

ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

“DISEÑO DE LOS SISTEMAS ESTRUCTURAL, DE ALIMENTACIÓN DE ENERGÍA SOLAR Y CONSTRUCCIÓN DE PROTOTIPO ESTRUCTURAL DE UN PICOSATÉLITE PARA EL C.I.E. DE LA ESPE.”

PROYECTO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO

ANGEL ALEJANDRO BÁEZ SUAREZ

OMAR ANIBAL RODRÍGUEZ MONCAYO

DIRECTOR:

ING. JOSÉ PÉREZ ROSALES

CODIRECTOR:

ING. JOSÉ VAZQUEZ

Sangolquí, 2013 - Junio

CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO

El proyecto: **“DISEÑO DE LOS SISTEMAS ESTRUCTURAL, DE ALIMENTACIÓN DE ENERGÍA SOLAR Y CONSTRUCCIÓN DE PROTOTIPO ESTRUCTURAL DE UN PICOSATÉLITE PARA EL C.I.E. DE LA ESPE.”** fue realizado en su totalidad por Angel Alejandro Báez Suarez y Omar Aníbal Rodríguez Moncayo como requerimiento parcial para la obtención del título de Ingeniero Mecánico.

Ing. José Pérez
DIRECTOR

Ing. José Vazquez
CODIRECTOR

Sangolquí, 2013-06-17

LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO

“DISEÑO DE LOS SISTEMAS ESTRUCTURAL, DE ALIMENTACIÓN DE ENERGÍA SOLAR Y CONSTRUCCIÓN DE PROTOTIPO ESTRUCTURAL DE UN PICOSATÉLITE PARA EL C.I.E. DE LA ESPE.”

ELABORADO POR:

Angel Báez

Omar Rodríguez

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

Ing. Angelo Villavicencio
DIRECTOR DE CARRERA

Sangolquí, 2013-06

AUTORIZACIÓN DEL PROYECTO

**NOSOTROS, ANGEL ALEJANDRO BÁEZ SUAREZ Y OMAR ANIBAL
RODRÍGUEZ MONCAYO**

Autorizamos a la Escuela Politécnica del Ejército la publicación, en la biblioteca virtual de la Institución del proyecto de grado titulado “**DISEÑO DE LOS SISTEMAS ESTRUCTURAL, DE ALIMENTACIÓN DE ENERGÍA SOLAR Y CONSTRUCCIÓN DE PROTOTIPO ESTRUCTURAL DE UN PICOSATÉLITE PARA EL C.I.E. DE LA ESPE.**”, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra exclusiva responsabilidad y autoría.

Sangolquí, 17 de Junio del 2013.

Angel Alejandro Báez Suarez
C.I.: 171542897-3

Omar Anibal Rodríguez Moncayo
C.I.: 060251721-1

DEDICATORIA

El presente proyecto está dedicado a mi madre Lourdes Moncayo Paredes, que con sus enseñanzas, trabajo y sacrificio diario, supo ser mi guía consejera, amiga y gracias a ella, a su incansable fe en Dios tengo el privilegio de culminar la carrera de Ingeniería Mecánica. Por esas razones puedo resumir que sin mi madre nada de esto hubiese sido posible. Como una enseñanza puedo asegurar que cada logro y conocimiento que consiga no solo será para beneficio propio, también debe contribuir al crecimiento de la sociedad y de nuestro país.

Omar Aníbal Rodríguez Moncayo.

DEDICATORIA

El presente proyecto está dedicado a toda mi familia que me han brindado consejos y palabras de aliento y gracias a esto he crecido como persona. A mis padres y hermanos por su gran apoyo, confianza y amor. A mi padre por brindarme los recursos necesarios y estar a mi lado con apoyo y consejos todo el tiempo. A mi madre por hacer de mí una mejor persona con sus consejos, enseñanzas y amor. A mis hermanos por su ejemplo y cuidado que me han brindado. Gracias por ayudarme a cumplir mis metas como persona y estudiante.

Angel Alejandro Báez Suarez

AGRADECIMIENTO

Principalmente damos gracias a Dios, por estar con nosotros en cada paso dado, fortalecer espíritu y mente durante todas nuestras vidas, estudios y consecución de esta tesis de grado.

A nuestros maestros y tutores Ing. José Perez e Ing. José Vázquez por guiarnos en el camino de preparación profesional y aprender de ellos conocimientos de calidad y excelentes criterios de ingeniería.

En general a todos los señores profesores y laboratoristas que conforman la prestigiosa carrera de Ingeniería Mecánica quienes nos enseñaron a realizarnos como profesionales de calidad.

.

ÍNDICE

CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO	II
LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO	III
AUTORIZACIÓN DEL PROYECTO	IV
DEDICATORIA.....	V
AGRADECIMIENTO	VII
RESUMEN	XXIV
CAPÍTULO 1: GENERALIDADES.....	1
1.1. ANTECEDENTES	1
1.2. OBJETIVOS	3
1.2.1. GENERAL.....	3
1.2.2. ESPECÍFICOS.....	3
1.3. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA DEL PROYECTO	4
1.4. ALCANCE	5
CAPÍTULO 2: MARCO TEÓRICO.....	6
2.1 CUBESAT	6
2.1.1 CARACTERÍSTICAS ESPECIALES DE LOS PICOSATÉLITES.....	7
2.1.2 GENERALIDADES DEL PROGRAMA CUBESAT.....	9
2.1.3 APLICACIONES	10
2.1.4 DISEÑOS ANTERIORES Y MODIFICACIONES.....	12
2.1.5 DESCRIPCIÓN DE NORMAS CDS.....	13
2.2 ESTRUCTURAS SATELITALES.....	17
2.2.1 FUNCIONES PRIMARIAS DE LAS ESTRUCTURAS SATELITALES..	17
2.2.2 CONSIDERACIONES DE DISEÑO	18
2.3 SISTEMAS SATELITALES	20
2.3.1 CONDICIONES AMBIENTALES QUE PUEDEN AFECTAR LOS SISTEMAS MECÁNICOS.....	20
2.3.1.1 El ambiente térmico.....	20

2.3.1.2	Cambios bruscos de temperatura.....	21
2.4	SISTEMAS DE SUMINISTRO DE ENERGÍA.....	23
2.4.1	FUNCIONES Y TIPO DE SISTEMA DE SUMINISTRO DE ENERGÍA SATELITAL.....	23
2.5	ENSAYOS MECÁNICOS	26
2.5.1	ENSAYO DE COMPRESIÓN	26
2.5.1.1	Fallas en elementos estructurales	26
2.5.1.2	Fallas por compresión	27
2.5.1.2.1	Plasticidad	27
2.5.1.2.2	Pandeo	29
2.5.1.2.3	Teoría de Fallas	31
2.5.1.3	Descripción del ensayo de compresión.....	31
2.5.2	ENSAYO DE VIBRACIONES	33
2.5.2.1	Vibraciones.....	33
2.5.2.2	Frecuencia Natural y Resonancia.....	34
2.6	INFLUENCIA DE LA TEMPERATURA EN EL COMPORTAMIENTO DE LOS MATERIALES.....	35
2.6.1	EN FRÍO	35
2.6.2	EN CALIENTE	36
CAPÍTULO 3: DISEÑO		37
3.1	ANÁLISIS Y SELECCIÓN DE ALTERNATIVAS	37
3.2	DISEÑO ESTRUCTURAL	55
3.2.1	DETERMINACIÓN GEOMÉTRICA Y DE MEDIDAS.....	59
3.2.2	SELECCIÓN DE MATERIAL	61
3.2.3	ELEMENTOS ESTRUCTURALES SECUNDARIOS	70
3.3	DISEÑO ENERGÉTICO	71
3.3.1	DETERMINACIÓN DE LA DEMANDA DE ENERGÍA	71
3.3.2	PANELES SOLARES.....	72
3.3.3	REGULADOR DE CARGA DE ENERGÍA	75
3.3.4	BATERÍA	76

3.3.5	BALANCE DE ENERGÍA	77
3.4	SIMULACIÓN	77
3.4.1	PARÁMETROS DE SIMULACIÓN INFORMÁTICA.....	77
CAPÍTULO 4: CONSTRUCCIÓN Y ENSAMBLAJE		102
4.1	DISEÑO DEL PROCESO CONSTRUCTIVO	102
4.1.1	PARÁMETROS Y VARIABLES ASUMIDAS PARA EL PRESENTE PROYECTO	102
4.1.2	CORTE, PERFORACIÓN Y PLEGADO	104
4.1.3	MÁQUINA DE CORTE CNC.....	105
4.2	DIAGRAMA DE PROCESOS	106
4.3	RECURSOS DE FABRICACIÓN.....	107
4.3.1	MATERIALES	107
4.3.2	MANO DE OBRA.....	107
4.3.3	EQUIPOS Y HERRAMIENTAS NECESARIAS.....	107
4.4	FABRICACIÓN DE COMPONENTES.....	114
4.5	MONTAJE	115
4.5.1	COMPONENTES.....	115
4.5.1.1	Pesos y marcas.....	115
4.5.2	ELEMENTOS DE AJUSTE	116
CAPÍTULO 5: ENSAYOS CON CARGAS CONTÍNUAS		118
5.1	ENSAYOS DE TRACCIÓN	118
5.1.1	ELABORACIÓN DE PROBETAS	119
5.1.2	PROCEDIMIENTO	122
5.1.3	RESULTADOS	126
5.2	ENSAYOS DE COMPRESIÓN.....	130
5.2.1	ENSAYOS DE COMPRESIÓN CON DATOS DE DISEÑO	130
5.2.2	ENSAYOS DE COMPRESIÓN HASTA LA FALLA.....	130
5.2.3	SIMULACIONES.....	132
5.2.4	RESULTADOS	140

CAPÍTULO 6: ENSAYOS CON CARGAS VIBRACIONALES DE FATIGA	146
6.1 ENSAYOS DE VIBRACIONES CON FRECUENCIA DE DISEÑO.....	146
6.1.1 CON FRECUENCIA DE DISEÑO.....	148
6.1.2 CON FRECUENCIA HASTA LA FALLA	148
6.1.3 SIMULACIONES.....	150
6.2 RESULTADOS.....	152
CAPÍTULO 7: ENSAYOS CON CARGAS DE FRACTURA TÉRMICA.....	157
7.1 ENSAYOS DE FRACTURA APLICANDO CARGAS TÉRMICAS	157
7.1.1 CON DILATACIÓN A ALTA TEMPERATURA	157
7.1.1.1 Aplicando criterios de diseño.....	157
7.1.1.2 Hasta la falla.....	157
7.1.1.3 Simulaciones	160
7.1.2 CON CONTRACCIÓN A BAJA TEMPERATURA.....	162
7.1.2.1 Aplicando criterios de diseño.....	162
7.1.2.2 Hasta la falla.....	162
7.1.2.3 Simulaciones	164
7.2 RESULTADOS.....	166
CAPÍTULO 8: ANÁLISIS DE RESULTADOS	170
8.1 ENSAYOS DE COMPRESIÓN.....	173
8.2 ENSAYOS DE FATIGA VIBRACIONAL.....	175
8.3 ENSAYOS MECÁNICOS BAJO CARGAS TÉRMICAS	178
CAPÍTULO 9: ANÁLISIS ECONÓMICO	181
9.1 COSTOS DIRECTOS.....	181
9.2 COSTOS INDIRECTOS	187
9.3 COSTOS TOTALES.....	188
CAPÍTULO 10: CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	190
10.1 CONCLUSIONES.....	190

