations.	General
Reentry Interfaces	5.5	Initiation of operations after separation from the launch vehicle must be inhibited until physical separation.	General

Source: Ariane 5 User's Manual ISSUE 5 REVISION 0 July 2008

## System Drivers

- 20% of total inside volume and 541.27g of mass reserved for the payload.
- Structure made of Aluminum 7075.
- All components must have guaranteed operation within industrial temperature range (-40°C to 80°C).
- 437 MHz frequency for communication.
- 3.7 V and 5000 mAh battery provided.

## CubeSat Exploded Projection



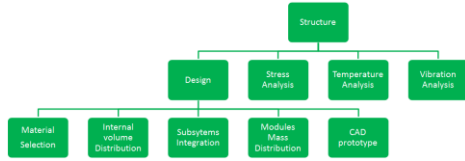
ITEM	QTY	PART NUMBER
1	1	Top Plate
2	2	Side Plate A
3	2	Side Plate B
4	1	Bottom Plate
5	1	Payload
6	1	Power Board
7	2	Battery
8	1	ADCS Board
9	3	Magnetic Torquer
10	1	Communication Board
11	42	Mini Solar Panel
12	4	Solar Panel Plate
13	1	Antenna
14	4	Stainless Steel M4 Threaded Rod

# MECHANICAL SUBSYSTEM

Emilio José Miranda Rivas

## Mechanical Subsystem Overview

- Aluminum used for structure and rails to comply with mechanical requirements and reduce weight.
- CubeSat faces designed to reduce weight while maintaining structure integrity.
- The structure must protect the electronics and the payload against launch conditions.



## Soyuz Mechanical Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
Startram 4 Soyuz and Soyuz-2 Launch Vehicles			
Mechanical Environment	3.1.1.1	(On ground) Vertical quasi-static loads: longitudinal (1g static ± 0.6g dynamic) and lateral (±0.4g dynamic)	Structure
	3.1.2	In flight: Highest longitudinal acceleration: 4.3g and highest lateral static acceleration: 0.4g	Structure
Thermal Environment	Table 3.2	Maximum QSL During Flight	Structure
	Table 3.11	Thermal environment in startram's facilities between +17°C and +29°C, accuracy ± 1°C	Structure
	Table 3.12	Temperatures under the fairing between 10°C and +25°C	Structure
	3.2.2.1	The thermal flux density incident by the fairing does not exceed 500 W/m <sup>2</sup> at any point.	Structure
	3.2.2.2	The aerothermal flux varies from 1135 W/m <sup>2</sup> to less than 200 W/m <sup>2</sup> within 20 seconds after the fairing jettisoning.	Structure
Design Requirements	3.2.2.3	No thermal flux coming from separated stages need be considered.	Structure
	4.2.2.1	The spacecraft center of gravity offset should not exceed 15 mm.	Structure
	4.2.4	Structural stiffness ensures that the fundamental frequencies of the spacecraft are not less than 15 Hz in lateral and 35 Hz in longitudinal.	Structure
Spacecraft Verification Requirements	4.3.2	Quasi-static load safety factor of 1.1 in flight operation and 1.15 on-ground operation.	Structure
	4.3.3	Sho vibration safety factor of 1.5 in flight operation and 1.5 on-ground operation.	Structure
	4.3.3.3	No random vibration test is required at the spacecraft level.	Structure

Source: Soyuz User's Manual ST-GTD-SUM-01- ISSUE 3 – REVISION 0 – April 2001.

The information presented below was obtained from the same source.

## Soyuz Mechanical Requirements: Maximum QSL On Ground

Table 3-1: Maximum QSL During Transfers

Load Case	QSL (g)					
	Lateral			Longitudinal		
	Static	Dynamic	Total	Static	Dynamic	Total
Transport	1.0	± 0.55	+1.55/+0.45	0.0	± 0.30	± 0.30

**Note:**

- The minus signs indicate compression along the longitudinal axis and the plus signs tension.
- Longitudinal and lateral QSL act simultaneously.
- Lateral loads along the axis (z) are oriented to the Earth — that is, at 45 degrees from the LV axes, as presented in Figure 3-1.
- These QSL values are the maximum expected values for a spacecraft complying with the characteristic frequency requirements given in Chapter 4.

## Soyuz Mechanical Requirements: Maximum QSL In Flight

Load Event	QSL (g) (+ = tension; - = compression)					
	Lateral			Longitudinal		
	Static	Dynamic	Total	Static	Dynamic	Total
1 Liftoff	±0.2	±1.6	±1.8	-1.0	±0.6	from -1.6 to -0.4
2 Flight with maximum dynamic pressure (Q <sub>max</sub> )	±0.4	±0.6	±1.0	-2.2	±0.4	from -2.6 to -1.8
3 First-stage flight with maximal acceleration	±0.1	±0.4	±0.5	-4.3	±0.7	from -5.0 to -3.6
4 Separation between first and second stages	±0.2	±0.8	±1.0	from -4.1 to -1.0	from 0.0 to ±0.3	from -4.1 to -0.7
5 Second-stage flight	±0.1	±0.7	±0.8	from -2.6 to -1.0	from ±0.3 to ±1.2	from -3.8 to -0.7
6 Separation between second and third stages	±0.2	±0.6	±0.8	from -2.6 to -0.2	from 0.0 to ±1.5	from -2.6 to +1.3
7 Beginning of third-stage flight	±0.2	±0.5	±0.7	-1.2	±1.5	from -2.7 to +0.3
8 First-stage engine cutoff	±0.1	±0.2	±0.3	from -3.7 to 0.0	from 0.0 to ±1.5	from -3.7 to +1.5

## Soyuz Mechanical Requirements: Shock Response Spectrum

Table 3-9: Shock Response Spectra at Stage Separations, Fairing Jettisoning, and Spacecraft Separation

Flight Event	Frequency (Hz)	
	100 – 1000	1000 – 5000
	SRS (G = 1G) (g)	
Fairing separation, upper-stage separation	15 – 350	350
Spacecraft separation (Arma-standard clamp bands)	See Table 3-10	

## Soyuz Mechanical Requirements: Random Vibration

Table 3-7: Random Vibrations at Spacecraft Base

Frequency Band (Hz)	Spectral Density (10 <sup>-2</sup> g <sup>2</sup> /Hz)
20 – 50	5
50 – 100	5 – 10
100 – 200	10 – 25
200 – 500	25
500 – 1000	25 – 10
1000 – 2000	10 – 5
Overall (g)	5.0

## Falcon 9 Mechanical Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>SpaceX's Falcon 9 Launch Vehicle</b>			
Payload Environments	5.2.2	Temperature in handler encapsulation: 70°F ± 5°F	Structure
	5.2.2	Temperature during robot: 70°F ± 5°F	Structure
	5.2.2	Temperature on pad/payload environmental control system: any setting between 50°F and 85°F ± 5°F	Structure
	Figure 5.2	Design Load Factors	Structure
	Figure 5.3	Falcon 9 shock response at payload interface	Structure
Payload Environments	5.2.3.4	SpaceX recommends deriving a payload-specific sine vibration environment curve based upon a coupled loads analysis if significant history is not available. View methodology.	Structure
	5.2.3.7	Payload fairing inner wall temperature is bounded around 120°F to 200°F in 200-250 seconds	Structure
Payload Environments	5.3.2	A mechanical fit check may be conducted with the spacecraft or a representative spacecraft using a mechanical template.	Structure

Source: Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide Rev 1.

The information presented below was obtained from the same source.

## Falcon 9 Mechanical Requirements: Shock Response Spectrum

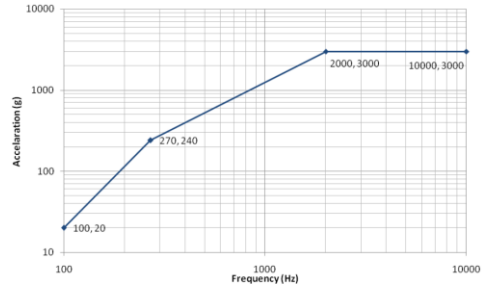


Figure 5-3 - Falcon 9 shock response at payload interface

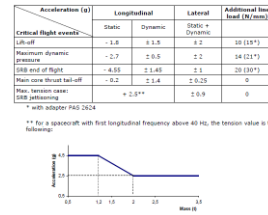
## Ariane 5 Mechanical Requirements

CubeSat Design Requirements Compliance Matrix			
Section	No.	Requirement	Responsibility
<b>Ariane 5 Launch Vehicle</b>			
Mechanical Environment	3.2.1.2	The highest longitudinal acceleration occurs at the end of the solid rocket boost phase and does not exceed 4.5g	Structure
	3.2.1.2	The highest lateral static acceleration may be up to 0.25 g	Structure
	3.2.3	Sine equivalent dynamics (Table 3.2.3.3) covering random vibrations	Structure
	Figure 3.2.6.a	Envelope shock spectrum for the upper stage separation and fairing jettisoning at spacecraft interface	Structure
Thermal Environment	3.3.2	Thermal environment on ground (Table 3.3.2.2.a)	Structure
	3.3.3.1	Thermal conditions before fairing jettisoning: the net flux density radiated by the fairing does not exceed 1000 W/m <sup>2</sup> at any point	Structure
	3.3.3.2	Aerothermal flux and thermal conditions after fairing jettisoning: the normal time for jettisoning the fairing is determined in order to not exceed the aerothermal flux of 1196 W/m <sup>2</sup>	Structure
	3.3.3.2	Solar-radiation flux, albedo and terrestrial infrared radiation and conductive exchange with LV must be added to the aerothermal flux. Figure 3.3.3.2.a	Structure
Design Requirements	4.2.4.1	Flight limit levels of QSL design load factors (Table 4.2.4.1.a)	Structure
	4.2.4.2	For correct dimensioning of the lower part of the spacecraft, the line loads peaking induced by the launch vehicle shall be taken into account	Structure
	4.2.4.2	The maximum value of the peaking line load induced by the spacecraft is allowed in local areas to be up to 10% over the dimensioning flux seen by adapter under limit loads condition	Structure
	4.2.4.4	The secondary structures and flexible elements must be designed to withstand the dynamic environment and must take into account the saddle factors	Structure
Spacecraft Compatibility Verification	4.3.2	Spacecraft qualification and acceptance test levels are determined by increasing the design load factors by the saddle factors given in table 4.3.2.a	Structure
	4.3.3.2	Structural vibration tests levels (Table 4.3.3.a)	Structure

Source: Ariane 5 User's Manual ISSUE 5 REVISION 0 July 2008.

The information presented below was obtained from the same source.

## Ariane 5 Mechanical Requirements: Quasi-Static Loads Flight Limit Levels



The minus sign with longitudinal axis values indicates compression. Lateral loads may act in any direction simultaneously with longitudinal loads. The Quasi-Static Loads (QSL) apply on payload C of G. The gravity load is included.

Table 4.2.4.1.a - Quasi-static loads - Flight limit levels

## Ariane 5 Mechanical Requirements: Shock Response Spectrum

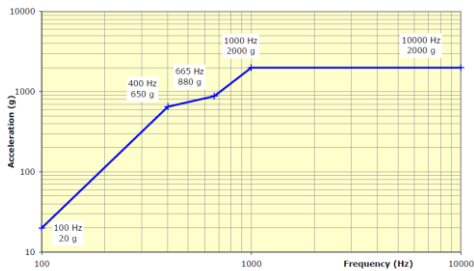


Figure 3.2.6.a - Envelope shock spectrum for the upper stage separation and fairing jettisoning at spacecraft interface

## Material Trade Study

- Selection Criteria:
- Specific characteristics analyzed for the structure's material.
- High values represent the best configurations.