10.2 RECOMENDACIONES	192
BIBLIOGRAFIA	¡ERROR! MARCADOR NO DEFINIDO.
PLANOS	196
ANEXOS	197

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1: Armadura de la estructura del CubeSat XI-V	8
Figura 2.2: Estructura CubeSat Kit diseñada por Pumpkin Incorporated	8
Figura 2.3: Misión de nanosat desarrollada por ATSB.....	10
Figura 2.4: Estructura de un picosatélite CubeSat	10
Figura 2.5: Simulación del radio de captura fotográfico de un CubeSat	11
Figura 2.6: Estructura desplegada de QuakeSat diseñado por la universidad de Stanford	13
Figura 2.7: Dimensiones globales de un CubeSat	16
Figura 2.8: Diagrama de bloque básico del sistema de suministro de energía	24
Figura 3.1: Simulación del Tubesat en órbita.....	38
Figura 3.2: Vista interior de un Cansat.....	40
Figura 3.3: Simulación del Sich 2 Satellite en órbita	41
Figura 3.4: Esquema del Rasat.....	42
Figura 3.5: Estructura desplegada de DubaiSat1.....	43
Figura 3.6: Diseño estructural Hexasat	44
Figura 3.7: Datos de sección trabajada como columna	56
Figura 3.8: Diagrama de equilibrio para el pandeo de una estructura idealizada	57
Figura 3.9: Sección considerada como columna (Prototipo estructural Hexasat)	58
Figura 3.10: Carga crítica columna empotrada-libre (ideal)	58
Figura 3.11: Propiedades del titanio frente a otros materiales	66
Figura 3.12: Resistencia a la tracción de las diferentes aleaciones de aluminio..	69
Figura 3.13: Límite elástico de las diferentes aleaciones de aluminio.....	69
Figura 3.14: Diagrama unifilar del sistema de alimentación de energía solar	71
Figura 3.15: Distribución de celdas en panel solar, caras laterales Hexasat	74
Figura 3.16: Distribución de celdas en panel solar, tapas superior e inferior Hexasat.....	75
Figura 3.17: Puntos de contacto inferior en la base del satélite Hexasat, donde está provisto se generen los mayores esfuerzos estáticos	

(consideración tomada de la norma CubeSat Design Specification Revisión 12)	80
Figura 3.18: Dimensiones de la cara inferior del contacto del Hexasat.....	81
Figura 3.19: Área y perímetro del contacto inferior del Hexasat	81
Figura 3.20: Activación de herramientas para simulación SOLIDWORKS 2012..	82
Figura 3.21: Lista de materiales y sus propiedades para configuración del prototipo	83
Figura 3.22: Materiales y sus propiedades para juntas empernadas	83
Figura 3.23: Definición de la cabeza y cuerpo del perno para las uniones del cuerpo y paredes del prototipo.....	84
Figura 3.24: Definición de la cabeza y cuerpo del perno para las tapas y los contactos.....	85
Figura 3.25: Prototipo con las juntas empernadas totalmente especificadas.....	85
Figura 3.26: Fijación de los contactos inferiores y aristas de columnas.....	86
Figura 3.27: Definición en el software de las cargas de compresión en contactos superiores	87
Figura 3.28: Prototipo con todas las cargas y juntas definidas e ingresadas en el software	87
Figura 3.29: Control de mallado en concentradores de tensión (curvaturas y zonas críticas)	88
Figura 3.30: Control de mallado en concentradores de tensión	88
Figura 3.31: Control de mallado en concentradores de tensión en todo el prototipo	88
Figura 3.32: Prototipo Hexasat totalmente mallado	89
Figura 3.33: Muestra de Mallado fino en concentradores de tensión.....	89
Figura 3.34: Tensiones (Von Mises)	90
Figura 3.35: Desplazamientos estáticos resultantes	92
Figura 3. 36: Desplazamientos estáticos resultantes	93
Figura 3.37: Factor de seguridad obtenido	94
Figura 3.38: Cargas por fatiga bajo esfuerzos totalmente de tracción o compresión respectivamente.....	95

Figura 3.39: Opción para agregar suceso de compresión SOLIDWORKS 2012 .	95
Figura 3.40: Ingreso de parámetros para simulación por fatiga SOLIDWORKS 2012	96
Figura 3.41: Análisis de daño, simulación fatiga SOLIDWORKS 2012	96
Figura 3.42: Análisis de vida útil estimada, simulación fatiga SOLIDWORKS 2012.	97
Figura 3.43: Ingreso de cargas térmicas SOLIDWORKS 2012.....	98
Figura 3.44: Desplazamientos estáticos resultantes (Temperatura -80 °C).....	98
Figura 3.45: Deformaciones unitarias (Temperatura -80 °C)	99
Figura 3.46: Tensiones Von Mises (Temperatura -80 °C).....	100
Figura 3. 47: Factor de Seguridad (Temperatura -80 °C).....	100
Figura 4.1: Cizalla eléctrica de precisión empleada para los cortes del material	108
Figura 4.2: Operación de maquinaria	109
Figura 4.3: Operación de maquinaria	109
Figura 4.4: Corte final de todo el material, para construcción de prototipos	110
Figura 4.5: Máquina de corte de hilo por electroerosión CNC	111
Figura 4.6: Panel de control para ingreso de datos y operación para corte de aluminio con hilo por electroerosión CNC	111
Figura 4.7: Corte de pedazos de aluminio con hilo por electroerosión CNC	112
Figura 4.8: Máquina fresadora y perforadora de precisión.....	113
Figura 4.9: Operación de máquina fresadora y perforadora de precisión	113
Figura 4.10: Operación final del material para construcción de contactos	114
Figura 4.11: Prototipos tipo Hexasat	115
Figura 5.1: Probeta estándar para placas de Aluminio	119
Figura 5.2: Probeta estándar para barras de Aluminio, espécimen 1	120
Figura 5.3: Probetas de aluminio 1050 para placas	121
Figura 5.4: Probetas de aluminio dúctil para barras.....	121
Figura 5.5: Preparación de probetas.....	123
Figura 5.6: Marcación de probetas.....	123
Figura 5.7: Ensayo de tracción en probetas para placas de aluminio	124
Figura 5.8: Ensayo de tracción en probetas para barras de aluminio	125

Figura 5.9: Máquina de ensayos universales graficando curva.....	125
Figura 5.10: Probeta plana después de rotura	126
Figura 5.11: Probetas cilíndricas después de rotura	126
Figura 5.12: Curvas resultantes de ensayo de tracción en probetas planas	127
Figura 5.13: Curvas resultantes de ensayo de tracción en probetas cilíndricas	127
Figura 5.14: Curva Esfuerzo vs. % deformación del ensayo de tracción probetas planas	128
Figura 5.15: Prototipo estructural Hexasat sometido a ensayo de compresión..	130
Figura 5.16: Prototipo estructural Hexasat sometido a ensayo de compresión..	131
Figura 5.17: Diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión del prototipo estructural Hexasat1	131
Figura 5.18: Selección inicial para tipo de análisis ANSYS WORKBENCH 14.0	132
Figura 5.19: Biblioteca de materiales e ingreso de propiedades.....	133
Figura 5. 20: Biblioteca de materiales e ingreso de propiedades.....	133
Figura 5. 21: Importación de geometría, modelo estructural tipo Hexasat	134
Figura 5.22: Selección del tipo de material para cada componente, modelo estructural tipo Hexasat	135
Figura 5.23: Tipo de uniones, modelo estructural tipo Hexasat	135
Figura 5.24: Tipo de malla para concentradores de tensión, modelo estructural tipo Hexasat	136
Figura 5.25: Selección de elementos a ser mallados, modelo estructural tipo Hexasat.....	137
Figura 5.26: Mallado modelo estructural tipo Hexasat	137
Figura 5.27: Ingreso de cargas, modelo estructural tipo Hexasat	138
Figura 5.28: Fijación de contactos inferiores, modelo estructural tipo Hexasat .	139
Figura 5.29: Comandos para despliegue de resultados, modelo estructural tipo Hexasat.....	139
Figura 5.30: Diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión del prototipo estructural Hexasat	140
Figura 5.31: Hundimiento de tapa superior, ensayo de compresión prototipo estructural Hexasat	141

Figura 5.32: Cedencia en los apoyos de los dobleces, ensayo de compresión prototipo estructural Hexasat	141
Figura 5.33: Deformación de pestañas superiores, ensayo de compresión prototipo estructural Hexasat	142
Figura 5.34: Resultados desplazamientos totales.....	143
Figura 5.35: Resultados deformaciones unitarias equivalentes	144
Figura 5.36: Resultados esfuerzos equivalentes (VonMises)	144
Figura 5.37: Factor de seguridad	145
Figura 6.1: Accesorio fabricado para ensayo de fatiga	147
Figura 6.2: Proceso de práctica con la máquina MTS 810-14-2	148
Figura 6.3: Prototipo Hexasat listo para ensayo de fatiga.....	149
Figura 6.4: Ensayo de fatiga realizado con el 50% de carga máxima de compresión.....	150
Figura 6.5: Ensayo de fatiga realizado con el 75% de carga máxima de compresión.....	150
Figura 6.6: Selección de herramientas para análisis por fatiga.....	151
Figura 6.7: Selección de tipo de análisis a fatiga	151
Figura 6.8: Resultados daño	155
Figura 6. 9: Resultados vida total del prototipo	155
Figura 6.10: Resultados factor de seguridad	156
Figura 7.1: Prototipo Hexasat dentro del horno mufla.....	158
Figura 7.2: Comprobación de temperatura en horno de mufla.....	158
Figura 7.3: Ensayo de compresión a temperatura 120 °C.....	159
Figura 7.4: Diagrama Carga vs. Desplazamiento del ensayo de compresión a 120°C	159
Figura 7.5: Especificaciones de carga térmica 120°C.....	160
Figura 7.6: Desplazamientos carga térmica 120°C	161
Figura 7.7: Factor de seguridad carga térmica 120°C.....	162
Figura 7.8: Hexasat sumergido en mezcla de hielo seco y alcohol industrial	163
Figura 7.9: Medición de temperatura al recipiente con Hexasat	163

Figura 7.10: Diagrama Carga vs. Desplazamiento del ensayo de compresión a -77,8 °C	164
Figura 7.11: Especificaciones de temperatura y carga, ensayo de compresión a -77,8 °C	165
Figura 7.12: Desplazamientos carga térmica -77,8 °C	165
Figura 7.13: Factor de seguridad carga térmica -77,8 °C.....	166
Figura 7.14: Digitalización del diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat a 120°C...	167
Figura 7.15: Hundimiento de la tapa superior del prototipo.....	167
Figura 7.16: Deformación en dobleces y pestañas	168
Figura 7.17: Digitalización del diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat a 120°C...	168
Figura 7.18: Deformación de columnas del prototipo.....	169
Figura 7.19: Hundimiento de la tapa superior del prototipo.....	169
Figura 8.1: Fallas prototipo Cubesat	173
Figura 8.2: Fallas prototipo Hexasat	174
Figura 8.3: Fallas del prototipo Hexasat.....	175
Figura 8.4: Fallas del prototipo CubeSat.....	176
Figura 8.5: Ejemplo de ruptura en orificios CubeSat.....	176
Figura 8.6: Ejemplo de durabilidad en orificios Hexasat	177
Figura 8.7: Fallas prototipo CubeSat (temperatura -74.1 °C).....	178
Figura 8.8: Fallas prototipo Hexasat (temperatura -77.8 °C).....	179
Figura 8.9: Fallas prototipo CubeSat (temperatura 120 °C)	179
Figura 8.10: Fallas prototipo Hexasat (temperatura 120 °C).....	180