Material	Density (g/cm <sup>3</sup> )	Thermal Conductivity (W/m·°C)	Braking Stress (N/mm <sup>2</sup> )	Brinell Hardness (HB)	Young's Modulus (GPa)
Aluminum 6061	2.71	167	150	95	69500
Aluminum 7075	2.81	130	479	130	72000

### Material Trade Study

WEIGHTING FACTOR TABLE	
Variable	Weight (0-4)
Density (g/cm <sup>3</sup> )	4
Thermal Conductivity (W/m <sup>2</sup> C)	3
Breaking Stress (N/mm <sup>2</sup> )	2
Brimell Hardness (HB)	2
Young's Modulus (Gpa)	2

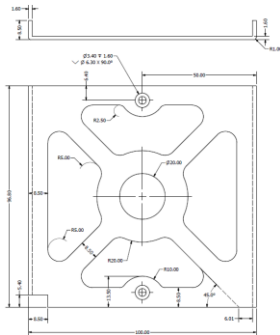
NORMALIZED VARIABLE VALUES									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
3									2
200									100
100									500
50									200
50									100

Structure Material: Aluminum 7075

Assemble Components: Stainless Steel – Material commonly used in Aerospace applications

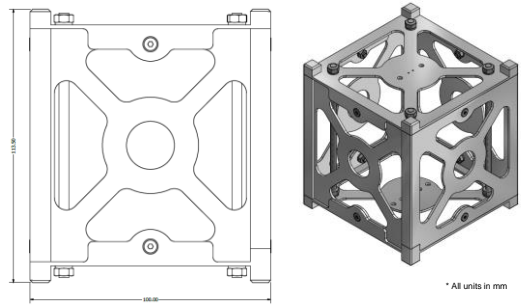
TRADE STUDY TABLE			
6061		7075	
Normalized	Total	Normalized	Total
3	12	2	8
4	12	7	21
3	6	9	18
4	8	6	12
5	10	5	10
	48		69

### Side Plate A Dimensions



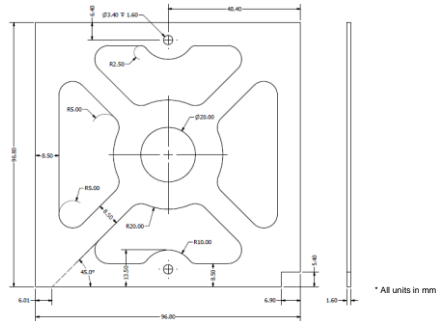
\* All units in mm

### CubeSat Structure General Dimensions



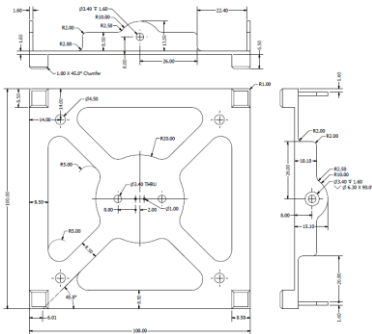
\* All units in mm

### Side Plate B Dimensions



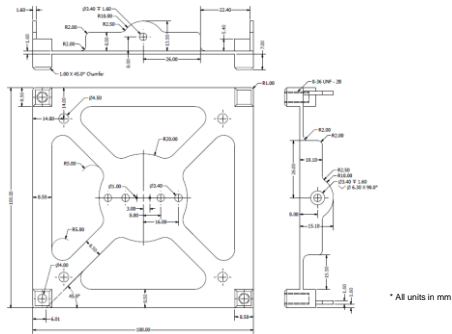
\* All units in mm

### Top Plate Dimensions



\* All units in mm

### Bottom Plate Dimensions

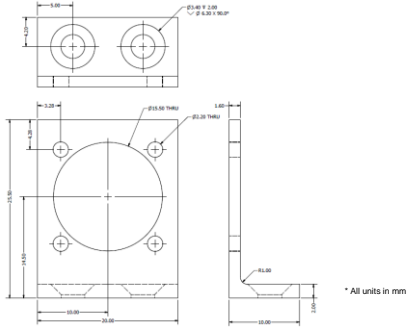


\* All units in mm

37

### Motor Plate Dimensions

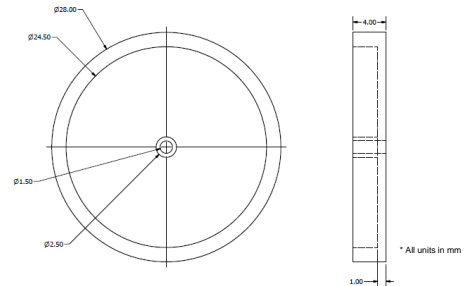
Material: Aluminum 7075



38

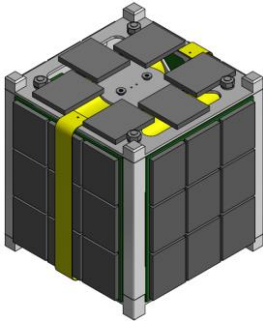
### Reaction Wheel Dimensions

Material: Copper



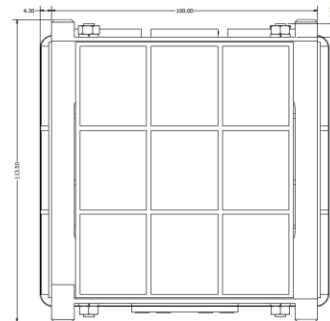
39

### CubeSat Assembly PPOD



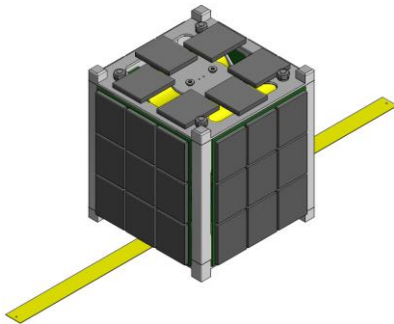
40

### CubeSat Assembly PPOD General Dimensions



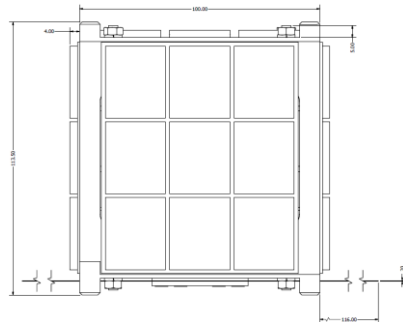
41

### CubeSat Assembly Antennas Deployed

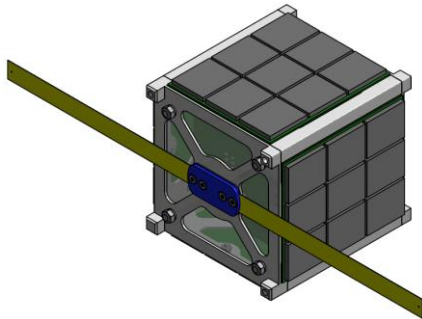


42

### CubeSat Assembly Antennas Deployed General Dimensions



### CubeSat Assembly Antenna fixing points



### Assembly Components

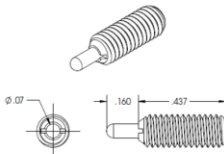
- Metric type 316 Stainless Steel Threaded Rod M4 size, 1 meter length, 0.7 pitch.
- Metric Stainless Steel Flat Head Machine Screw M3 size, 8mm length, 0.5 mm pitch
- Metric Stainless Steel Hex Nut M3 x 0.5mm pitch, 5.5mm width, 2.4mm height
- Metric Stainless Steel Hex Nut M4 x 0.7mm pitch, 7mm width, 3.2mm height
- Metric Spring Lock Washer 3N
- Metric Spring Lock Washer 4N

### Spring Plunger

Table 3: CubeSat Separation Spring Characteristics

Characteristics	Value
Plunger Material	Stainless Steel
End Force Initial/Final	0.14 lbs. / 0.9 lbs.
Travel Length	0.16 inches minimum above the standoff surface
Thread Pitch	6-36 UNF-2B

- Separation spring characteristics defined on the designated rail standoff by the CubeSat Design Specification (CDS).

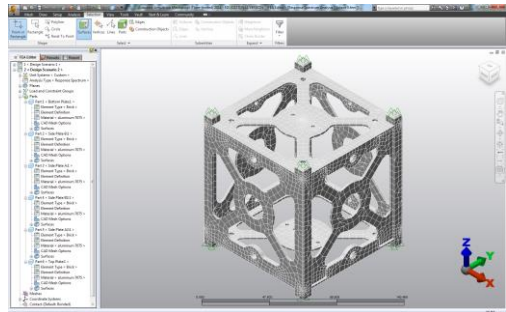


Picture credit: McMaster Carr

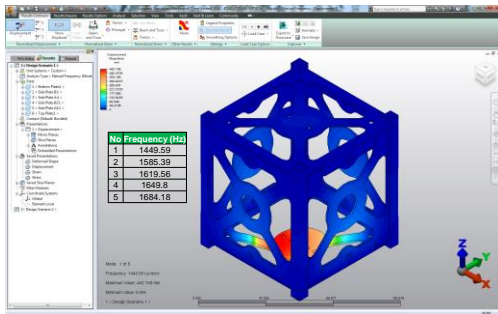
Figure 5: Custom Spec Spring Plunger (Separation Spring)

Picture credit: CubeSat Design Specification Rev. 13, The CubeSat Program, Cal Poly SLO

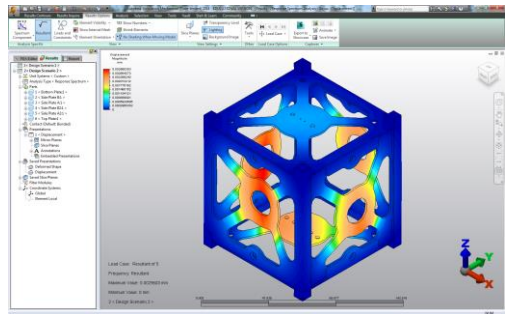
### Mesh and Constraints in Simulation Mechanical 2014



### Natural Frequency – Modal Analysis

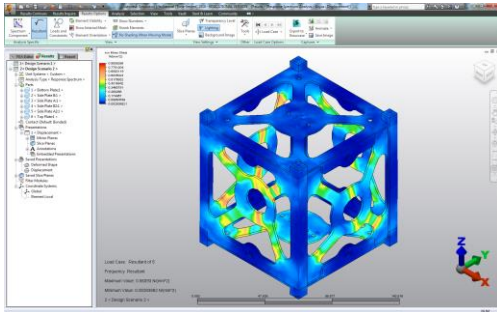


### Soyuz Shock Response Spectrum - Displacement



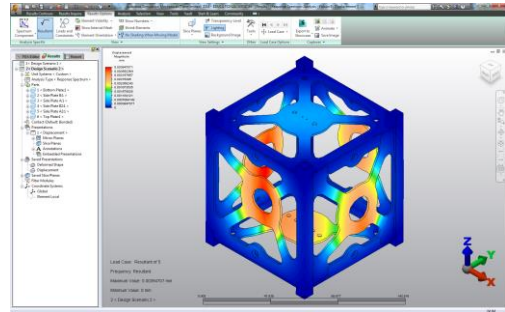
49

### Soyuz Shock Response Spectrum - Von Misses Stress



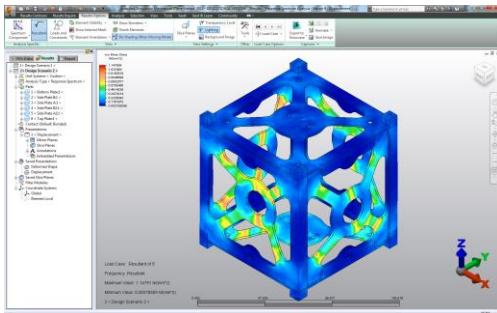
50

### Falcon 9 Shock Response Spectrum - Displacement



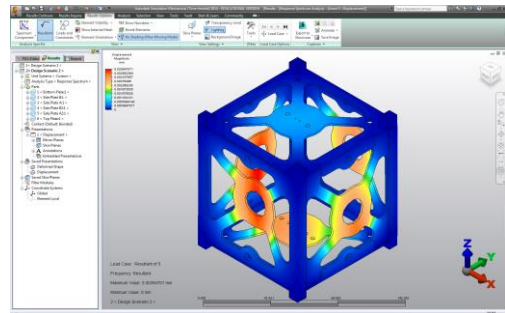
51

### Falcon 9 Shock Response Spectrum - Von Misses Stress



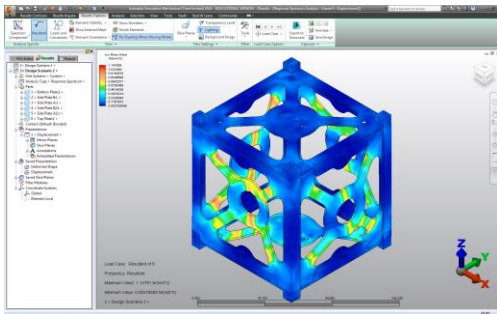
52

### Ariane 5 Shock Response Spectrum - Displacement



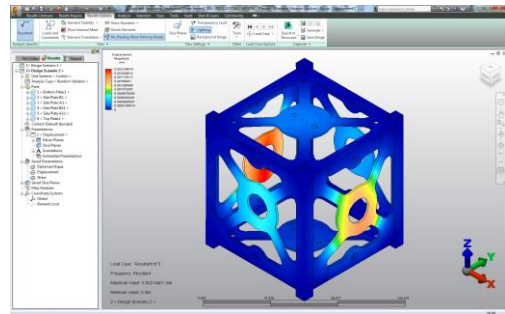
53

### Ariane 5 Shock Response Spectrum - Von Misses Stress



54

### Soyuz Random Vibration - Displacement



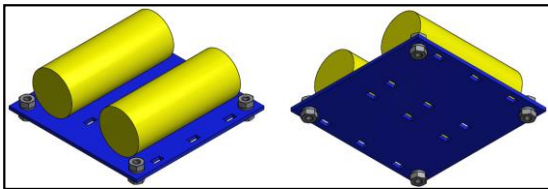


### Volume Distribution

- 20% of the total inside volume and 40.7% of the total mass of the CubeSat will be reserved for the payload. This is a volume of 127,008 mm<sup>3</sup> and a mass of 541.27g.
- ADCS module is allowed to occupy a volume of 201,096 mm<sup>3</sup>, power module a volume of 172,872 mm<sup>3</sup> and communication module a volume of 182,045 mm<sup>3</sup>.
- Solar panels will be installed in five of the six faces of the CubeSat. It will be allowed a space with 75 mm of width, a height of 90 mm and a maximum depth of 3 mm in each face.

### Mass Budget

Component	Qty	Unit Weight (g)	Weight (g)	Real	Estimate	Category
Bottom Plate	1	41	41		x	Mechanical Subsystem
Side Plate A	2	32	64		x	Mechanical Subsystem
Side Plate B	2	25	50		x	Mechanical Subsystem
Top Plate	1	40	40		x	Mechanical Subsystem
Mover Plate	2	2	4		x	Mechanical Subsystem
ABS Plastic Plate	2	15	30		x	Mechanical Subsystem
Threaded Rod	4	11	44	x		Mechanical Subsystem
Stainless Steel Nuts	60	0.4	24		x	Mechanical Subsystem
Stainless Steel Washers	60	0.2	12		x	Mechanical Subsystem
Stainless Steel Screws	20	0.56	11.2		x	Mechanical Subsystem
Spring Plungers	2	1	2		x	Mechanical Subsystem
Battery	2	56	112	x		Power Subsystem
Solar panel	42	2	84		x	Power Subsystem
Transceiver CC1101	1	5	5		x	COMS Subsystem
TNC STM32F415RG	1	5	5		x	COMS Subsystem
Antenna Materials	2	30	60		x	COMS Subsystem
PCB	1	25	25		x	COMS Subsystem
Reaction Wheel	3	19.81	59.43		x	ADCS
Magnetometer	3	3	9		x	ADCS
IMU	1	7.1	7.1		x	ADCS
GPS	1	10	10		x	ADCS
Electronic Components	1	10	10		x	ADCS
PCB	1	25	25		x	ADCS
Payload	1	541.27	541.27		x	Payload
<b>Total (g)</b>						<b>1330</b>



### Center of Gravity (COG)

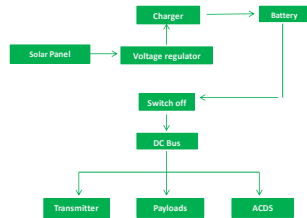
- Calculated using Inventor 2014 physical iProperties.
- COG for CubeSat inside PPOD (antennas retracted): x=0.894mm, y=0.372mm, z=-8.336mm.
- COG for CubeSat with antennas deployed: x=0.894mm, y=0.372mm, z=-8.256mm.
- Both COG's are located within a sphere of 2cm of the CubeSat's geometric center, this is in the range of x=0mm±10mm, y =0mm±10mm, z=0±10mm (Assuming that payload COG is at its geometric center).

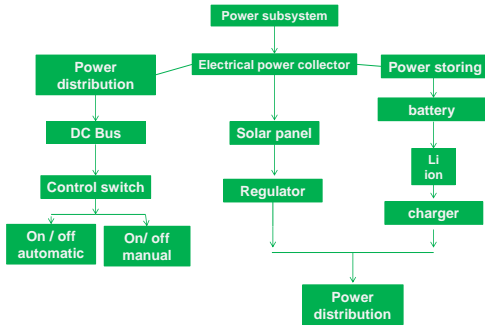
## POWER SUBSYSTEM

José Andrés Pérez Coronado

### Power Subsystem Overview

- Electrical Power Collector.
- Energy Storing & Management.
- Voltage Regulators.
- DC bus.
- Charger voltage battery.





### Power Components ADCS

No.	Component	Voltage/u (V)	Current/u (A)*	Power/u (W)	# Units	Total Power (W)
1	Motor DC	6	0.198	1.188	3	3.564
2	IMU	3.5	0.052	0.182	1	0.182
3	GPS	3.3	0.02	0.066	1	0.066
4	Light Sensor	3.3	0.024	0.079	6	0.475
5	Temperature Sensor	3.3	0.0004	0.001	6	0.008
6	Microcontroller	3.3	0.15	0.495	1	0.495
7	Magnetic Torquer	5	0.06	0.3	3	0.9
<b>Total power (W)</b>						<b>5.69</b>

### Power Components Communication

Component	Voltage (V)	Maximum Current (mA)	Maximum Power (W)
RF Amplifier	3.6	300	1.08
Transceiver (TX)	3	29.2	0.0876
Transceiver (RX)	3	17.1	0.0513
TNC	3.6	150	0.54
<b>Total Power (W)</b>			<b>1.7589</b>

### Power Subsystem Trade Study Solar Panel

- Selection Criteria:
- High values reflect a desired configuration.
  - The maximum amount of radiation that may receive the CubeSat, cover 2 faces of the CubeSat.

Solar panel	voltage (V)	Current (mA)	Large (mm)	Width(mm)	Depth (mm)	Efficiency %	Price (\$)
Mini solar panel 1V	1	100	30	25	2	18	12
Mini solar panel 4V (Modelo No KS-M500)	4	80	50	50	3	18	10
ISIS CubeSat Solar Panels	3	760	98	82.5	2	28	3457
Nano Power solar P100 A/B	4.6	500	98	82.5	2.15	30	2765.6

### Power Subsystem Trade Study Solar Panel

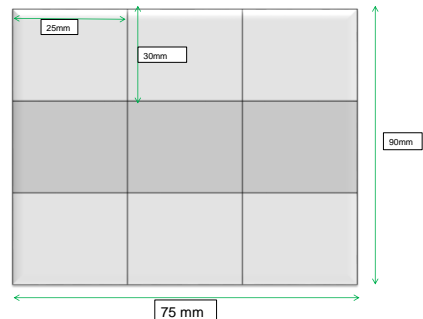
WEIGHTING FACTOR TABLE	
Variable	Weight (0-4)
Voltage (V)	4
Amperage (mA)	2
Volumen (mm <sup>3</sup> )	4
Efficiency %	3
Price \$	4

NORMALIZED VARIABLE VALUES									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0.5									
80									800
10000									750
3									30
3457									10

TRADE STUDY TABLE							
Mini solar panel 4v		Mini solar panel 1v		ISIS		Nano power solar	
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
8	32	2	8	6	24	9	36
1	2	2	4	10	20	7	14
4	16	10	40	2	8	2	8
6	18	6	18	9	27	10	30
8	32	10	40	1	4	3	12
	100		110		83		100

Selected solar Panel: Mini solar panel 1V.

### Distribution of Solar Panel in the Face of the CubeSat



73

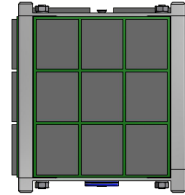
## Configuration of Solar Panel

- A row of 3 solar panel connected in series will give us 3V and 100mA.
- 3 rows of solar panel connected in parallel will give us 3V and 300 mA.
- That is why 9 solar panel will give us 3v and 300mA in each face of the CubeSat.
- We need to use protection Diodes in the outputs of the solar panel.

74

## Position Analysis of the CubeSat

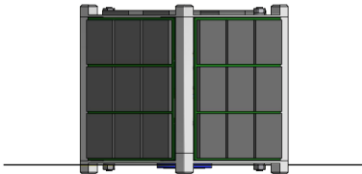
- One face
  - The solar panel provide 3v and 300 mA.
  - The regulator begin to work with 3.75 volts.



75

## Position Analysis of the CubeSat

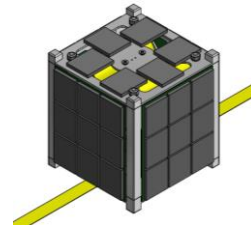
- Two faces
  - The solar panel provide 6v and 300 mA.
  - The regulator can work normally.



76

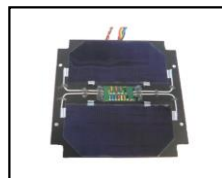
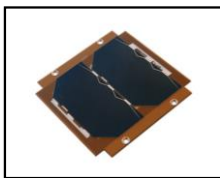
## Position Analysis of the CubeSat

- Three faces the top and 2 sides faces
  - The solar panel provide 8 v and 300mA
  - The maximum allowed voltage is 7V, if the voltage is greater the internal circuitry is burned.



77

## The Best Selection of Solar Panel



- Picture taken from [CubeSatShop.com](http://CubeSatShop.com)

78

## Characteristics

- The solar cells are space qualified triple junction cells from AzurSpace.
- Designed for LEO missions.
- High efficiency 28% to 30%.
- Operational temperature: -40 C to +85 C and -40 to +125°C.
- Radiation tolerance.
- Manufactured according to space standards
  - ECSS-E-20-08
  - MIL-PRF-13830

### Control switch

- Push buttons normally close: when the button is pressed the signal does not pass.



SYMBOL

• Picture taken from www.jameco.com

### Power Subsystem Trade Study Li-Ion Batteries

Selection Criteria:

- High values reflect a desired configuration.
- Specific characteristics analyzed for the Li-Ion Batteries.