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 3.1 Ponderación de prototipos por costos.....	45
Tabla 3.2 Ponderación de prototipos por peso	45
Tabla 3.3 Ponderación de prototipos por análisis dimensional	46
Tabla 3.4 Ponderación de prototipos por su vida útil	46
Tabla 3.5 Ponderación de prototipos por impacto ambiental generado.....	47
Tabla 3.6 Ponderación de prototipos por facilidad de maquinabilidad.....	47
Tabla 3.7 Ponderación de prototipos por disponibilidad de normas & estandarizaciones	48
Tabla 3.8 Ponderación de prototipos por su utilidad y aplicaciones	49
Tabla 3.9 Ponderación de prototipos por autonomía energética	49
Tabla 3.10 Ponderación de prototipos por restricciones intelectuales y derechos de autor para el diseño, construcción y lanzamiento de las posibles opciones.....	50
Tabla 3.11 Matriz de selección alternativa 1: CubeSat.....	50
Tabla 3.12 Matriz de selección alternativa 2: Tubesat.....	51
Tabla 3.13 Matriz de selección alternativa 3: Cansat	51
Tabla 3.14 Matriz de selección alternativa 4: Sich-2.....	52
Tabla 3.15 Matriz de selección alternativa 5: Rasat	52
Tabla 3.16 Matriz de selección alternativa 6: DubaiSat1	53
Tabla 3.17 Matriz de selección alternativa 7: Hexasat.....	53
Tabla 3.18 Resumen de puntaje de todas las alternativas de selección para construcción de prototipo	54
Tabla 3.19 Propiedades del Aluminio	62
Tabla 3.20 Composición química.....	63
Tabla 3.21 Propiedades tecnológicas.....	63
Tabla 3.22 Valores a temperatura ambiente de resistencia a la fractura de aleaciones de titanio	67
Tabla 3.23 Propiedades de los diferentes materiales	68

Tabla 3.24 Consumo de energía de los componentes del sistema electrónico para un picosatélite tipo CubeSat.....	72
Tabla 3.25 Valores de torque para tornillos de fijación	84
Tabla 3.26 Tensiones análisis de Von Mises.....	90
Tabla 3.27 Análisis de sujeciones y resultantes	91
Tabla 3.28 Detalles de conectores (pernos utilizados)	91
Tabla 3.29 Detalles de conectores (pernos utilizados)	92
Tabla 3.30 Desplazamiento resultante	93
Tabla 3.31 Desplazamiento resultante (Temperatura -80 °C).....	99
Tabla 3.32 Deformaciones unitarias (Temperatura -80 °C)	99
Tabla 3.33 Tensiones Von Mises (Temperatura -80 °C).....	100
Tabla 3.34 Factor de Seguridad (Temperatura -80 °C)	101
Tabla 3.35 Resultados cargas térmicas (Temperatura 120 °C).....	101
Tabla 4.1 Peso de los prototipos tipos hexasat	116
Tabla 5.1 Dimensiones del área central de las probetas para placas.....	122
Tabla 5.2 Dimensiones del área central de las probetas para barras.....	123
Tabla 5.3 Resultados obtenidos de esfuerzo de fluencia, esfuerzo último y porcentaje de elongación de probetas planas.....	129
Tabla 5.4 Resultados obtenidos de esfuerzo de fluencia, esfuerzo último y porcentaje de elongación de probetas cilíndricas	129
Tabla 8.1 Pesos de los prototipos estructurales tipo Hexasat & CubeSat	170
Tabla 8.2 Resultados del ensayo a compresión de los prototipos estructurales Hexasat & CubeSat.....	175
Tabla 8.3 Resultados del ensayo a fatiga de los prototipos estructurales Hexasat & CubeSat	177
Tabla 8.4 Resultados del ensayo a compresión bajo cargas térmicas de los prototipos estructurales Hexasat & CubeSat.....	180
Tabla 9.1 Costo de materiales	¡Error! Marcador no definido.
Tabla 9.2 Costo de preparación de la plancha	183
Tabla 9.3 Costo de formas intrincadas en los pedazos	183
Tabla 9.4 Elaboración de perforaciones en ensamble.....	184

Tabla 9.5 Doblado de cuerpo y caras	184
Tabla 9.6 Elaboración de los contactos	184
Tabla 9.7 Material para probetas cilíndricas	185
Tabla 9.8 Elaboración de probetas	185
Tabla 9.9 Costo del equipo de seguridad	186
Tabla 9.10 Costo de los instrumentos de medición	186
Tabla 9.11 Costos Misceláneos.....	188
Tabla 9.12 Costos Directos.....	188
Tabla 9.13 Costos Indirectos	189
Tabla 9.14 Costo Total	189

ÍNDICE DE ANEXOS

ANEXO A. Diagrama de Procesos de la Estructura tipo Hexasat.....	198
ANEXO B. Norma CubeSat Design Specification Revisión 12.....	199
ANEXO C. Force Limited Vibration Testing, NASA technical Handbook.....	200
ANEXO D. Norma ASTM B577M-02.....	201
ANEXO E. Norma ASTM A370-03.....	202
ANEXO F. Curvas resultantes de los diferentes ensayos.....	203
ANEXO G. Informes SOLIDWORKS PREMIUM 2012.....	204
ANEXO H. Resultados ANSYS® 14.....	205

NOMENCLATURA

CDS	CubeSat Design Specifications
P-POD	Poli Picosatellite Orbital Deployer
LEO	Low Earth Orbit
ASME	American Society of Mechanical Engineers
ASTM	American Society for Testing and Materials
e	Esbeltez
Le	Longitud efectiva
L	Longitud
r	Radio de giro
I	Inercia
A	Área transversal
E	Módulo de Elasticidad
C_{cr}	Carga crítica
σ_{cr}	Esfuerzo crítico
σ	Esfuerzo de fluencia o esfuerzo último
F	Fuerza
Ao	Sección transversal
ϵ	Deformación unitaria se define como el cociente entre la variación de
Lo	Longitud inicial
Al	Aluminio
Ti	Titanio

RESUMEN

El Centro de Investigación Espacial perteneciente a la Escuela Politécnica del Ejército, se ha encaminado en el campo de la investigación mediante proyectos como el picosatélite tipo “CubeSat” relativamente económico (fabricado localmente), de esta manera se está tomando impulso en el área científica espacial en nuestro país. El presente proyecto está estrechamente relacionado con dos proyectos anteriores, el primero que se realizó y culminó en octubre de 2010, y el otro de esta misma índole que constituyó la continuación del primer proyecto y culminó en junio del 2012.

El primer proyecto aportó con la fabricación de un prototipo estructural de un picosatélite tipo “CubeSat” tomando en cuenta consideraciones teóricas de diseño y simulaciones con software computacional.

En el segundo proyecto aportó con la realización de pruebas y ensayos mecánicos reales al picosatélite tipo “CubeSat” para llegar a una aceptación definitiva del diseño que se realizó anteriormente.

El desarrollo del presente proyecto consiste en la fabricación del prototipo estructural de un picosatélite de autoría ecuatoriana, en el cual se considerará la geometría, medidas y selección del material más óptimo para el prototipo, como también se tomarán en cuenta consideraciones, cálculos teóricos de diseño y simulaciones por computadora, así mismo, se someterá a la estructura a ensayos considerados en los cálculos previos de manera real, es decir de acuerdo a los estudios realizados sobre el diseño de la estructura del picosatélite. Estas cargas que intervienen son cargas continuas, cargas vibracionales, cargas de fatiga térmica y cargas de impacto.

A su vez se determinará la demanda de energía eléctrica que requiere los sistemas, subsistemas y en si todo el picosatélite para su autonomía y correcto

funcionamiento en órbita, tomando en cuenta el balance de energía y sus componentes que conllevan una alimentación energética.

En la culminación de todos los ensayos mecánicos tanto estáticos como dinámicos, el resultado a obtenerse es que el prototipo soportará las cargas utilizadas para el diseño y construcción del mismo. Se complementará dichos ensayos con la comparación de simulaciones mediante el software SolidWorks Premium 2012 para cargas de diseño y comportamiento lineal, en tanto que para cargas hasta la falla se procederá a realizar los respectivos análisis con el software ANSYS 14 como herramienta informática.

Posteriormente se detallarán todos los datos técnicos que la estructura debe soportar ante cada tipo de carga previo al fallo.

CAPÍTULO 1

GENERALIDADES

1.1. ANTECEDENTES

El Ecuador se encuentra atrasado y aislado en lo que se refiere a temas de la exploración espacial y atmosférica que países del primer mundo como Estados Unidos y Rusia iniciaron hace décadas. Por ésta necesidad de la exploración espacial, varios países latinoamericanos han iniciado ya la investigación de este campo e incluso se encuentran desarrollando programas de exploración espacial.

Algunas iniciativas de países vecinos como, Venezuela y Colombia, con la ayuda de naciones expertas en el tema han logrado lanzar sus primeros satélites orbitales al espacio, con lo que nuestro país quiere unirse a esta iniciativa que por la ubicación geográfica del mismo, resultaría sumamente favorable una exploración propia.

Tomando la referencia de esta tendencia tecnológica y considerando que Ecuador no está en la capacidad económica de desarrollar proyectos espaciales a gran escala, la primera alternativa que se tomó fue la realización de prototipo picosatélite “CubeSat” relativamente económico, de esta manera se impulsó la investigación científica del área espacial en nuestro país, pero para permitirse unirse a la iniciativa de otras naciones de la región en el envío del prototipo al espacio se optaría en la realización de un prototipo propio del Ecuador.

La Escuela Politécnica del Ejército, por medio del C.I.E, ha dado ya los primeros pasos en la investigación para llevar a cabo esta idea. En octubre de 2010, culminó el desarrollo del proyecto inicial: “DISEÑO DE LOS SISTEMAS ESTRUCTURAL Y DE ALIMENTACIÓN DE ENERGÍA SOLAR, CONSTRUCCIÓN

DE PROTOTIPO ESTRUCTURAL Y PROCEDIMIENTOS OPERACIONALES DE LANZAMIENTO DE PICOSATÉLITE TIPO “CUBESAT” PARA EL C.I.E. DE LA ESPE”, a cargo de estudiantes egresados de la Carrera de Ingeniería Mecánica de la misma institución.

Dicho proyecto aportó con la fabricación de un prototipo estructural del picosatélite tomando en cuenta consideraciones teóricas de diseño y simulaciones con software de computadora tomando como referencia un prototipo extranjero, pero no se han realizado pruebas o ensayos mecánicos reales para llegar a una aceptación definitiva del diseño.

Por aquello antes mencionado, la Escuela Politécnica del Ejército optó por medio del C.I.E. realizar un segundo proyecto para continuar con la investigación y la iniciativa que se tomó desde el primer proyecto. Este segundo proyecto culminó en junio del 2012 cuyo propósito es: “ANÁLISIS DE FALLAS UTILIZANDO ENSAYOS MECÁNICOS EN PROTOTIPO ESTRUCTURAL DE PICOSATÉLITE TIPO “CUBESAT” PARA EL C.I.E. DE LA ESPE.”, a cargo de un estudiante egresado de la Carrera de Ingeniería Mecánica de la misma institución.

El proyecto aporta con la aceptación del diseño anteriormente realizado con la referencia de un prototipo extranjero tomando en cuenta no solo la consideración teórica, sino real poniendo a prueba el picosatélite tipo “CubeSat” mediante ensayos mecánicos.