Batteries	Nominal capacity (mAh)	Weight(g)	Diameter (mm)	Price (\$)	Rechargeable
GTL	5800	192	26	16.99	600
MarsFire	5000	92	26	11.54	500
LIR18650	2600	49	18.2	6.61	300

### Power Subsystem Trade Study Li-Ion Batteries

Variable	Weight (0-4)
Nominal capacity(mAh)	4
Weight(g)	3
Dimension(mm)	1
Price (\$)	2
Rechargeable	4

VALUES	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
5800										5800
192										40
100										10
30										3
60										800

TRADE STUDY TABLE					
MarsFire		GTL		LIR18650	
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
9	36	10	40	5	20
8	24	5	15	9	27
8	8	8	8	9	9
6	12	5	10	9	18
8	32	10	40	5	20
	112		113		94

Selected batteries Li-Ion= GTL

### Criteria for Battery Charger Design

- When we use lition-ion batteries we need a specific charger for the batteries.
- The voltage that we need in the outputs of the charger is of 4.2 Volts when we use a lition-ion battery that give us 3.7 Volts.
- We need to have 2 charger circuits because we have two batteries. The disadvantage of using lition-ion is that we can charge only one batteries, that is why we need 2 charger circuits.

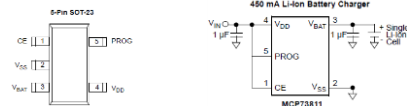
### Power Subsystem Selection

- The decision for the battery is that we will use two batteries in the CubeSat, that is why the Marsfire complies with the requirements that we need.
- In the solar panel the only change is that they need to have some protection in the outputs, because we use low-end solar panel.

Component	Selection component
Battery	Li-Ion battery MarsFire
Solar Panel	Mini solar panel 1V

### Battery Charger Design

- The MCP73811/2 devices are linear charge management controllers that are designed for use in space limited and cost sensitive applications.
- Employ a constant current/constant voltage charge algorithm. The constant voltage regulation is fixed at 4.20V, with a tight regulation tolerance of 1%.
- The low number of external components required make the circuit ideally for the project.



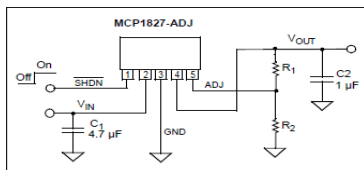
• Picture taken in the datasheet

### Criteria for the Regulator

- Maintain a constant voltage operation in the other subsystem.
- Supply the demand of voltage and amperage using only the batteries.
- We need linear regulator that provides high current and low voltage.
- We need dc/dc boost converter to generate more voltage.
- The selected values can be fixed or can vary with battery voltage or input to output voltage ratio.

### Regulator Design 3V, 3.3V , 3.6 and 5V

- The MCP1827/MCP1827S is a 1.5A Low Dropout (LDO) linear regulator that provides high current and low output voltages.



• Picture taken from the datasheet

### Criteria for the regulator

- Produce a good efficiency and stable operation over a wide operating range.
- Produce 5 types of voltage that the other subsystem needs.
- Have twice the power dissipated. To maintain a range of temperature in the circuit and to avoid burning the circuit.

### Setting the Output Voltage

- To adjust the voltage, we need to do a resistor divider network to set the voltage that we need.
- We need to change the R1 and R2 resistor from the circuit.

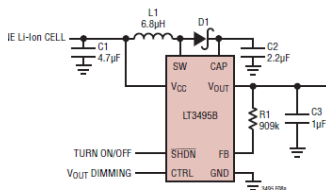
$$R_1 = R_2 \left( \frac{V_{out} - V_{adj}}{V_{adj}} \right)$$

Where  $V_{out}$  = LDO Output Voltage  
 $V_{adj}$  = ADJ Pin Voltage (typically 0.41V)

- Equation taken from the datasheet.

### Regulator Design 6V

- The LTR3495/LT3495B/LT3495-1/LT3495B-1 are low noise boost converters with integrated power switch, feedback resistor and output disconnect circuitry.



• Picture taken from the datasheet.

### Setting the Output Voltage

- When we use this regulator we need to change the resistor R1 to have the voltage that we need.

$$R_1 = 76 \left( \frac{V_{out}}{1.235} - 1 \right) k\Omega$$

- Equation taken from the datasheet.

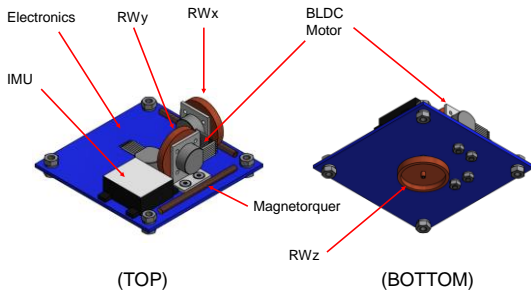
## Conclusion of Design Regulators

- To the regulator for 6V we need to have 3 regulator because the power dissipation is 1.9 watt that the circuit give and the motor need 1.2 Watts. We use 3 for security.
- The changes that we need to do in the regulator MCP1827 to have different output voltage is to change R2.

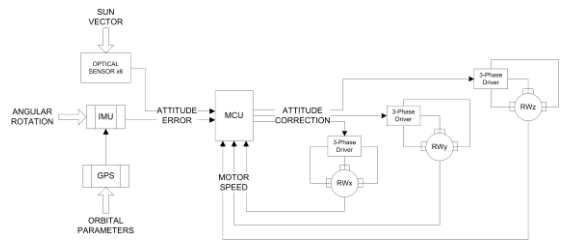
# ATTITUDE CONTROL AND DETERMINATION SUBSYSTEM

Juan Carlos Molina Castejón

## System Description



## ADCS Concept of Operations



## ADCS Subsystem Overview

System-level Drivers:

1. Communications antenna shall be pointing at nadir.
2. Two solar panels shall be receiving direct sunlight at all times.
3. Attitude determination shall be performed autonomously.

Drivers Implication:

1. Earth referenced orientation.
2. Three-Axis control system.
3. Closed-Loop control type.

## Coordinate Systems

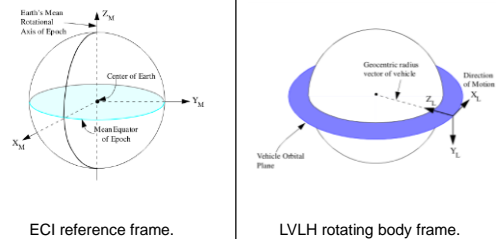


Image : <http://www.baen.com/rendezvous.asp>

## ADCS Requirements

Starzem's Soyuz and SoyuzS1 Launch Vehicles		
Section	No.	Requirement
Electrical Interfaces	5.3.2.2.1	Open/Closed Loop Commands used for initiating spacecraft flight commands.
Systems Engineering Support	7.3.6	Starzem provides the user with confirmation of spacecraft physical separation during flight.
Space's Falcon 9 Launch Vehicle		
General	4.4	Prior to separation, Falcon 9 can point the upper stage/payload to any desired attitude and minimize all rotation.
Performance Capability	4.5	Minimum Low Earth Orbit insertion accuracy.
Payload Separation	5.1.3	The Falcon 9 second stage can hold a stable attitude for payload separation or spin up to a maximum of 5 rpm's.
Ariane 5 Launch Vehicle		
Performance and Launch Mission	2.5	Injection Accuracy: Typical standard deviation (1 sigma) for standard GTO and for SSO.
Design Requirements	2.9.2	Separation mode and pointing accuracy.
	4.2.3.2	Static Unbalance requirements.

Sources:

- Soyuz User's Manual ST-GTD-SUM-01- ISSUE 3 – REVISION 0 – April 2001.
- Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide Rev 1.
- Ariane 5 User's Manual ISSUE 5 REVISION 0 July 2008.

## Control Modes Definition

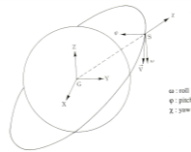
Mode	Description
1. Acquisition	Initial determination of attitude or recovery from emergencies.
2. De-tumbling	Stabilization of satellite after systems initialization.
3. On-Station	Regular subsystems and payload operation.
4. Contingency	Used in emergencies or in case of "On-Station" failure.

Source: Space Mission Analysis and Design, J. R. Wertz 1999. Table 11-2.

## Control Method Selection

- In order to have more payload options, passive control options like Spin Stabilization or Permanent Magnets were discarded.
- Because of the mechanical complexity involved, other options like Dual-Spin Stabilization and Thruster Control were also discarded.
- The remaining viable options were:

- Gravity-Gradient (w. Yaw Wheel)
- Bias Momentum (w. Momentum Wheel)
- Zero Momentum (w. RW's)
- Zero Momentum (w. CMG's)



Source: Japan Association of Remote Sensing.

## Control Method Trade Study

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
Variable	Weight (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Max Accuracy (deg)	4	5.000	4.445	3.889	3.334	2.778	2.223	1.667	1.112	0.556	0.001
Power Consumption (W)	3	80	81.0	72.2	63.3	54.4	45.5	36.6	27.8	18.9	10
Min Weight (kg)	3	10	9.0	8.0	7.0	6.0	5.0	4.0	3.0	2.0	1
Stow Stows (deg/s)	2	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.35	0.4	0.45	0.5
Num. Of Actuators	2	4.0	3.6	3.3	3.0	2.7	2.3	2.0	1.7	1.3	1.0
Maneuverability	1	Unlimited									Unlimited
Complexity	1	Max									Min

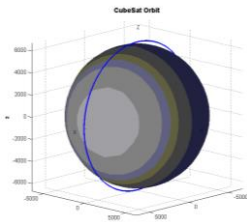
  

TRADE STUDY TABLE											
Gravity Gradient + Yaw Wheel		Bias Momentum (1 M. Wheel)		Zero Momentum (3 React. Wheels)		Zero Momentum (CMG's)					
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
1	4	7	28	10	40	10	40				
10	30	9	27	8	24	1	3				
10	30	9	27	8	24	1	3				
2	4	1	2	6	12	10	20				
10	40	7	14	1	2	7	14				
1	1	5	5	10	10	10	10				
10	40	5	5	5	5	10	10				
			108		117		108				

- Selection: zero momentum control using 3 RW's.

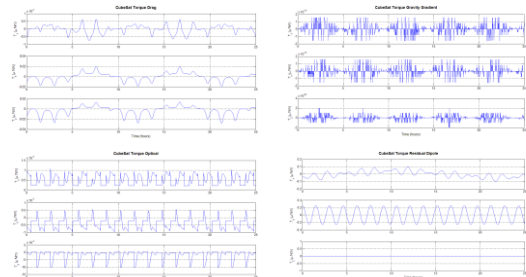
## Disturbance Environment

- Approximation of the disturbance torques the ADCS must reject.
- Based on worst case CG from GC offset. (CDS Rev. 13).
- Assuming a polar orbit with a semi-major axis of 330 km.



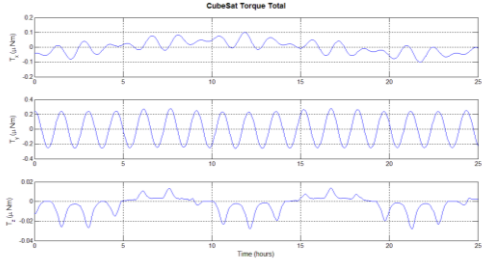
\*MATLAB simulation using the CubeSat Toolbox by Princeton Satellite Systems, Inc.

## Disturbance Torques Simulation



### Total Disturbance Torques

- Superposition of gravity, solar, aerodynamic and magnetic disturbance torques:



### BLDC Motor Trade Study

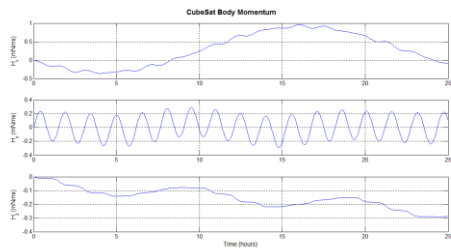
WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
Variable	Weight (0-1)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Cost (\$)	0.4	200									50
Volume (cm <sup>3</sup> )	0.4	55									2.5
MBMS (g)	0.4	25									1
Nominal Power (mW)*	0.3	250									50
Max. Torque (m-Nm)	0.3	0.1									3.7
No-Load Speed (10 <sup>3</sup> rpm)	0.2	5									50
Nominal Voltage (V)	0.2	6									3
Temp. Range (°C)	0.1	105									140

\*Obtained by multiplying: I<sub>nom</sub> \* V<sub>nom</sub>

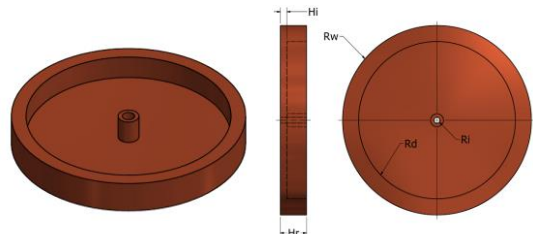
TRADE STUDY TABLE													
Faulhaber						Maxon							
1509 006B		1202 006B4		1608 003B4		2610 006B 80		2209 T 005B		EC 10 A		EC 20 A	
Normal	Tot	Normal	Tot	Normal	Tot	Normal	Tot	Normal	Tot	Normal	Tot	Normal	Tot
Ind	Wt	Ind	Wt	Ind	Wt	Ind	Wt	Ind	Wt	Ind	Wt	Ind	Wt
8	32	10	40	7	28	1	4	16	10	40	5	20	
8	34	10	40	8	30	1	4	6	24	10	40	4	16
8	24	8	24	8	24	9	27	10	30	10	30	1	3
2	8	1	3	2	6	10	30	1	3	2	6	9	27
3	6	8	16	4	8	1	2	4	8	4	8	2	4
1	2	7	14	10	20	1	2	10	20	7	14	1	2
1	11	4	16	4	16	1	4	4	16	6	6	10	10
	100		100		100		100		100		100		100

### Reaction Wheel Design

- Maximum momentum change = maximum torque.



### Flywheel Design



$$I_{fw} = \frac{\rho \pi \cdot H_r}{2} (R_w^4 + R_d^4 - R_i^4)$$

### Hardware Sizing

#### Selection Criteria:

- Triple-axis attitude control requires the use of at least 3 RW's.
- An optional fourth redundant wheel can be included for safety.
- An extra actuator is required to allow de-saturation of the wheels.
- Selected components must comply with the following parameters:

ACTUATOR SIZING				
Actuator	Parameter	Value	Nominal*	Dimension
Reaction Wheels	Disturbance Rejection	2.500E-07	2.5000E-06	N-m
	Slew Torque	1.745E-09	1.74533E-08	N-m
	Momentum Storage	2.416E-04	2.41638E-03	Nm-s
Magnetorquer	Momentum Dipole	7.034E-03	7.03354E-02	A-m <sup>2</sup>

\* Values using a margin factor of 10

Source: Space Mission Analysis and Design, J. R. Wertz 1999. Table 11-12.

### BLDC Motor

Top three choices:

1. **Faulhaber 1202:** medium price (\$ 100) but torque too small (0.16 m-Nm).
2. **Maxon EC 10:** overall good characteristics but price is too high (\$ 185).
3. **Faulhaber 1509:** high torque (0.6m-Nm), reasonable space requirement and lower price (\$ 88).



Images: FAULHABER miniature drive systems catalogue.

## RW Design Results

- Under critical conditions, saturation occurs aprox. every 20 min.
- Max torque of 2.5μ-Nm @ 14700rpm.

RW Design Results			
Given	Rotor Inertia	J	6.90E-08 kg·m <sup>2</sup>
	Nominal Angular Speed	ω	1539.3604 rad/s
	Max Momentum Change	Δh (Δt)	2.50E-06 N·m
Selected	Inner Radius	r <sub>i</sub>	0.001 m
	Outer Radius	r <sub>o</sub>	0.014 m
	Disk Radius	r <sub>d</sub>	0.011 m
	Inner Height	h <sub>i</sub>	0.001 m
	Disk Height	h <sub>d</sub>	0.004 m
Found	Mat. Density (Copper)	ρ	8940 kg/m <sup>3</sup>
	Moment of Inertia	I <sub>f</sub>	1.71E-06 kg·m <sup>2</sup>
	Stored Momentum	h <sub>w</sub>	2.64E-03 Nm·s
	Sat Time	t <sub>sat</sub>	1055.926 s
	Flywheel Volume	V <sub>f</sub>	1.43 cm <sup>3</sup>
	Flywheel Mass	m <sub>f</sub>	12.81 g

\*Obtained with Speed vs. Torque diagrams using slew torque.

Source: Spacecraft Dynamics and Control, M. J. Sidi, 1999, pp. 393-397.

## Magnetorquers

- Used as a secondary actuator for attitude correction.
- Used only to allow desaturation of reaction wheel system.
- Low mass, space and power consumptions but high cost.
- Selected component: ZARM Technik MT0.1-1
- Sufficient magnetic dipole moment of 0.1 A·m<sup>2</sup>.



Image: ZARM Technik AG product datasheet.

## CubeSat Attitude Model

Assumptions:

- CubeSat body frame is aligned with principal axes (positive-definite-symmetric Inertia Matrix):

$$[I] = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \cong \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}$$

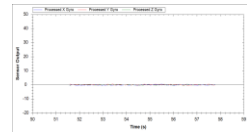
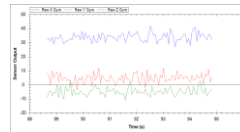
- Small Euler Angles approximation for angular rates:

$$\omega_{BR} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \cong \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

Source: Spacecraft Attitude and Orbit Control, 3ed. M. Paluszek, 2012.

## Attitude Determination

- Combination of magnetometer, rate gyros and GPS for a complete AHRS.
- Extended Kalman Filter algorithm included for system state estimation.
- Attitude transformation represented using quaternions.



Images: Tested Gyro Raw vs. Filtered output.

## IMU Sensor Trade Study

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
Variable	Weight (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Cost (\$)	1	150									30
Surface Area (mm <sup>2</sup> )	3	1000									200
Weight (g)	3	7									1
Gyro Data Noise density (μrad/s <sup>2</sup> /√Hz)	2	0.1									0.01
Gyro Sensitivity vs. Temp. Change (%/°C)	2	9									1
Quaternions Output	4	No.									Yes
Endianness	4	No.									Yes

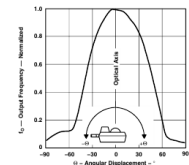


Image: CHR UM6 (CH Robotics LLC).

TRADE STUDY TABLE											
Proto	Sparkfun	Address		Sparkfun	CHR UM6						
MinIMU-9 v3	SEN-10724	9-DOF IMU	SEN-12936	SEN-12936	CHR UM6						
Normaliz	Total	Normaliz	Total	Normaliz	Total						
4	12	9	27	3	9	2	6	5	15		
9	9	8	8	9	9	10	10	1	1		
10	30	6	18	7	21	10	30	1	3		
10	20	8	16	10	20	1	2	8	16		
10	30	1	2	10	20	10	20	1	2		
1	4	1	4	1	4	1	4	10	40		
1	4	1	4	1	4	1	4	10	40		
	39		79		87		76		117		

## Solar Panels Orientation

- Purpose: achieve optimal angles for incident light.
- Approach: use of optical "cosine sensors" for irradiance measurement.
- Advantages:
  - Less susceptible to noise.
  - Non-invasive method.
  - Lower power dissipation.



Source: TAOS TSL237 datasheet.

### Optical Sensor Trade Study

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
Variable	Weight (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Cost (\$)	4	70									3
Package Area (mm <sup>2</sup> )	4	80									20
Temp. Range (°C)	3	70									100
Incident Angle (L-to-l)	3	60									90
Irradiance Responsivity (A/W)	2	0.46									2.3
Integrating lens	1	No									Yes



Image: TAOS TSL237 (Digi-Key Corporation).

TRADE STUDY TABLE							
Texas Instruments OPT101		Texas Instruments OPT301		TAOS TSL237		TAOS TSL237RD	
Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total	Normalized	Total
9	96	1	4	10	40	10	40
1	4	2	8	10	40	8	32
1	3	10	30	4	12	3	9
7	21	1	3	10	30	10	30
1	2	1	2	10	20	3	6
1	3	1	1	10	10	1	1
	67		48	105	418		

### Optical Sensor Details

- Selected Component: TAOS TSL237.
- Internal Light-To-Frequency Converter.
- Located at each face of the CubeSat.
- Direct interface to a microcontroller timer port.

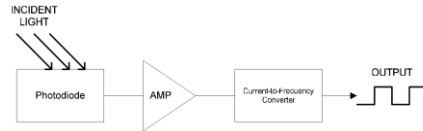
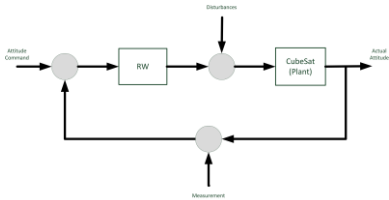


Image : Optical Sensor functional block diagram.

### Control System Block Diagram

- Use of momentum exchange device in the torque command mode.
- Attitude dynamics will be separated into three one-axis second-order dynamics equations.

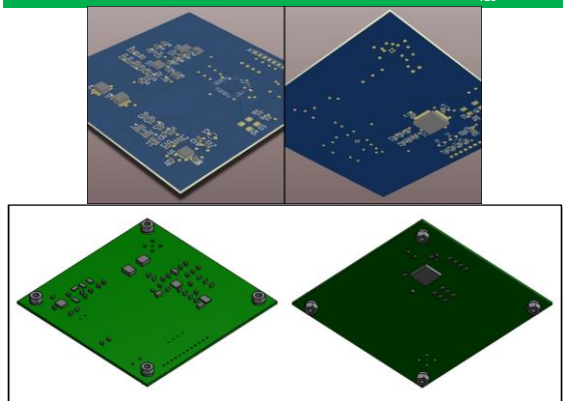


### ADCS Design Conclusions

1. The largest disturbance torque on the CubeSat is due to residual magnetism.
2. A flywheel that can generate a momentum change of 2.5 mN-m is enough to reject the worst case disturbances.
3. A magnetorquer with a dipole capacity of 0.1 A-m<sup>2</sup> shall provide sufficient margin to counteract wheel saturation.
4. The selected DC-Motor for the implementation of the reaction wheels is the Faulhaber 1509.
5. The most viable solution for attitude determination is a combination of the CHR UM6 and TSL237 photodiodes on each face of the CubeSat.

## COMMUNICATION SUBSYSTEM

José Eduardo Flores Herrera



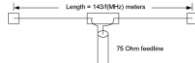
## COMS Critical Design Review

- Trade Studies to validate Final Component Selection
- Primary Components Description and Functions
- Module Operations during Transmission and Reception
- Subsystem Schematics
- Link Budget
- Process for Obtaining IARU licenses

## Antenna Trade Study

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
VARIABLE	WEIGHT (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1 Gain (dB)	4	1.5									7
2 IEEE Frequency Band (MHz)	2			30-8000							30-27000
3 Size (mm*mm)	4		20*20			10*10					5*5
4 Polarization	2			Linear							Circular
5 Weight (g)	3	100									10
6 Ease of Construction	3	1									10
7 3dB Beamwidth (°)	2										100

TRADE STUDY TABLE					
Dipole Antenna		Slot Antenna		Patch Antenna	
NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL
3	12	8	32	9	36
5	10	10	20	10	20
10	40	6	24	4	16
5	10	5	10	10	20
9	27	6	18	3	9
9	27	2	6	4	12
6	12	6	12	10	20
	138		122		133



Patch and Slot antennas construction is complicated, as it is making them work in the desired way. Dipole antennas are easy to construct and they normally work as desired.