1.2. OBJETIVOS

1.2.1. GENERAL

- Diseñar del sistema estructural, de alimentación de energía solar y construcción de prototipo estructural de un picosatélite.
- Elaborar simulaciones informáticas que demuestren el funcionamiento de estos sistemas, y también análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos.

1.2.2. ESPECÍFICOS

- Recopilar información relativa al diseño y funcionamiento del CubeSat y determinar los procedimientos de preparación de una misión con este tipo de satélite y estudiar alternativas.
- Determinar la geometría, medidas y materiales de un sistema estructural apropiado para el funcionamiento del picosatélite.
- Elaborar una simulación que indique las variables que intervienen en un lanzamiento desde la Tierra hacia el espacio de un satélite, y en la liberación en el espacio mediante la interfaz de lanzamiento similar a P-POD (Poli Picosatellite Orbital Deployer – Sistema de Despliegue de Picosatélites en órbita).
- Construir 5 prototipos para la realización de los diferentes ensayos mecánicos.
- Demostrar el funcionamiento de los sistemas diseñados en los prototipos.
- Someter al prototipo a ensayos estáticos y dinámicos en condiciones normales hasta la falla del prototipo.
- Someter al prototipo a ensayos estáticos con variación de temperatura hasta la falla del prototipo.
- Someter al prototipo a ensayos de fatiga hasta la falla del prototipo.
- Obtener los resultados de los ensayos en tablas y curvas.
- Analizar los resultados de los ensayos
- Realizar pruebas de funcionamiento.

1.3. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA DEL PROYECTO

La realización de varios proyectos e investigación espacial por parte de la Escuela Politécnica del Ejército y a través del C.I.E. han sido desarrollados de una manera satisfactoria y bien encaminada, por lo cual este ámbito tiene que seguir creciendo para el desarrollo espacial de nuestro país.

En el caso del picosatélite tipo “CubeSat” realizado en los proyectos anteriores, en el cual se desarrolló el diseño, construcción y análisis de fallas mediante ensayos mecánicos, se tuvo como referencia un picosatélite ya desarrollado y construido en el extranjero, lo que nos conlleva a regirnos a las restricciones y condiciones puestas por los proveedores, ya que para cumplir con este objetivo el Ecuador necesita un diseño realizado netamente en nuestro país.

Por lo tanto el siguiente paso a seguir para encaminarse a la iniciativa espacial de la Escuela Politécnica del Ejército por medio del C.I.E. sería la realización de un propio prototipo ecuatoriano cuyo beneficio llevará tanto a nuestro país y a la institución al desarrollo y crecimiento de la investigación espacial, que es el objetivo principal de este proyecto; y así lograr que Ecuador ponga en órbita un picosatélite.

Otra particularidad es que el diseño y construcción de un picosatélite va generando bases de conocimiento para la construcción a futuro de satélites muchos más avanzados. Uno de los campos que se vería muy beneficiado es el económico en cuanto a la investigación aeroespacial se refiere, porque con un picosatélite propio y de autoría ecuatoriana no tendríamos la necesidad de comprar imágenes satelitales, además veríamos un gran beneficio en el campo de las telecomunicaciones y también en el ámbito social y de defensa civil ya que nos ayudaría para la prevención de desastres naturales además del estudio y monitoreo del clima.

1.4. ALCANCE

Este proyecto se enfoca en el diseño y construcción de la estructura, y diseño del sistema de alimentación de energía solar de un picosatélite con autoría ecuatoriana, como también poner a prueba la resistencia de este prototipo mediante ensayos mecánicos, se especificarán los pasos necesarios que debe dar una institución pública o privada para desarrollar un proyecto, desde obtención de asesoría para el proyecto, pasando por la construcción del picosatélite, el lanzamiento del mismo, hasta el seguimiento del picosatélite en órbita.

CAPÍTULO 2

MARCO TEÓRICO

2.1 CUBESAT

El estudio del espacio ha sido gobernado durante muchos años por un grupo diminuto de agencias espaciales que poseen una gran cantidad de recursos económicos, científicos y tecnológicos. Varias instituciones, se han trazado la posibilidad de acceder al espacio para la realización de sus investigaciones, como lo están haciendo en la época actual empresas pequeñas y universidades, de una forma económica y tecnológicamente alcanzable.

Las grandes entidades y organizaciones dedicadas al estudio del espacio exterior se han dedicado de lleno a la fabricación y utilización de grandes satélites artificiales para la incursión en el campo informativo, investigativo, científico y bélico por lo general, dichos satélites han sido elaborados con tecnología de punta disponible en el tiempo de su creación, diseño y construcción, con la ayuda de una gran disponibilidad de recursos tanto humanos, científicos y económicos. Como consecuencia de lo anteriormente mencionado podemos observar que un satélite lanzado por un país desarrollado puede cumplir no solo una, sino varias funciones a la vez, consecuentemente la fabricación de tales satélites ha requerido inversiones extraordinarias que solo podían cubrir las grandes agencias de investigación espacial que se dedicaron al monopolio del campo espacial y satelital. En la actualidad tenemos la gran ventaja de basarnos en diseños mucho más simplificados tanto en dimensiones, peso y costos totales (diseño, construcción y misión de lanzamiento para ponerlos en órbita).

La investigación espacial ha sido ampliada para instituciones más pequeñas gracias a esta reducción de costos, logrando la tendencia internacional de la disposición de información al alcance de todo el mundo, y ha ésta se le dé un mejor uso. Actualmente es factible para organizaciones con moderados recursos desarrollar un pequeño sistema satelital, y lograr lanzarlo a la órbita con ayuda de

alguna agencia espacial y así poder proporcionarle un seguimiento continuo a la información que nos provee el sistema desde el espacio. La última iniciativa optada es la de recuperación de satélites lanzados al espacio, poderlos repararlos, reequiparlos y reutilizarlos para unos objetivos y misiones planteadas.

2.1.1 CARACTERÍSTICAS ESPECIALES DE LOS PICOSATÉLITES

Los picosatélites reflejan características únicas que tenemos especificadas en los siguientes ítems:

Sencillez y simplificación tanto en su forma como en su construcción:

Este atributo único en el género satelital y pionero en el desarrollo de un picosatélite nos permite desarrollar un producto estructural de forma no muy compleja, diseño simplificado y relativamente económico. Para la construcción de una estructura propia y de autoría ecuatoriana podemos seguir un sin número de procesos pero el más óptimo que se ha escogido en base en el último proyecto que consistió en la construcción de un modelo tipo “CubeSat” realizado en el Centro de Investigación Espacial de la ESPE, que se construyó mediante una armadura básica cúbica. En éste proyecto actual tomaremos estas consideraciones para el diseño y construcción de un modelo propio, es decir fuera del diseño estructural del “CubeSat”.

Reducción en aspectos fundamentales como peso y tamaño:

Como punto de partida tomamos en cuenta que un picosatélite es aquel cuyo peso máximo llega hasta 1.33 Kg y su volumen se aproxima a los 100 mm³, como se trata de un diseño nuevo y netamente ecuatoriano sus dimensiones exactas dependerán de la nueva forma estructural que se presente¹.

¹ Munukata, R. (2009). CubeSat Design Specification. California: San Luis Obispo.



Figura 2.1: Armadura de la estructura del CubeSat XI-V

Fuente: Whipple, L. (2013). *Estructura CubeSat*. Obtenido de <http://lucaswhipple.com/wordpress/>

La propuesta del diseño por parte de la compañía Pumpkin para su producto CubeSat Kit™ se basa en un método el cual se parte de una placa grande de aluminio, formando el cuerpo lateral de la estructura cuando se la despliega. Formando a su vez las tapas superior e inferior con dos placas del mismo material y espesor, completando así la forma de la estructura. Las uniones del ensamble pueden realizarse con remaches aeronáuticos o con tornillos de acero.²

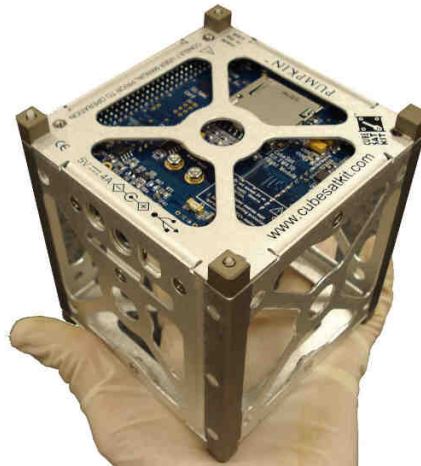


Figura 2.2: Estructura CubeSat Kit diseñada por Pumpkin Incorporated

Fuente: Pumpkin Incorporated. (Febrero de 2009). *CubeSat Kit Design*. Obtenido de <http://www.cubesatkit.com/content/>

² Pumpkin Incorporated. (Febrero de 2009). *CubeSat Kit Design*. Obtenido de <http://www.cubesatkit.com/content/>

También se puede mencionar la propuesta de elaborar picosatélites cilíndricos, los cuales deben estar debajo del límite de 1 kg. Éste tipo de satélites tiene a favor la facilidad de construcción sacrificando el volumen y la comodidad para colocar los equipos internos. El proceso de construcción radica en curvar una placa de aluminio de la altura que se desea hasta el diámetro predeterminado. Las placas redondas pueden soldarse, empernarse o atornillarse a los extremos del cuerpo cilíndrico, según el diseño lo indique. Se sabe que para que un satélite de este tipo no supere el peso de 1 kg su volumen será aproximadamente de 0.5 litros, que representa la mitad de la capacidad de carga de un "CubeSat".

2.1.2 GENERALIDADES DEL PROGRAMA CUBESAT

El programa CubeSat ha sido desarrollado y elaborado por más de 40 universidades y también con el apoyo de la empresa privada a nivel internacional, cuya finalidad es el desarrollo de un picosatélite impulsado también en países de Latinoamérica como Colombia, Venezuela y Argentina. Un CubeSat se trata de una unidad basada en la forma de un cubo de 10 cm de cara y máximo 1.33 Kg de peso, a ser puesto en órbita baja, polar y circular.

Con una información ágil y objetiva proporcionada por la comunidad CubeSat que nació en Universidad Politécnica Estatal California (CalPoly) nos es posible la retroalimentación de información y de desempeño a los diseñadores.

CalPoly tiene como responsabilidad principal la seguridad de un CubeSat, como también proteger al vehículo de lanzamiento y carga primaria.

Los picosatélites y nanosatélites están en la obligación de cumplir los estándares y requisitos impuestos por la norma CubeSat Design Specification cuya autoría y publicación corresponde a la Universidad CalPoly.

En el presente proyecto nos orientaremos con la doceava revisión de la norma CubeSat Design Specification CDS R12.³

³ NASA. (Octubre de 2009). *Programa CubeSat*. Obtenido de <http://www.nasa.gov/pro/mepsi/>



Figura 2.3: Misión de nanosat desarrollada por ATSB

Fuente: NASA. (Octubre de 2009). *Programa CubeSat*. Obtenido de <http://www.nasa.gov/pro/mepsi/>.



Figura 2.4: Estructura de un picosatélite CubeSat

Fuente: Pumpkin Incorporated. (Febrero de 2009). *CubeSat Kit Design*. Obtenido de <http://www.cubesatkit.com/content/>

2.1.3 APLICACIONES

El objetivo principal del programa CubeSat es proveer el acceso al espacio por equipos de pequeño volumen y peso, cuyas aplicaciones son varias y se las

puede enfocar o dirigir a la conveniencia o beneficio tanto de los impulsores del proyecto y de su país de origen, como por ejemplo los países pioneros de Latinoamérica y sus universidades o escuelas politécnicas.

Fundamentalmente se colocan instrumentos y equipos electrónicos cuya función es medir las condiciones del ambiente espacial, de la superficie terrestre, de la atmósfera terrestre y objetos relativamente lejanos.

El campo principal en cuanto a aplicaciones del CubeSat es el de las comunicaciones, pero también tenemos un sin número de aplicaciones varias como pueden ser:

- Captura de imágenes y observación de la Tierra.
- Prueba de componentes.
- Medición de radiación.
- Seguimiento de especies en extinción.
- Meteorología

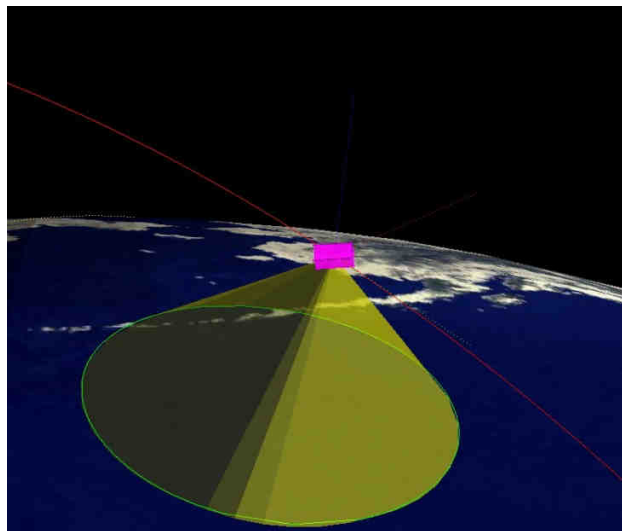


Figura 2.5: Simulación del radio de captura fotográfico de un CubeSat

Fuente: Princeton Satellite Systems. (2013). *Aplicaciones CubeSat*. Obtenido de <http://www.psatellite.com/cst/index.php>

2.1.4 DISEÑOS ANTERIORES Y MODIFICACIONES

En 1999 nació el proyecto CubeSat con la elaboración de la primera versión de la norma CubeSat Design Specifications (CDS), en la cual se concretó como la base de un satélite CubeSat su forma cúbica con sus dimensiones de 10 x 10 x 10 cm. Como era la versión 00 de la norma CDS no se tuvo a consideración la posibilidad de la integración de dos o más satélites en configuraciones 2U y 3U; cuya posibilidad fue incluida el 26 de mayo del 2004 en la Revisión 8.1 de la norma por primera vez.

Existe una gran variedad de diseños y modificaciones del CubeSat ya que la norma CDS nos permite una amplia maniobra manteniéndose en los límites impuestos por esta. Debido a que no existen muchas limitaciones y una gran flexibilidad en la norma, ha hecho del proyecto CubeSat un éxito, por lo que se han desarrollado por ejemplo muchos picosatélites CubeSat con mecanismos que les permiten una modificación en su forma cúbica después del despliegue en órbita, especialmente en la extensión de antenas y sistemas de suministro de energía solar más eficientes.

Un ejemplo de CubeSat con este tipo de mecanismos es el CubeSat QuakeSat QuakeFinder, el cual cumplió con las características de forma, dimensiones y peso que establece la norma, pero al desplegarse en el espacio mediante un sistema de mecanismos y servomotores se extendió permitiéndose una configuración totalmente nueva, para así poder cumplir su función, la cual es la detección temprana de terremotos.



Figura 2.6: Estructura desplegada de QuakeSat diseñado por la universidad de Stanford

Fuente: QuakeFinder. (17 de marzo de 2013). Obtenido de <http://www.quakefinder.com/services/spaceproducts.php>

2.1.5 DESCRIPCIÓN DE NORMAS CDS⁴

La norma CubeSat Design Specification (CDS), Revisión 12, fue realizada por Wenschel Lan y Riki Munakata científicos de Polytechnic State University, como también lo hicieron en las revisiones 10 y 11, y los autores de la revisión 9 fueron científicos de Cal Poly, Armen Toorian y Amy Hutputtanasm, cuyo objetivo es estandarizar los criterios de construcción de un picosatélite tipo CubeSat y así alcanzar una gran flexibilidad para el desarrollo de sistemas satelitales versátiles. La edición de la Revisión 12 fue realizada el 1 de agosto del 2009, la cual consta de 22 páginas y trata básicamente en lo siguiente:

- Visión general del proyecto CubeSat, en la cual nos recomienda contactarse vía web con Cal Poly si se planea comenzar un proyecto CubeSat.
- Descripción del propósito del proyecto CubeSat cuya misión principal es facilitar el acceso al espacio con pequeñas cargas útiles.

⁴ Munukata, R. (2009). CubeSat Design Specification. California: San Luis Obispo.

- Renuncia de Proceso en la cual nos indica que los desarrolladores deben llenar un solicitud de aprobación de exención de desviación (DAR) si el CubeSat viola alguno de los requisitos de la sección 2 y 3.
- Descripción general básica de la interfaz de lanzamiento P-POD (Poly Pico Satellite Orbital Deployer – Dispositivo de Despliegue Orbital de Varios Picosatélites).
- Requisitos generales que debe cumplir el proyecto CubeSat antes, durante y después del desarrollo.
- Requisitos de dimensiones exteriores, de masa y de materiales de un satélite CubeSat terminado, incluyendo todos sus sistemas de operación y apoyo, principales y secundarios.
- Requerimientos estructurales del satélite, incluyendo información básica sobre algunos componentes.
- Requisitos eléctricos, en particular, características de seguridad de los sistemas electrónicos.
- Requerimientos opcionales, especialmente dirigidos para garantizar la seguridad de otros CubeSats adyacentes.
- Requisitos de prueba necesarios para aprobar el lanzamiento de un CubeSat. Se establecen las pruebas mínimas que se deben cumplir, así como los criterios de calificación y aceptación.
- Contactos, en la Cal Poly, San Luis Obispo University, en la Stanford University y contactos estudiantiles.
- Formulario de Solicitud de Aprobación de Exoneración del proceso de aceptación para acceder al lanzamiento.
- Lista de aceptación de 1U CubeSat para su lanzamiento.
- Planos dimensionales de 3U CubeSat. Estos no son planos constructivos, solo se usan para especificar las dimensiones estándar obligatorias.
- Lista de aceptación de 3U CubeSat para su lanzamiento.

Las especificaciones del dimensionamiento de la norma CubeSat Design Specification, Revisión 12 son, un CubeSat tendrá un ancho de 100.0 ± 0.1 mm

(Dimensiones en ejes X e Y), y de alto 113.5 ± 0.1 mm (Dimensión en eje Z). La norma también establece que para la configuración de un CubeSat triple tendrá de altura 340.5 ± 0.1 mm. Además establece que todos los componentes no pueden exceder los 6.5 mm de la superficie de 100 mm, como también especifica que el exterior de CubeSat no debe tener contacto con el interior del P-POD con excepción de los carriles designados.

Como analizaremos en nuestro propio diseño, la sección de la estructura correspondiente el área alrededor de las aristas verticales, debe ser diseñada en forma de riel para el momento de la liberación al espacio, con un ancho mínimo de 8.5 mm, y un acabado en la sección de $\frac{1.6}{\sqrt{2}}$, tendremos una tolerancia general de 0.1 mm, exceptuando las tolerancias diagonales que pueden variar a 0.14mm, como podemos observar trabajaremos con una tolerancia bastante amplia para mayor facilidad en la construcción con el uso de máquinas y herramientas más accesibles en cuanto a precisión y exactitud, y por recomendación redondearemos los bordes de aristas con 0.1 mm de radio mínimo.

En este diseño de autoría propia tendremos en cuenta las siguientes consideraciones de diseño adicionales:

- Que sea factible la colocación de algunos dispositivos en paredes exteriores de la estructura del picosatélite como los paneles solares, tomando en cuenta que ninguno de estos componentes debe llegar a contactar la superficie del Dispositivo de Despliegue en Órbita P-POD.
- Un componente ubicado en la pared del satélite máximo puede sobresalir 6.5 mm en dirección vertical a esa superficie.
- En el picosatélite su centro de gravedad debe estar ubicado a una distancia de 20 mm de su centro geométrico como máximo.

- En los vértices se debe incluir 8 puntos de contacto para separar el cuerpo principal de nuestra estructura diseñada de la superficie de otros satélites y del P-POD. En la parte superior, los contactos deben sobresalir 6.5 mm, y 7mm en la parte inferior.
- Debemos tener un cuidado especial en cumplir las tolerancias establecidas para que sean totalmente compatibles con las dimensiones del P-POD.

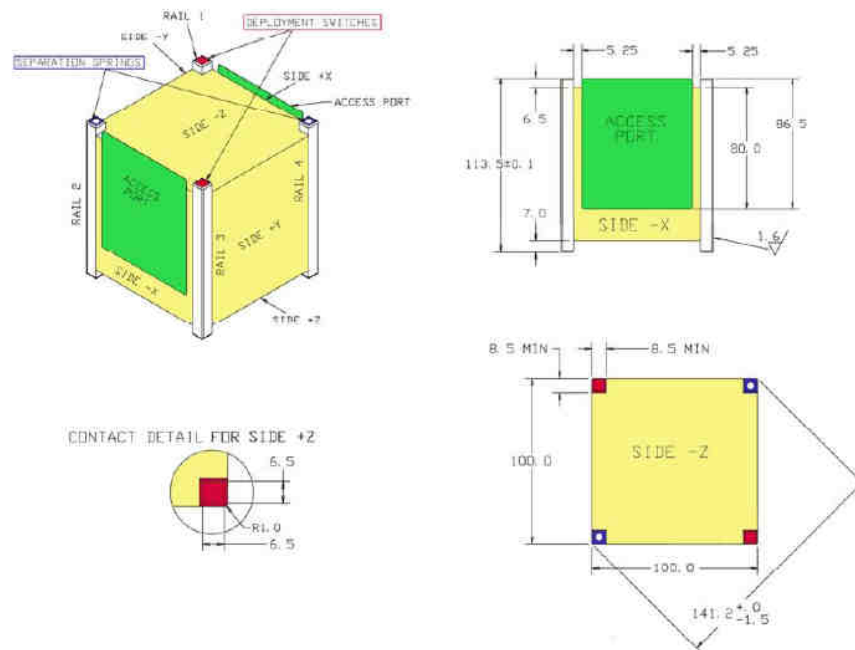


Figura 2.7: Dimensiones globales de un CubeSat

Fuente: Munukata, R. (2009). CubeSat Design Specification. California: San Luis Obispo.

Para la selección de materiales en la construcción de un CubeSat inicialmente se tiene que tomar en cuenta la norma CubeSat Design Specifications (CDS R12) plantea que en lo posible se deben utilizar materiales aprobados por la NASA, para la prevención de la contaminación de otros vehículos espaciales.

En los libros: Materials and Processes Laboratory, EM01, NASA, del Marshall Space Flight Center, Huntsville, AL, y también en el documento de cumplimiento NASA-STD-6016⁵ (Materiales estándar y requisitos de procesos para Astronave).

⁵ National Aeronautics and Space Administration. (07 de Octubre de 2013). *Standard Materials and Processes*, Obtenido de <https://standards.nasa.gov/documents/viewdoc/3315591/3315591>

Podemos encontrar la información acerca de los materiales que podemos utilizar para este tipo de proyectos donde también se indica el listado de materiales aprobados por la NASA.