## RF Amplifier Trade Study



Picture Credit: RFMD

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
VARIABLE	WEIGHT (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1 Power Consumption (mW)	4	4070									370
2 Gain (dB)	4	15									33
3 Size (Pin)	2	24									4
4 Frequency Range (MHz)	3	0-100				0-1000				0-2000	
5 Price (\$)	2	8.5									1.5
6 Max Output Power (dBm)	3	20.5									35

TRADE STUDY TABLE											
RFMD RF2117 (CalPoly CP2)		THS9001 (VHF Beacon)		RF2104 (SteinSat)		AH117 (PW-Sat)		RF6886			
NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL
1	4	10	40	5	20	7	28	6	24		
10	40	1	4	8	32	1	4	10	40		
4	8	8	16	4	8	10	20	1	2		
2	6	5	15	5	15	9	27	6	18		
4	8	10	20	7	14	5	10	1	2		
8	24	1	3	6	18	4	12	10	40		
	30		98		107		101		116		

## Antenna Trade Study

- Selection Criteria
  - Specific characteristics analyzed for the Antenna.
  - High values represent the best configurations.
- Antenna Construction is being evaluated

ANTENNA CHARACTERISTICS

Model	Gain (dB)	IEEE Frequency Band	Polarization	Size (mm*mm)	Weight (g)	Ease of Construction	Connector	3dB Beamwidth (°)
Patch Antennas	5.0-7.0	VHF- K	Linear or Circular	10*10	70	4	SMA	~100
Dipole Antennas	1.5-2.5	UHF/ C	Linear	1*15	20	9	SMA	~78
Slot Antennas	6	VHF- K	Linear	8*8	50	2	SMA	~80

## RF Amplifier Trade Study

- Selection Criteria
  - Specific characteristics analyzed for the RF Amplifier.
  - High values represent the best configurations.

RF AMPLIFIER CHARACTERISTICS

Model	Power Consumption (mW)	Gain (dB)	Size (Pin)	Frequency Range (MHz)	Price (\$)	Max Output Power (dBm)
RF2117	4070	33	16	400-500	6	33
THS9001	370	15.5	6	50-750	1.5	20.6
RF2104	1850	28	16	400-1000	4	27
AH117	740	15	4	400-2200	5	24
RF6886	1404	33	24	100-1000	8.36	35

## Transceiver Trade Study

- Selection Criteria
  - Specific characteristics analyzed for the Transceiver.
  - High values represent the best configurations.

TRANSCIVER CHARACTERISTICS

Model	RX Power Consumption (mW)	TX Power Consumption (mW)	RF Output (mW)	Frequency Range (MHz)	Size (pins)	Price (\$)	Max Data Rate (bps)
Alinco DJ-CST	152	1140	300	420-450	56*94*11	180	9600
Chiconn CC400	66.6	255	32	300-500	28	10.84	9600
Chiconn CC1181	51.3	87.6	10	300-1000	20	4.75	250000
MHK2400	1000	3500	1000	2400	32	20	115200
ADF7021	70.2	83.8	30	160-650	48	2.88	32800

### Transceiver Trade Study



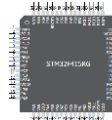
Picture Credit: Texas Instruments

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
VARIABLE	WEIGHT (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1 RX Power Consumption (mW)	4	1000									50
2 TX Power Consumption (mW)	4	3500									80
3 RF Output (mW)	3	10									1000
4 Frequency (MHz)	4	0-50			0-100					0-700	
5 Size (mm)	3	48									20
9 Price (\$)	3	180									2.88
10 Max Data Rate (bps)	2	9600									250000

TRADE STUDY TABLE											
Altera DJ-CST (CalPoly CP1)		Chipcon CC400 (CalPoly CP2)		Chipcon CC1101		MHX 2400 (SCAT)		ADF7021 (SCAT+)			
NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL
8	23	8	36	10	40	1	4	9	36		
5	20	8	32	9	36	1	4	9	36		
4	12	2	6	1	3	10	30	2	6		
7	8	5	20	10	40	1	4	8	32		
1	3	7	21	10	30	5	15	1	3		
3	3	7	21	8	24	8	24	10	30		
1	2	1	2	10	30	8	24	3	6		
	80		138		191		91		149		

\*MIN supply Voltage = 4.9V

### TNC Trade Study



Picture Credit: ARM

WEIGHTING FACTOR TABLE		NORMALIZED VARIABLE VALUES									
VARIABLE	WEIGHT (0-4)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1 CPU Speed (MIPS)	1	5									168
2 Power Consumption (mW)	4	925									350
3 Size (mm)	3	64									20
5 Program Memory (KB)	4	14									1024
6 Price (\$)	2	29.00									2.25
7 ESPROM (Bytes)	2	256									1024
8 RAM (Bytes)	4	368									192000

TRADE STUDY TABLE											
PIC18F6720 (CalPoly CP2)		PIC18F14K22		PIC16F887 (Arizona)		ARM STM32F415RG					
NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL	NORMALIZED	TOTAL
3	9	4	12	1	3	10	30				
1	4	4	16	10	40						
1	3	10	30	5	15	5	15				
4	16	2	8	1	4	10	40				
6	12	10	20	9	18	1	2				
10	20	1	2	1	2	1	2				
6	24	3	12	1	4	10	40				
	88		100		86		134				

### Communication Subsystem Final Components

COMMUNICATION SUBSYSTEM COMPONENTS				
ANTENNA	RF AMPLIFIER	TRANSCEIVER	TNC	PROTOCOL
Dipole Antenna	RF6886	Chipcon CC1101	STM32F415RG	AX.25

### TNC (Terminal Node Controller) Trade Study

- Selection Criteria
  - Specific characteristics analyzed for the Transceiver.
  - High values represent the best configurations.

TNC CHARACTERISTICS

Model	CPU Speed (MIPS)	Power Consumption (mW)	Size (mm)	Program Memory (KB)	Price (\$)	RAM (Bytes)	EPROM (Bytes)
PIC18F6720	6.25	925	64	128	11.33	3840	1024
PIC18F14K22	16	740	20	16	2.25	512	256
PIC16F887	5	351.5	40	14	2.70	368	256
ARM STM32F415RG	168	540	40	1024	29.00	192000	-

### AX.25 Protocol

- Chosen to send data because of its compatibility with existing and widely used radio amateur equipment

Flag	Address	Control	Info	FCS	Flag
01111110	112/224 Bits	8/16 Bits	N*8 Bits	16 Bits	01111110

Figure 3.1a. U and S frame construction

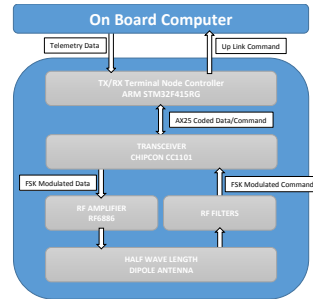
Flag	Address	Control	PID	Info	FCS	Flag
01111110	112/224 Bits	8/16 Bits	8 Bits	N*8 Bits	16 Bits	01111110

Figure 3.1b. Information frame construction

- Note:
- The Info field exists only in certain frames (Section 4.4.3)
  - FCS is the Frame Check Sequence field (Section 4.4.6)
  - PID is the Protocol Identifier field (Section 3.4)

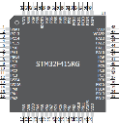
Picture Credit: Tucson Amateur Packet Radio Corp

### Communication Subsystem Overview



### TX/RX TNC (Terminal Node Controller)

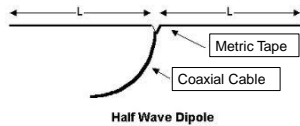
- STM32F415RG
  - TX TNC Receives Telemetry data from OBC (On Board Computer)
  - Encodes data with AX.25 Protocol
  - Sends Encoded data to Transceiver (GFSK Modulator)
- Reception
  - RX TNC Receives AX.25 Encoded Command from Transceiver
  - Decodes Command and sends it to OBC



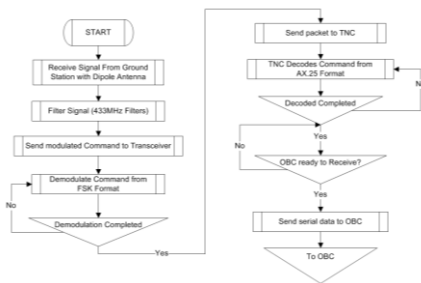
Picture Credit: ARM

### Antenna

- Half Wave Length Dipole
- Coaxial feed-line attached to the dipole's two conductors (metric tape material) at its center.
- Heated Nichrome Wire Deployment Mechanism

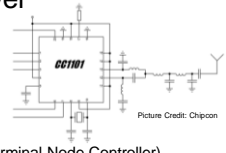


### RX Module Operation



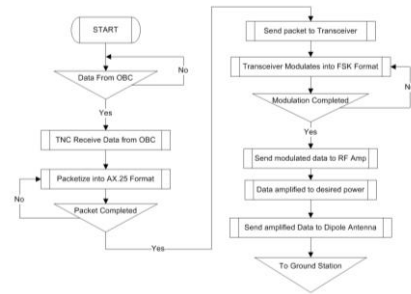
### Transceiver

- Chipcon CC1101
  - Transmission
    - Receives Encoded data from TNC (Terminal Node Controller)
    - GFSK Modulates data
    - Sends Modulated Data to RF Amplifier
  - Reception
    - Receives GFSK Modulated data from RF Filters
    - Demodulates data
    - Sends Demodulated data to TNC



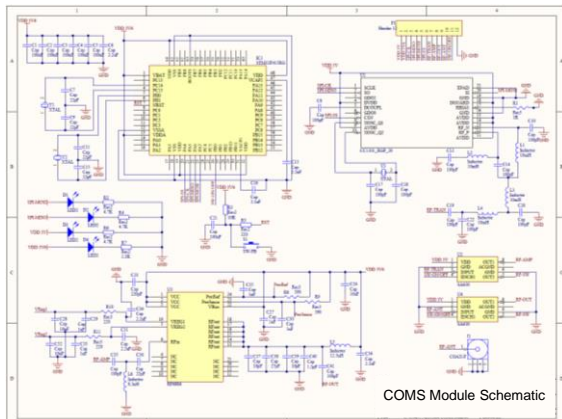
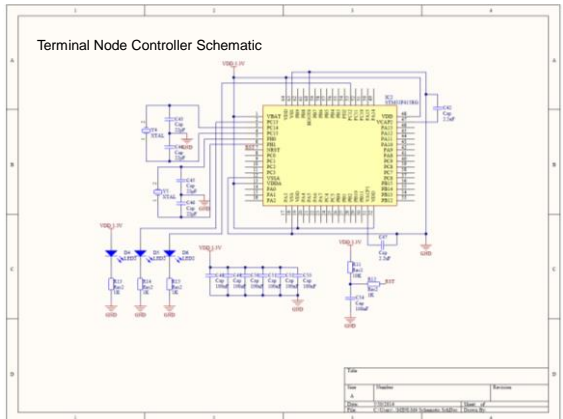
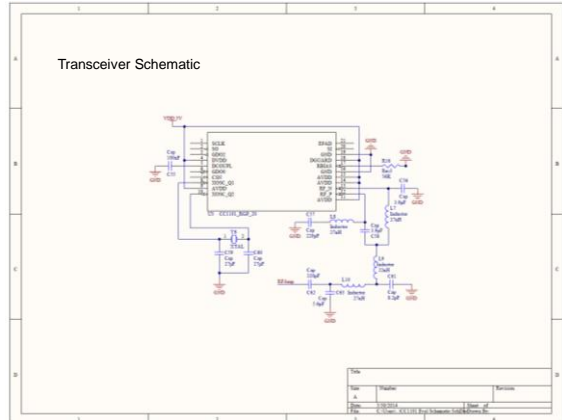
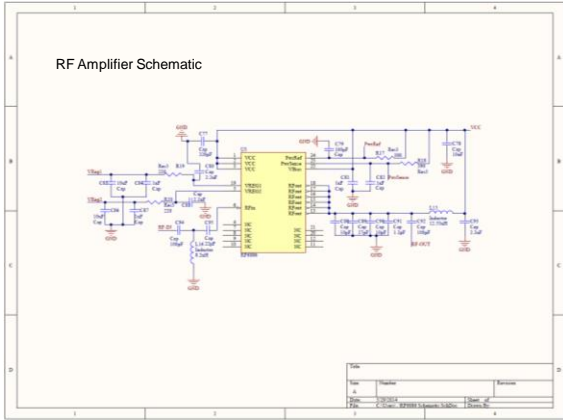
Picture Credit: Chipcon