La norma CubeSat Design Specifications, Revisión 12, recomienda la utilización de Aluminio 7075 0 6061-T6 como material de construcción del armazón principal. Si se opta por usar otros materiales, su coeficiente de expansión térmica debe ser de $23,5 [^{\circ}\text{C}^{-1} \times 10^6]$ similar al del aluminio 7075-T73, el cual es el material con el que se construyó el P-POD.⁶

Al no utilizar los diferentes materiales recomendados, además que puede ocasionar la deformación del CubeSat o del P-POD, como daños irreparables y por consecuente el fracaso de la misión, también la CalPoly no aceptará el Cubesat ya que no cumple sus recomendaciones.

En cuanto a los rieles estos deben ser sometidos a un tratamiento térmico para alcanzar un acabado $\frac{1.6}{\sqrt{}}$ que es exigido por la norma anteriormente mencionada para que no existan problemas de deslizamiento del CubeSat cuando este se encuentre en la fase de despliegue en órbita.

2.2 ESTRUCTURAS SATELITALES⁷

2.2.1 FUNCIONES PRIMARIAS DE LAS ESTRUCTURAS SATELITALES

La función de la estructura de un satélite es ser el armazón para el montaje de otros sistemas y subsistemas, como también de interfaz con el LV (vehículo de lanzamiento).

Una de las consideraciones que se toma en cuenta es que el sistema estructural mecánico pesa entre el 7 y 15% de la masa total del satélite al momento del lanzamiento.

⁶ DelMetal. (18 de diciembre de 2012). *Vehículo de lanzamiento*. Obtenido de <http://www.delmetal.com.ar/productos/aluminio/7075.pdf>

⁷ Maini, A. (2007). *Satellite Technology, Principles and applications*. California: Pondicherry.

Las más importantes funciones que cumple la estructura de un satélite son:

- Actúa como contacto o interfaz entre el satélite y el vehículo de lanzamiento. Se sabe diseñar un equipo necesario que contiene al satélite para cumplir la función de interfaz si no tiene los requerimientos para cumplir con esta función, como lo es en el caso específico del sistema satelital CubeSat cuya función de interfaz de lanzamiento lo realiza el sistema P-POD, que nuestro caso se tiene que utilizar un sistema similar a P-POD adecuado al Hexasat para que cumpla la función de interfaz de lanzamiento.
- Dentro de la carga útil del satélite actúa como el soporte de los instrumentos electrónicos.
- Ya que existe radiación, polvo y otras micropartículas en el espacio actúa como pantalla protectora.

2.2.2 CONSIDERACIONES DE DISEÑO⁸

A continuación veremos las consideraciones de diseño más importantes para el diseño de nuestra estructura.

La masa de un satélite es directamente proporcional con el costo de lanzamiento, por lo que resulta elevado lanzar uno de estos al espacio, sobre todo satélites geoestacionarios. Por esta razón se procura reducir el peso al mínimo necesario garantizando que no afecte al correcto funcionamiento y seguridad del satélite.

Los materiales que han sido utilizados con mayor frecuencia por su baja densidad y alta resistencia son: aluminio y sus aleaciones, magnesio, titanio, berilio, fibras de kevlar y materiales compuestos. El kevlar es una fibra de alta resistencia fabricada por la empresa DuPont cuyas características es ser de alta resistencia y rigidez como también de bajo peso y baja densidad.

⁸ Rodríguez, R. (2009). Tipo de órbitas, Constelaciones de satélites. España: ETSI.

Las cargas que se aplican en pruebas y en simulaciones en computadora rigen la resistencia y desempeño durante la misión de la estructura cuyo factor principal de influencia es el diseño.

Durante la fase de lanzamiento tenemos aceleraciones y vibraciones mecánicas que actúan de manera severa sobre la estructura, por lo cual el material de esta debe soportar y amortiguar las vibraciones.

Una consideración adicional es que debemos proteger al satélite contra la colisión de cuerpos espaciales como meteoritos u otro tipo de partículas que flotan en el espacio, entonces la estructura exterior debe poder soportar los impactos o golpes generados por las partículas o cuerpos anteriormente mencionados.

Los ciclos térmicos y las variaciones de temperatura debido al sol que forma eclipses de forma cíclica por la Tierra, por ende debemos seleccionar un material que sea capaz de soportar cambios de temperatura.

Los principales papeles en los cuales la estructura tiene un rol muy importante son: la operación confiable en el espacio, los procesos de separación entre el vehículo de lanzamiento y el satélite, despliegue y orientación de los paneles solares así como el direccionamiento de la antena y demás funciones.

Estos picosatélites se posan en la órbita LEO (Low Earth Orbit), que son órbitas bajas comprendidas entre 200 y 1.200 km sobre la superficie de la tierra, entre la atmósfera y el cinturón de radiación de Van Allen. Esto se debe a que sus misiones sean cumplidas a cabalidad como experimentación científica, observación astronómica y terrestre, comunicaciones; cuya ventaja tenemos la cobertura global, terminales pequeños, retardos mínimos (<10ms).

2.3 SISTEMAS SATELITALES

2.3.1 CONDICIONES AMBIENTALES QUE PUEDEN AFECTAR LOS SISTEMAS MECÁNICOS

2.3.1.1 El ambiente térmico

Una característica importante del ambiente espacial es su alto vacío, o la ausencia virtual de presión atmosférica. La conductividad térmica de la atmosfera de la Tierra es una función de gradientes de temperaturas atmosféricas y es independiente de variaciones en presión o densidad en altitudes debajo de 90km, sin embargo, sobre los 90km, la trayectoria libre molecular llega a ser comparable con la distancia en que el gradiente de temperatura varia apreciablemente, y la conductividad térmica sede para ser una presión independiente. Por lo tanto la transferencia de calor en el espacio solo se realiza por radiación y conducción y la temperatura física real del sistema es determinada por el intercambio de energía por medio de:

- La radiación solar directa
- La temperatura del ambiente espacial.

Las condiciones ambientales están presentes en todo lugar, a partir de mediciones, realizadas en el transbordador espacial durante sus órbitas por la Tierra, se comprobó que la temperatura oscila entre los -180°C en la sombra de nuestro planeta y los 122°C en la cara iluminada por el Sol.⁹

Estas afectan directamente e influyen a todo sistema mecánico y estructural. Condiciones como: temperaturas viables, extremas y variaciones de estas.

⁹ Riosoft. (17 de abril de 2006). *Temperatura en el espacio*. Obtenido de <http://mezvan.blogspot.com/2006/08/29/p420/>

Por las condiciones ambientales dichas anteriormente los materiales deben ser seleccionados especialmente para soportar estas condiciones ambientales en especial las de mayor influencia en estructuras espaciales como constantes variaciones de temperatura debido al cambio de día y noche además de la obstrucción de los rayos solares, como también cargas térmicas existentes.

2.3.1.2 Cambios bruscos de temperatura

Una variación o cambio brusco en la temperatura produce la tendencia al rompimiento de un material generado por un cambio brusco de temperatura, ya sea este cambio por aumento o disminución de esta. Los objetos más susceptibles son el vidrio y los cerámicos debido a su nivel de tenacidad y conductividad térmica que son muy bajos y el elevado coeficiente de dilatación térmica que poseen.

Un aumento en la temperatura causa que las moléculas del objeto se expandan unas más que otras disminuyendo así su resistencia a la tensión y generando el quiebre.

Cuando el material se encuentre orbitando en el espacio será expuesto a cambios de temperatura entre el día y la noche. Por lo que este se contraerá y expandirá de manera continua y repetitiva, esto puede causar una fatiga térmica y a su vez una falla por rotura además de ser afectado por otras cargas térmicas anteriormente mencionadas.

Una propiedad mecánica que convierte a un objeto en más resistente a cambios bruscos de temperatura es la tenacidad, además de que debe tener un bajo coeficiente de dilatación térmica y una alta conductividad térmica.

2.3.1.2.1 Temperaturas extremadamente altas

En la órbita espacial los materiales pueden estar sometidos a la temperatura más alta de 122°C, como fundamento tenemos que el punto de fusión del aluminio puro es de 660°C y del aluminio 7075-T6 es de 635°C¹⁰, como podemos ver el material expuesto a los 122°C no se fundirá pero en estas temperaturas sus propiedades mecánicas si serán afectadas además de que sus dimensiones aumentaran por la expansión volumétrica y la dilatación térmica.

2.3.1.2.2 Temperaturas extremadamente bajas¹¹

Para considerar temperaturas extremadamente bajas en la órbita espacial debemos analizar el caso más crítico que es cuando se atraviesa un eclipse solar en dicha órbita con lo que se puede llegar a una temperatura de -180°C.

En los descensos de temperatura los metales de estructura cúbica centrada en el cuerpo y hexagonal compacta por encima de cierto valor son dúctiles pero por debajo se comportan de manera frágil, a este comportamiento se lo denomina como temperatura de transición dúctil - frágil, una ventaja de las aleaciones de aluminio es que en descensos bruscos de temperatura no sufren este estado de transición porque a medida que la temperatura disminuye, sus propiedades mecánicas mejoran.

¹⁰Justz H. Scharkus E., L. R. (2004). Tablas para la industria metalúrgica. México: Reverte.

¹¹Askeland, D. (1998). Ciencia e ingeniería de los materiales. Mexico: Thomson.

2.4 SISTEMAS DE SUMINISTRO DE ENERGÍA

2.4.1 FUNCIONES Y TIPO DE SISTEMA DE SUMINISTRO DE ENERGÍA SATELITAL¹²

La función primordial que realiza el sistema de suministro de energía es generar, almacenar, controlar y distribuir la energía eléctrica necesaria para el satélite y todos sus subsistemas. Han sido algunos los tipos de sistemas de suministro de energías utilizadas en satélites como energía solar, energía química y energía nuclear. La mejor forma de garantizar el suministro de energía para los satélites una vez que han sido lanzados al espacio, es que dispongan ellos mismo de la posibilidad de generar electricidad.

Por eso se optó ya desde el principio por la energía solar la cual es la que predomina para el suministro de energía en satélites, pero la necesidad de optimizar el espacio. El peso condujo a buscar un semiconductor poco convencional. En lugar del silicio, se utiliza arseniuro de galio, que tiene un rendimiento más elevado, y cuyo aspecto débil es el económico, es decir, es más caro. Para optimizar las células al máximo, se concentra la luz del sol mediante prismas o espejos.

Los componentes principales de un sistema de energía solar son los paneles solares, baterías recargables, cargadores de baterías con controladores internos, reguladores e inversores de corriente para la generación de la corriente DC y AC que requieren los diferentes subsistemas.

Esencialmente en un bloque básico del sistema de suministro de energía en la fase del día el voltaje del generador solar es conservado a una amplitud constante

¹²Solano R, L. J. (2010). Diseño de los sistemas estructural y de alimentación de energía solar, construcción de prototipo estructural y procedimientos operacionales de lanzamiento de picosatélite tipo "Cubesat" para el C.I.E. de la ESPE. Quito, Ecuador.

con el regulador de voltaje conectado al generador y la regulación de voltaje en la fase de noche se lo hace por el desacople de la batería del sistema mediante un regulador de descarga de batería (BDR), así la batería provee energía a un voltaje constante.

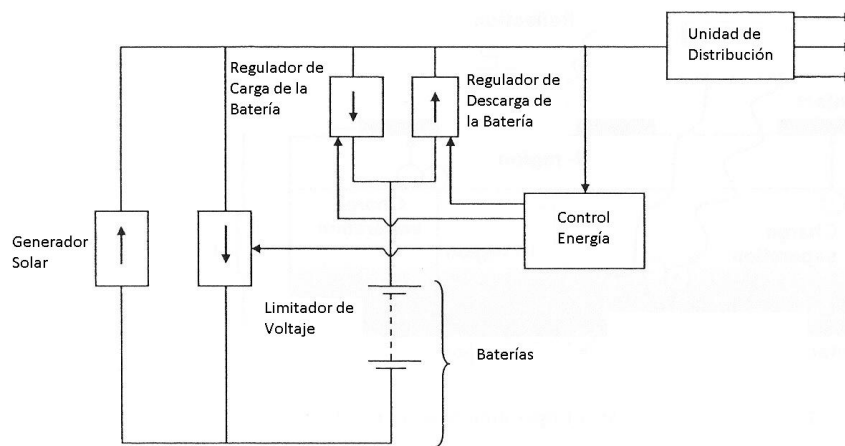


Figura 2.8: Diagrama de bloque básico del sistema de suministro de energía

Fuente: Solano R, L. J. (2010). Diseño de los sistemas estructural y de alimentación de energía solar, construcción de prototipo estructural y procedimientos operacionales de lanzamiento de picosatélite tipo "Cubesat" para el C.I.E. de la ESPE. Quito, Ecuador.

La energía de la radiación solar es aprovechada por medio de paneles solares, los picosatélites CubeSat utilizan paneles solares planos y los picosatélites TubeSat utilizan paneles solares cilíndricos, ambos de muy pequeñas dimensiones. Estos paneles se les pueden configurar triaxial y uniaxialmente. Los triaxiales tienen como ventaja que se pueden rotar y direccionarlos directamente al sol para la captación de la mayor cantidad de energía solar y así lograr la máxima producción de energía eléctrica, pero tiene como inconveniente el sobrecalentamiento de estos reduciendo a si su eficiencia. Los uniaxiales tienen mayor eficiencia en comparación a los anteriores pero tienen como inconveniente que se pueden enfriar en la sombra por lo que solo un tercio de la superficie total de los paneles solares están expuestos al sol con lo que nos conlleva a utilizar mayor cantidad de celdas solares y así aumentar el peso del satélite. Por lo que la mejor y gran mayoría ha optado por usar los paneles solares triaxiales.

El principio básico de operación de estos paneles mediante las celdas solares está basado en el efecto fotovoltaico el cual nos manifiesta que existe una generación de voltaje en un circuito cuando está expuesto a la radiación solar, el cual puede generar un flujo de corriente a través de una resistencia. En definitiva una célula fotovoltaica puede verse como un pequeño generador o pila eléctrica que funciona en cuanto exista incidencia de radiación solar. En condiciones estándar una célula fotovoltaica comercial tiene como medidas 75 cm², proporciona una potencia eléctrica de entre 1 y 1.5 Watts. Que corresponden a una tensión de 0.5 – 06 Voltios y una intensidad de 25 mA/cm². El material del semiconductor más común en la elaboración de celdas eléctricas es el silicio amorfo o sintético ya que es cristalina y amorfa. Tradicionalmente las instalaciones fotovoltaicas se diseñan incluido el sistema de acumulación eléctrica que operan a 12 voltios agrupando de 24 a 26 células constituyendo así los paneles fotovoltaicos.¹³

El suministro de energía eléctrica cuando los paneles no pueden cumplir con su objetivo como es el caso de la fase noche lo realiza baterías recargables, las cuales son cargadas durante la fase día con la energía que la proporciona los paneles solares. Existe una gran variedad de tipos de baterías para la aplicabilidad en los picosatélites, como puede ser las baterías de níquel - hidrogeno que tiene como característica alta densidad de corriente, alta energía específica y alta estabilidad cíclica, por lo que ha sido escogida para varias aplicaciones aeroespaciales, cuya desventaja es su elevado costo. Otro tipo de baterías son las de polímero de litio las cuales se caracterizan por la ligereza de sus componentes, su elevada capacidad energética y resistencia a la descarga, como también la ausencia de efecto memoria que es un fenómeno que reduce la capacidad de las baterías con cargas incompletas, debido a que se produce un fenómeno químico por el cual las baterías parecen “recordar” el nivel en el que se encontraban al iniciar la recarga, y al descargarse normalmente solo lo hacen hasta ese nivel, acortando su vida útil; su capacidad para operar con un elevado número de ciclos

¹³Cabreizo, A. (1995). Instalaciones solares fotovoltaicas. Progenisa.

de regeneración, y especialmente su pequeño tamaño, potencia, vida útil y variedad de forma.

2.5 ENSAYOS MECÁNICOS

2.5.1 ENSAYO DE COMPRESIÓN

2.5.1.1 Fallas en elementos estructurales

Un elemento estructural es cada una de las partes diferenciadas aunque vinculadas en que puede ser dividida una estructura a efectos de su diseño cuya función fundamental sea la transmisión de esfuerzos mecánicos o la retención de fluidos a presión¹⁴.

El diseño y comprobación de estos elementos se hace de acuerdo con los principios de la ingeniería estructural y la resistencia de materiales.

Podemos definir como falla de un elemento estructural, a una condición cualquiera que dificulte o restrinja la función del elemento para soportar o transmitir esfuerzos (pérdida de funcionalidad), también se puede decir que la falla en un elemento estructural se presenta cuando este pierde su capacidad para resistir las cargas previstas y calculadas en el diseño¹⁵.

Criterios de falla: los criterios o teorías de falla se utilizan para determinar la cantidad de esfuerzo necesario para que un elemento estructural pierda su funcionalidad o se genere una falla en este.

¹⁴Leiva, F. (29 de agosto de 2012). *Elementos Estructurales*. Obtenido de <http://es.scribd.com/doc/44992846/Elementos-Estructurales>.

¹⁵Vallejo, J. (21 de julio de 2010). *Fallas en elementos estructurales*. Obtenido de <http://ingesite.com/construccion/fallas>

2.5.1.2 Fallas por compresión

2.5.1.2.1 Plasticidad¹⁶

Una de las propiedades mecánicas de un material donde se ve involucrada su deformación permanente e irreversible se conoce como plasticidad. Generalmente esto se da en materiales biológicos. Para que esto suceda el material tiene que encontrarse por encima de su límite elástico. En ocasiones pequeños incrementos en la tensión, provocan pequeños incrementos en la deformación. En caso de que la carga sea 0, el objeto toma su forma original. Según experimentos realizados existe un límite, conocido como el límite elástico, cuando las tensiones superan este límite y desaparecen las cargas el cuerpo no vuelve a su forma original, debido a que muestra deformaciones no reversibles. Este se encuentra presente en los metales.

Cuando en un material el comportamiento plástico se presenta de manera perfecta, aunque involucra las deformaciones irreversibles, los materiales que presentan más esta condición son, la arcilla de modelar y la plastilina. Hay materiales que requieren de un esfuerzo mayor para aumentar su deformación plástica. En ocasiones se presentan efectos viscosos, esto es lo que hace que las tensiones sean mayores si se presenta la velocidad en el proceso de deformación, esto se conoce como visco plasticidad.

La plasticidad depende mucho de los cambios irreversibles que se presentan en los materiales. Cuando un cuerpo se deforma plásticamente experimenta lo que se conoce como entropía. La energía mecánica en este caso se disipa internamente. Microscópicamente, la plasticidad en los metales es una consecuencia de las imperfecciones en la red llamadas dislocaciones.

¹⁶ Arqhys. (13 de septiembre de 2008). *Plasticidad*. Obtenido de <http://www.arqhys.com/construccion/plasticidad-mecanica-solidos.html>

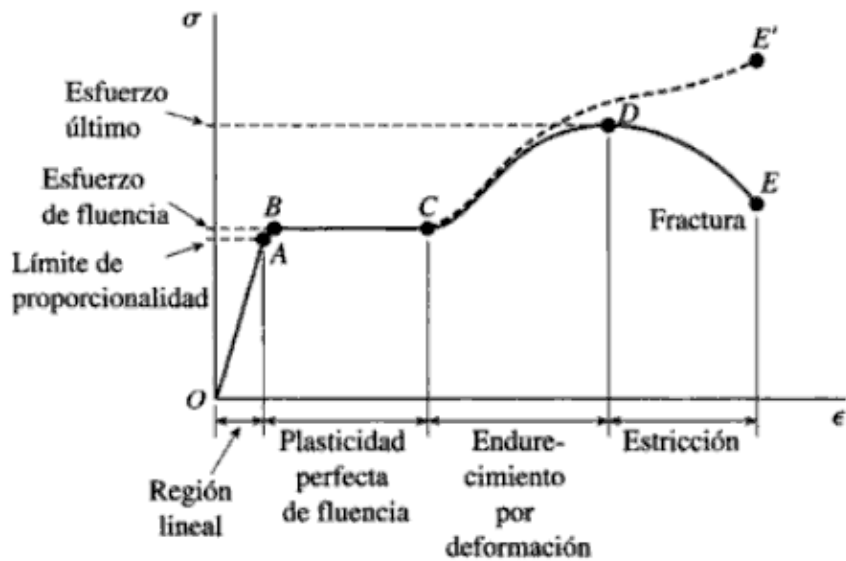


Figura 2.8: Diagrama esfuerzo-deformación unitaria para el acero estructural en tensión (fuera de escala)

Fuente: Gere, J. M. (2002). Mecánica de Materiales. Mexico: Thomson Learning.

El diagrama comienza con una línea recta que va del origen 0 al punto A, lo que significa que la relación entre el esfuerzo y la deformación unitaria es lineal y proporcional. Más allá del punto A dicha proporcionalidad entre el esfuerzo y la deformación unitaria desaparece, por lo que el esfuerzo en A se llama límite proporcional. La pendiente de la línea recta de 0 a A se llama módulo de elasticidad, con un incremento del esfuerzo más allá del límite proporcional, la deformación unitaria comienza a crecer con más rapidez para cada incremento del esfuerzo; en consecuencia la curva esfuerzo-deformación unitaria tiene una pendiente cada vez menor, hasta que en el punto B se vuelve horizontal. Comenzando en este punto ocurre un alargamiento de la probeta de prueba sin un incremento perceptible a la fuerza de tensión (de B a C), este fenómeno se conoce como fluencia del material y el punto B se llama punto de fluencia. El esfuerzo correspondiente se conoce como esfuerzo de fluencia. En la región de B a C el material se vuelve perfectamente plástico, lo que significa que se deforma sin un incremento en la carga aplicada. Nota: el presente grafico se muestra un diagrama esfuerzo-deformación unitaria para el acero estructural, que es tomado para el

presente estudio con fines de aprendizaje ya que nuestro material a tratar exclusivamente es el aluminio.¹⁷

2.5.1.2.2 Pandeo¹⁸

Las estructuras sometidas a cargas pueden fallar de diversas maneras, dependiendo del tipo de estructura, las condiciones de los soportes, los tipos de cargas y los materiales usados. Estos tipos de falla pueden prevenirse diseñando las estructuras de modo que los esfuerzos máximos y los desplazamientos permanezcan dentro de límites tolerables; por tanto, la resistencia y la rigidez son factores importantes en el diseño.