### TX Module Operation



### Communication Subsystem Schematics

- RF Amplifier Schematic
- Transceiver Schematic
- TNC Microcontroller Schematic
- COMS Module Schematic



### Link Budget

Ground Station		Link Budget: Ground Station to GTCube	
Antenna Gain	30 dBi	TX Power GS	35 dBm
Transmitting Power	35 dBm	Antenna Gain GS	30 dB
Receive Sensitivity	-85 dBm	Cable Loss GS	-2 dB
Cables Loss	2 dB	Antenna Gain GTCube	2 dB
Free Space Loss	-137.2 dB	Cable Loss GTCube	-1.5 dB
<b>GTCube</b>		Antenna Gain GS	30 dB
Antenna Gain	2 dBi	Cable Loss GS	-2 dB
Transmitting Power	35 dBm	Antenna Gain GTCube	2 dB
Receive Sensitivity	-95 dBm	Cable Loss GTCube	-1.5 dB
Cables Loss	1.5 dB	<b>TOTAL GAIN</b>	63.5 dB
Free Space Loss	-137.2 dB	Space Loss @400km	-137.2 dB
<b>Link Budget: GTCube to Ground Station</b>		EXPECTED RECEIVED SIGNAL LEVEL	-73.7 dBm
TX Power GTCube	35 dBm	Sensitivity GS	85 dBm
Antenna Gain GTCube	2 dB	<b>LINK MARGIN</b>	11.3 dB
Cable Loss GTCube	-1.5 dB		
Antenna Gain GS	30 dB		
Cable Loss GS	-2 dB		
<b>TOTAL GAIN</b>	63.5 dB		
Space Loss @400km	-137.2 dB		
EXPECTED RECEIVED SIGNAL LEVEL	-73.7 dBm		
Sensitivity GS	85 dBm		
<b>LINK MARGIN</b>	11.3 dB		

Given that Ground Control System hasn't been part of the design and implementation of this COMS Subsystem, the values for characteristics like Antenna Gain, Transmitting Power, Receive Sensitivity, and Cable Loss have been assumed (for the Ground Station side).

### IARU Licenses Process

CRAG (Club de RadioAficionados de Guatemala)

SIT (SuperIntendencia de Telecomunicaciones)

IARU Representative in Guatemala

Satellite User License Authorization to use a frequency range associated with a satellite by ground stations installed in national territory.

- IARU Representative in Guatemala
- Fill "SIT-RF-8" Form
- Buy the Amateur Guide
- Take the Exam
- 12 Months Minimum of Participation in Amateur Activities
- General Amateur License Obtained

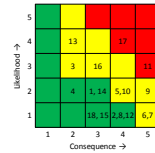
- Fill "SIT-RF-03" and "SIT-RF-04" forms

# MANAGEMENT

Emilio José Miranda Rivas

## Risk Monitoring and Mitigation

Req ID	Analysis	Severity	Time	Mitigation
1	COMS	M	MCU Transceiver RF Amp. RF Switch Failure	Implementation of a fully redundant hardware configuration
2	COMS	M	Program Failure	Test and Iteration
3	COMS	M	Antenna Disconnect	Antenna coupling to structure using 2 bolts and plates
4	COMS	M	Antenna Deployment Mechanism Failure	6 "Double Springs" to ensure deployment
5	COMS	M	Module Integration Failure	Test and Iteration
6	STRUCT	M	Structure Failure against Loads	Simulation and Iteration
7	STRUCT	M	Structure Failure against Vibrations	Simulation and Iteration
8	STRUCT	M	Electronics Failure against Radiation	Implementation of MCU (Multi-Layer Insulation)
9	ADCS	M	IMU Sensor Inavailability	6-Meter Fan-Position Reaction Wheel Configuration
10	ADCS	W	IMU Sensor Discalibration	Implementation of a redundant IMU
11	ADCS	W	Incorrect Attitude Initialization	Automatic complete system reboot
12	ADCS	W	Single Event Upset in microprocessor	Use of error detecting codes
13	ADCS	R	Increase of RW's angular velocity norm	AC using momentum management approach
14	ADCS	M	Gyroscopic bias drift	Error correction with Extended Kalman Filter
15	Power	M	Power subsystem out of budget capability	Research market option
16	Power	M	A failure of one parallel	All the fans are connected redundantly
17	Power	M	An overcharge in the battery charger	Maintain the position of two fuses or one fuse in the CubeSat which gets the sun
18	Power	M	A failure in the batteries	The batteries and the lithium ion charger have its own protection



**Criticality**  
■ High  
■ Medium  
■ Low

**Approach**  
 M Mitigate  
 W Watch  
 A Accept  
 R Research

## Payload Research

No.	CubeSat Name	Absolute Value			Relative to CubeSat		PAYLOAD Description
		Payload Power Consumption (mW)	Payload Volume (cm*3)	Payload Mass (g)	Payload Power Consumption %	Payload Mass %	
1	CSSWE 3U (Colorado Student Space Weather Experiment)	920	184.5	1209.6	18.00%	24.00%	Relativistic Electron and Proton Telescope (REPTe)
2	Swisscube	450	42	60	25.00%	4.20%	Telescope
3	AAU CubeSat	250	37.5	50	23.00%	3.75%	Camera
4	MEROPe (Monisa State University)	580	0.45	6	12.61%	0.05%	Geiger Counter
5	Delfi-n3xt	370	194.4	119	7.28%	6.48%	Micropropulsion System
6	Libertad I	400			41.15%		CMOS Camera
7	GT Cube	7000	127	541.27	48.44%	20.00%	

Source: <http://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2010/all2010/77/>  
<http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1970&context=smallsat>  
<http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1954&context=smallsat>  
<http://www.delfispacel.nl/delfi-n3xt/micropropulsion-payload>  
[http://www.usergiroboleda.edu.co/proyecto\\_espacial/index.htm](http://www.usergiroboleda.edu.co/proyecto_espacial/index.htm)

## Requirements Compliance

Req ID	Requirement	Comply/Partial	Slide(s) Demonstrating Compliance
2.1	Total stored chemical energy shall not exceed 100 Watt-Hours.	Comply	80
2.2	The CubeSat shall include at least one deployment switch to completely turn off satellite power.	Comply	65, 66, 78
2.3	All system should be turned off, including real time clocks.	Comply	65, 66, 78
2.4	Batteries shall be fully deactivated during launch or launch with discharged batteries.	Comply	65, 66, 78
2.5	The CubeSat shall include a Remove Before Flight (RBF) pin.	Partial	78
2.6	TO allow for cubesat diagnostics and battery charging after the cubesats have been integrated into the P-POD all cubesat umbilical connectors shall be designated Access port.	Partial	-
2.7	Ther RBF pin Shall cut all power to the satellite once it is inserted into the satellite.	Partial	78

## Requirements Compliance

Req ID	Requirement	Comply/Partial	Slide(s) Demonstrating Compliance
1	The CubeSat shall comply with the following mechanical requirements		
1.1	Maximum mass of 1.33 kg.	Comply	62
1.2	The CubeSat shall be 100.0±0.1 mm wide (X and Y dimensions).	Comply	32
1.3	The CubeSat shall be 113.5±0.1 mm tall (Z dimension).	Comply	32
1.4	All components shall not exceed 6.5 mm normal to the surface of the cube.	Comply	40, 42
1.5	Rails shall have a minimum width of 6.5 mm.	Comply	35, 36
1.6	The ends of the rails on the +Z face shall have a minimum surface area of 8.5 mm x 8.5 mm.	Comply	35, 36
1.7	The CubeSat center of gravity shall be located within 2 cm from its geometric center in the X and Y direction.	Comply	61
1.8	The 1U CubeSat center of gravity shall be located within 2 cm from its geometric center in the Z direction.	Comply	61
1.9	Aluminum 7075, 6061, 5005, and/or 5052 will be used for both the main CubeSat structure and the rails.	Comply	30, 31
1.10	The 1U, 1.5U, and 2U CubeSats shall use separation springs to ensure adequate separation.	Comply	44
1.11	The 1U, 1.5U, and 2U CubeSat separation spring will be centered on the end of the standoff on the CubeSat's -Z face.	Comply	36

## Requirements Compliance

Req ID	Requirement	Comply/Partial	Slide(s) Demonstrating Compliance
3	The CubeSat shall comply with the following communication requirements		
3.1	Module Deactivated during Launch	Comply	65, 66, 78
3.2	Module Connection inside the "Access Port Location"	No Comply	-
3.3	1min antenna deploy = 30min. After deployment switch activation	Comply	65, 66, 78
3.4	1min RF circuit transmission = 30min. After deployment switch activation (if power = 1mW)	Comply	65, 66, 78
3.5	Provide documentation of proper licenses for use of frequencies (frequency coordination by IARU)	Comply	143
3.6	1min for command Signal sent to generated by Spacecraft = 20sec after separation from launch vehicle	Comply	65, 66, 78

### CubeSat Preliminary Budget

Component	Qty	Unit Cost (\$)	Cost (\$)	Shipping (\$)	Real Estimate	Category
Structure	1	415	415	0	x	Mechanical Subsystem
Stainless Steel Nuts	60	-	19	0	x	Mechanical Subsystem
Stainless Steel Washers	60	-	0	0	x	Mechanical Subsystem
Stainless Steel Screws	20	-	0	0	x	Mechanical Subsystem
Stainless Steel Threaded Road	1	14	14	0	x	Mechanical Subsystem
Battery	2	15.99	31.98	6.396	x	Power Subsystem
Solar Panel	5	11.99	59.95	11.99	x	Power Subsystem
Transceiver CC1101	2	4.75	9.5	1.9	x	COMS Subsystem
Transceiver Evaluation Board	1	101	101	20.2	x	COMS Subsystem
TNC STM32F415RG	1	11.95	11.95	2.39	x	COMS Subsystem
Transceiver Booster Pack	1	19	19	3.8	x	COMS Subsystem
Antenna Materials	1	30	30	6	x	COMS Subsystem
PCB	1	50	50	10	x	COMS Subsystem
STM32 Development Board	2	29	58	11.6	x	COMS Subsystem
USB-to-UART bridge	2	5.95	11.9	2.38	x	ADCS
Teensy 3.1 Development	2	19.95	39.9	7.98	x	ADCS
STM32F3 Discovery	2	10.9	21.8	4.36	x	ADCS
Temperature Sensor (DS18B20)	10	2.64	26.4	5.28	x	ADCS
Light Sensor (TS1237)	15	2.858	42.87	8.574	x	ADCS
GPS receiver (LS20031)	1	49.95	49.95	9.99	x	ADCS
Motor Drivers (DRV10963EVM)	3	25.5	76.5	15.3	x	ADCS
IMU (L46 2)	1	149.99	149.99	29.99	x	ADCS
BLDC Microcontroller	3	87.5	262.5	52.5	x	ADCS
Magnetometer	3	500	1500	300	x	ADCS

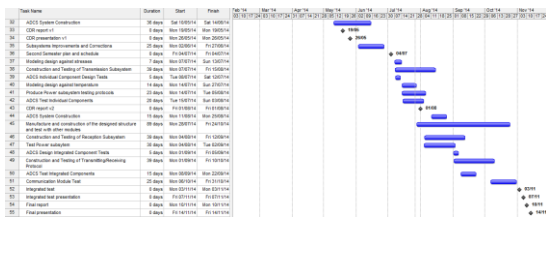
### Team Schedule



### CubeSat Preliminary Budget

Component	Qty	Unit Cost (\$)	Cost (\$)	Shipping (\$)	Real Estimate	Category
Voltage Regulator (Testbed)	2	14.95	29.9	5.98	x	ADCS
Lipo batteries	2	4.95	9.9	1.98	x	ADCS
Battery Charger	1	32.95	32.95	6.59	x	ADCS
Wixel Wireless Module	3	19.95	59.85	11.97	x	ADCS
JST RCY Connector	4	0.5	2	0.4	x	ADCS
Regular PCB - Board	2	4.95	9.9	1.98	x	ADCS
Small PCB - Board	2	2.95	5.9	1.18	x	ADCS
R-Phi microSD Adapter	2	5.95	11.9	2.38	x	ADCS
FunCube Dongle	1	210	210	42	x	Ground Control System
Heat Shrink Kit	2	7.95	15.9	3.18	x	Consumables
Wire Solder	1	21.18	21.18	4.236	x	Consumables
Solder Wick	2	2.77	5.54	1.108	x	Consumables
Stranded Wire (30 AWG, 90 Feet)	6	4.5	27	5.4	x	Consumables
Stranded Wire (30 AWG, 100 Feet)	6	4.25	25.5	5.1	x	Consumables
Solder Flux	1	11.42	11.42	2.284	x	Consumables
Solder Tip Tinner/Cleaner	1	15.08	15.08	3.016	x	Consumables
0.1" Crimp Connector Housing	16	0.53	8.48	1.696	x	Consumables
Female Crimp Pins for 0.1" Housings	2	5.95	11.9	2.38	x	Consumables
Male Crimp Pins for 0.1" Housings	2	7.95	15.9	3.18	x	Consumables
Magnifying Lamp	1	60	60	12	x	Tools
Soldering Iron-50W	1	44.95	44.95	8.99	x	Tools
Soldering Tip	1	7.95	7.95	1.59	x	Tools
Panavise Jr.	1	29.95	29.95	5.99	x	Tools
<b>Total (\$)</b>					<b>4319.44</b>	

### Team Schedule



## XI. ACRÓNIMOS

°C	Grados Centígrados
1U	One Unit
3U	Three Unit
AC	Alternating Current
ADCS	Attitude Determination and Control System
AWG	American Wire Gauge
BLDC	Brushless Direct Current
bps	Bits per second
CAD	Computer-aided Design
Cal Poly	California Polytechnic State University
CCD	Charged-coupled device
CDR	Critical Design Review
CDS	CubeSat Design Specification
cm	Centímetros
CMG	Control Moment Gyroscope
CMOS	Complementary metal-oxide-semiconductor
COMS	Communications
ConOps	Concept of Operations
COTS	Components Off-The-Shelf
CPU	Central Processing Unit
CRAG	Club de RadioAficionados de Guatemala
dB	Decibel
DC	Direct Current
DEM	Design Evaluation Matrix
ECI	Earth Centered Inertial Frame
EDGE	Enhanced Data Rates for GSM Evolution
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory
EKF	Extended Kalman Filter
FCS	Frame Check Sequence
FEA	Finite Element Analysis
FEP	Fluorinated Ethylene Propylene
FSK	Frequency Shift Keying
g	Gramos
g	gravedad (aceleración)
GFSK	Gaussian Frequency Shift Keying
GPa	Giga Pascales

GSM	Global System for Mobile communications
HB	Brinell Hardness
Hz	Hertz
IARU	International Amateur Radio Union
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineers
IMU	Inertial Measurement Unit
ISIS	Innovative Solutions in Space
ISM	Industrial, Scientific and Medical
ISS	International Space Station
kg	Kilo gramos
kHz	Kilo Hertz
km	Kilo metros
lbs	Libras
LSPVC	Low Smoke PolyVinyl Cholride
LVLH	Local Vertical Local Horizontal
m	Metros
mA	MiliAmperio
mAh	MiliAmperio Hora
MHz	Mega Hertz
MIPS	Millones de Instrucciones por Segundo
MISO	Master In - Slave Out
mm	Milímetros
MOSI	Master Out - Slave In
MPa	Mega Pascales
MRC	Marco de referencia ubicado en el cuerpo
MRI	Marco de referencia inercial
mW	Mili Watts
N	Newtons
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OBC	On-Board Computer
P-POD	Poly-Picosatellite Orbit Deployer
PBS	Product Breakdown Structure
PCB	Printed Circuit Board
PDR	Preliminary Design Review
PSD	Power Spectral Density
PSD	Position Sensitive Device
PWM	Pulse-width modulation
QFN	Quad Flat No-leads package
RAM	Random Access Memory
RF	Radio Frecuencia
RW	Reaction Wheel

RWA	Reaction Wheel Assembly
RX	Recepción de Datos
s	segundos
SDR	Software Defined Radio
SIT	SuperIntendencia de Telecomunicaciones
SMA	SubMiniature version A Connector
SPI	Serial Peripheral Interface
TM	Trade Mark
TNC	Terminal Node Controller
TX	Transmisión de Datos
UHF	Ultra High Frequency
UI	Unnumbered Information frame
UTP	Unshielded Twisted Pair
V	Voltios
VHF	Very High Frequency
W	Watts
WBS	Work Breakdown Structure

## XII. GLOSARIO

- I. Actitud: orientación de un objeto respecto a un marco de referencia inercial.
- II. Ángulos de Euler: parámetros  $\varphi$  (roll),  $\Theta$  (pitch) y  $\psi$  (yaw); utilizados para representar la actitud de un objeto en un espacio tridimensional.
- III. Banda de Frecuencia UHF: del inglés Ultra High Frequency o Frecuencia UltraAlta es la parte del espectro electromagnético que abarca las frecuencias de 300MHz a 3GHz. Su longitud de onda es de 1m a 100mm.
- IV. Beamwidth: es el ángulo, haciendo referencia al pico de potencia radiada del lóbulo principal en un diagrama de la antena, entre los puntos de media potencia (-3dB) del lóbulo principal.
- V. Carga quasi-estática: combinaciones más críticas de aceleraciones dinámicas y transientes que pueden ser encontradas en cualquier instante de la misión.
- VI. Carga útil (payload): elemento del satélite utilizado para llevar a cabo el objetivo principal de la misión.
- VII. Control: forzar la respuesta dinámica de un proceso para que cumpla con ciertas características deseadas.
- VIII. Controlador de Nodo Terminal (del inglés Terminal Node Controller o por sus siglas TNC): es el componente utilizado por radioaficionados encargado de convertir las señales binarias en tonos (señales de audio), con los que se forman paquetes de datos que son luego enviados. Cada paquete lleva la dirección de origen y de destino, así como puede contener la ruta entre los respectivos terminales.
- IX. CubeSat: tipo de nanosatélite que cumple con los estándares descritos en el CubeSat Design Specification.
- X. Data Rate: es el número de bits reales que son transmitidos o procesados por unidad de tiempo.
- XI. Driver: conjunto de componentes electrónicos utilizados para controlar el sentido y velocidad de giro de un motor eléctrico.
- XII. Ejes principales: ejes de rotación del satélite que resultan en una matriz de inercia que contiene solamente los momentos de inercia principales, es decir que es diagonal.
- XIII. Espectro de reacción: espectro que permite determinar la aceleración, velocidad o desplazamiento máximo que ocurre luego de un choque.
- XIV. Filtro de Kalman: algoritmo utilizado para estimar los estados no medibles de un sistema sujeto a ruido aleatorio.
- XV. Función de transferencia: representación matemática en términos de frecuencia que relaciona la entrada con la salida de un sistema lineal e invariante en el tiempo.
- XVI. Link Budget: presupuesto de la conexión de datos, en él se tabulan todas las ganancias y pérdidas del subsistema que influyen en la calidad de la conexión.
- XVII. Link Margin: margen de la conexión de datos, diferencia entre el nivel mínimo de la señal recibida y la potencia actual recibida. Para que exista una conexión de datos el Link Margin debe ser mayor a 10dB.
- XVIII. Matriz de inercia: matriz cuadrada que contiene los elementos escalares que describen el momento de inercia de un cuerpo respecto a sus tres ejes de rotación.

- XIX. Microgravedad: Entorno en donde las fuerzas G son casi cero; ingravidez.
- XX. Momento de inercia: propiedad de masa de un cuerpo rígido que determina el torque necesario para generar una aceleración angular deseada respecto a su eje de rotación.
- XXI. Momento de dipolo magnético: vector que relaciona el torque que alinea al residuo magnético de un cuerpo con un campo magnético externo; se mide en Am<sup>2</sup>.
- XXII. Nadir: dirección que apunta directamente hacia el centro de la Tierra en cualquier locación.
- XXIII. Nanosatélite: satélite artificial cuya masa se encuentra entre 1 y 10kg.
- XXIV. On-Board Computer: la computadora de abordo, es el subsistema encargado de analizar los datos de cada uno de los sensores dentro del CubeSat, así como de los datos esenciales del Payload. De igual forma, tiene la función de enlazar todos los demás subsistemas dentro del CubeSat.
- XXV. Órbita polar: órbita en la cual el satélite pasa sobre ambos polos en cada revolución al planeta.
- XXVI. Perturbación: proceso externo que no puede ser controlado y causa una variación en la salida del sistema.
- XXVII. PIB: Producto Interno Bruto, valor monetario de bienes y servicios producidos.
- XXVIII. Picosatélite: satélite artificial con un peso de aproximadamente 1 kg construido generalmente con componentes comerciales.
- XXIX. Protocolo de comunicación AX.25: es un protocolo de comunicaciones de capa de enlace de datos, diseñado para ser utilizado por radioaficionados. Es ampliamente utilizado en redes de radios de paquetes amateur.
- XXX. Resortes de separación: Componente mecánico el cual tiene un extremo roscado y otro extremo con una parte móvil similar a un pistón con un resorte capaz de soportar una fuerza tangencial.
- XXXI. Planta: forma de referirse a un proceso físico que se desea controlar.
- XXXII. Radio definida en software: sistema de radiocomunicaciones donde los componentes típicamente implementados en hardware (filtros, amplificadores, módems, etc.) son implementados en software.
- XXXIII. RX: Recepción de datos o también llamado Uplink, visto desde el CubeSat.
- XXXIV. Single Event Upset: cambio inesperado en el estado lógico de un dispositivo micro-electrónico causado por los efectos de la radiación.
- XXXV. Sistema de control: combinación estructurada de componentes mediante la cual es posible controlar un proceso.
- XXXVI. Sistema de lazo cerrado: sistema que utiliza una señal de retroalimentación para ejercer control sobre un proceso.
- XXXVII. Tiempo de saturación: tiempo que debe transcurrir para que el motor en una Reaction Wheel alcance su velocidad máxima de operación.
- XXXVIII. Transceptor: es un dispositivo que cumple las funciones de transmisor y receptor como uno solo. La mayoría de equipos de radio amateur contienen como uno de los componentes principales a un transceptor.
- XXXIX. TX: Transmisión de datos o también llamado Downlink, visto desde el CubeSat.
- XL. Vibración aleatoria: vibración que no tiene una onda o periodo repetible característico definido. Este tipo de vibración es representada por la densidad de espectral de potencia la cual es un espectro de la frecuencia y la energía de vibración obtenida por medios estadísticos.

XLI. Volante de inercia: dispositivo mecánico utilizado para almacenar energía cinética rotacional; es diseñado para tener un momento de inercia alto respecto a su eje de giro.