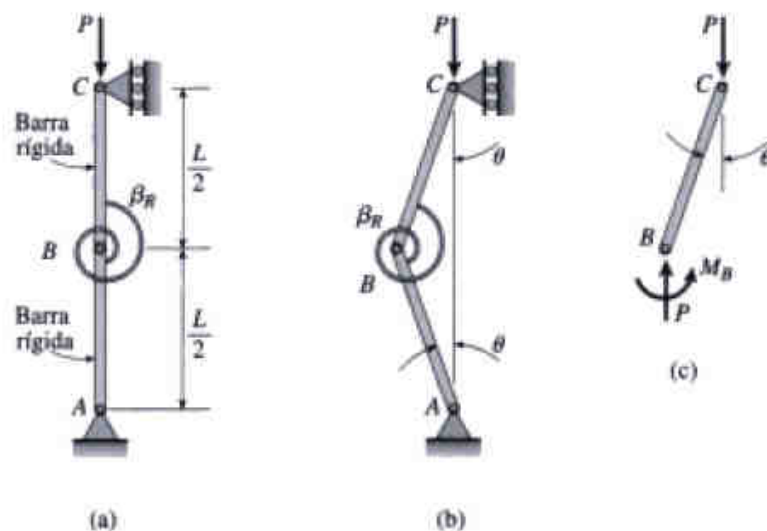


Figura 2.8: Pandeo de una estructura idealizada que consta de dos barras rígidas y un resorte rotatorio.

Fuente: Gere, J. M. (2002). Mecánica de Materiales. Mexico: Thomson Learning.

Otro tipo de falla es el pandeo, un claro ejemplo de un pandeo es cuando existe una flexión lateral en una columna, entonces deducimos que esta se ha pandeado,

¹⁷ Gere, J. M. (2002). Mecánica de Materiales. Mexico: Thomson Learning.

¹⁸ Arqhys. (13 de Septiembre de 2008). *Pandeo*. Obtenido de <http://www.arqhys.com/construccion/plasticidad-mecanica-solidos.html>

bajo una carga axial creciente, las deflexiones laterales también aumentan y la columna termina por fallar por completo.

Este fenómeno puede presentarse en cualquier tipo de estructuras y adoptar diversas formas. Para ilustrar los conceptos fundamentales de pandeo y estabilidad analizaremos el modelo de pandeo mostrado en la figura 2.8. Esta estructura hipotética consta de dos barras rígidas AB y BC, cada una de longitud L , unidas en B por un pasador y mantenidas en posición vertical por un resorte rotatorio con rigidez B_r , se utiliza un resorte rotatorio para esta explicación porque la elasticidad de la estructura idealizada se concentra en este. Supongamos ahora que la estructura de la figura esta perturbada por alguna fuerza externa que desplaza lateralmente al punto B una pequeña distancia (figura 2.8 b). Las barras rígidas giran ángulos pequeños θ y en el resorte se desarrolla un momento. La dirección de este momento es tal que tiende a regresar la estructura a su posición original recta por lo cual se llama momento restitutivo. Sin embargo, al mismo tiempo la tendencia de la fuerza axial de compresión aumenta el desplazamiento lateral. Entonces, estas dos acciones tienen efectos opuestos: el momento restitutivo que tiende a disminuir el desplazamiento y la fuerza axial que tiende a aumentarlo. Consideremos ahora que pasa cuando se elimina la fuerza perturbadora, si la fuerza axial P es muy pequeña, la acción del momento restitutivo prevalecerá sobre la acción de la fuerza axial y la estructura retornara a su posición recta. En estas condiciones se dice que la estructura es estable; pero, si la fuerza axial P es grande, el desplazamiento del punto B aumentara y las barras giraran ángulos cada vez mayores hasta que la estructura colapse, en estas condiciones, la estructura es inestable y falla por pandeo lateral.¹⁹

¹⁹ Gere, J. M. (2002). Mecánica de Materiales. Mexico: Thomson Learning.

2.5.1.2.3 Teoría de Fallas²⁰

Las teorías de falla son utilizadas con frecuencia para predecir la falla de un material sujeto a un estado de esfuerzo multiaxial, estas teorías también se usan para determinar los esfuerzos admisibles que aparecen en varios códigos o criterios de diseño. Sin embargo no hay una sola teoría de falla que se pueda aplicar siempre a un material específico, porque un material se puede comportar ya sea de forma dúctil o frágil dependiendo de la temperatura, rapidez de carga, ambiente químico o de la forma en que se moldea.

Para materiales dúctiles tenemos las siguientes teorías de falla:

- Esfuerzo cortante máximo: esta teoría se utiliza para predecir el esfuerzo de falla de un material dúctil sometido a cualquier clase de carga, es una teoría conservadora y su aplicación es entre todas las teorías de falla la más sencilla y rápida.
- Energía de la distorsión: la teoría de la energía de distorsión nace de la propuesta implicando que se presenta cuando la energía por unidad de volumen el material
- Mohr-Coulomb dúctil: esta teoría es un enfoque alternativo que requiere utilizar solamente las resistencias en tensión y compresión.

2.5.1.3 Descripción del ensayo de compresión

La experiencia ha demostrado que las deformaciones causadas por las cargas y por los efectos de temperatura son, esencialmente, independientes entre sí. Las deformaciones debidas a los efectos pueden calcularse por separado y sumarse para obtener la deformación total.

²⁰ Hibbeler, R. (2006). Mecánica de Materiales. Mexico: Pearson Educación.

La relación entre las cargas y la deformación de una estructura puede obtenerse dibujando diagramas que muestran las cargas y las deflexiones para cada miembro y cada tipo de carga en una estructura. Sin embargo, la relación entre carga y deformación depende de las dimensiones de los miembros, así como del tipo de material del cual están hechos los miembros.²¹

Las curvas de esfuerzo-deformación unitaria para materiales en compresión difieren de las curvas de tensión. Los metales dúctiles como acero, aluminio y bronce tienen límites de proporcionalidad en compresión muy cercanos a los de tensión y las regiones iniciales de sus diagramas de esfuerzo-deformación unitaria en tensión y en compresión son más o menos iguales. Sin embargo, después de que comienza la fluencia el comportamiento es muy distinto. En una prueba de tensión el espécimen se estira, puede haber una estricción y finalmente se presenta la fractura. Cuando el material se comprime, se expande hacia afuera en los lados y su forma se vuelve como de barril, porque la fricción entre el espécimen y las placas en los extremos evita la expansión lateral. Al aumentar la carga, el espécimen se aplanan y ofrece una resistencia alta a mayores acortamiento, lo cual significa que la curva esfuerzo-deformación unitaria aumenta su pendiente.

Los materiales frágiles cargados en compresión suelen tener una región inicial lineal, seguida de una región que aumenta el acortamiento con una velocidad un poco mayor que la del aumento de la carga. Las curvas esfuerzo-deformación unitaria para tensión y para compresión tienen, con frecuencia, formas similares, pero los esfuerzos últimos en compresión son mucho mayores que los de tensión. También, a diferencia de los materiales dúctiles que se aplanan al ser comprimidos, los frágiles se fracturan con la carga máxima.²²

²¹ William F. Riley, L. D. (2001). Mecánica de Materiales. Mexico: Limusa Wiley.

²² Gere, J. M. (2002). Mecánica de Materiales. Mexico: Thomson Learning.

2.5.2 ENSAYO DE VIBRACIONES

2.5.2.1 Vibraciones²³

El estudio de las vibraciones en una estructura se denomina dinámica estructural, dichas vibraciones son la resultante de fuerzas y cargas aplicadas que su variación va en función con el tiempo. Las cargas vibratorias que son consideradas como despreciables cuando la rapidez de variación de carga es suficientemente lenta como para que sean consideradas como cargas estáticas. Cualquier estructura que soporta y es sometida a cargas móviles debe ser diseñada de manera que los efectos de vibración en esta sean aceptables y los mínimos posibles.

Para el estudio del comportamiento dinámico de una estructura se deben conocer y definir los términos listados a continuación:

- *Amplitud*: distancia o valor máximo de una cantidad variable, de su valor medio o valor base, o la mitad del valor máximo pico a pico de una función periódica.
- *Vibración mecánica*: es el movimiento de vaivén que ejercen las partículas de un cuerpo debido a la excitación. Para que un cuerpo o sistema pueda vibrar debe poseer características potenciales y cinéticas.
- *Vibración forzada*: es un sistema vibracional en respuesta a una fuerza aplicada.
- *Grado de libertad*: Es el mínimo número de coordenadas requeridas e independientes para determinar completamente la posición de todas las

²³ Singiresu, R. (1995). Mechanical Vibrations. California: Purdue University.

partes de un sistema en un instante. Al tener una sola coordenada para definir la posición de una parte de la estructura, se dice que tiene un grado de libertad.

- *Masa concentrada*: El sistema idealizado de una masa concentrada, es una herramienta muy conveniente, por efectos de cálculo dinámico, los grados de libertad se reducen a varios concentrando la masa en un punto.

2.5.2.2 Frecuencia Natural y Resonancia.²⁴

Frecuencia Natural.

Un objeto al recibir ondas de choque y se lo deja que vibre de manera libre, la frecuencia con la que está oscilando sin influencia de fuerzas externas se la conoce como frecuencia natural.

Caracterización y comportamiento de la frecuencia natural: Si la frecuencia del resonador coincide con la frecuencia de la fuente emisora se conoce como resonancia. La tendencia de un sistema físico para oscilar con una amplitud mayor en algunas frecuencias se define como resonancia.

Resonancia: el término resonancia se refiere a un conjunto de fenómenos relacionados con movimientos periódicos en que se produce reforzamiento de una oscilación, en cuanto a la parte mecánica la resonancia de una estructura o cuerpo es el aumento en la amplitud del movimiento debido a la aplicación de una fuerza pequeña en base con el movimiento.

²⁴ Singiresu, R. (1995). Mechanical Vibrations. California: Purdue University.

2.6 INFLUENCIA DE LA TEMPERATURA EN EL COMPORTAMIENTO DE LOS MATERIALES²⁵

2.6.1 EN FRÍO

En temperaturas inferiores a 0 °C las aleaciones de aluminio dentro de los metales estructurales son una clase muy relevante y significativa para estas condiciones de temperatura ya que bajo cero las aleaciones de aluminio muestran un mínimo cambio en sus propiedades físicas y mecánicas como por ejemplo: la resistencia al impacto no varía, el porcentaje de elongación decrece mínimamente y los esfuerzos de fluencia y últimos pueden sufrir un incremento. Ahora analizando los aspectos que desventajas tiene este material es la relativa baja elongación en comparación con algunas aleaciones de hierro. Esta desventaja influye de forma directa a la producción de materiales a los que son aplicados los más exigentes códigos de seguridad.

Para prestaciones de bajas temperaturas las siguientes aleaciones de aluminios forjados son las más consideradas y aplicadas: 7050, 7039, 7005, 6061, 5456, 5083, 3003, 2219, 2024, 2014 y 1100. En cuanto a aplicaciones criogénicas tenemos a la aleación 5083-0 como la más utilizada ya que aumenta un 40% en su esfuerzo último, 10% en el esfuerzo de fluencia y un 60% en su elongación, todos estos factores considerando la temperatura de evaporación del nitrógeno que es de -195.8 °C.

Otra gran ventaja para trabajar con aleaciones de aluminio en temperaturas muy por debajo de los cero grados es que no tienen temperatura de transición de dúctil a frágil, por lo que según las normas ASME y ASTM no requieren ensayos Charpy e Izod a bajas temperaturas.

²⁵ American Society of Materials. (1990). Properties and selection: Non Ferrous alloys and special purpose materials. 19. Estados Unidos.

2.6.2 EN CALIENTE

Las aleaciones de serie 7XXX endurecidas por envejecimiento basadas en el sistema Al-Zn-Mg-Cu, son las que a temperatura ambiente desarrollan las más elevadas propiedades de tensión entre todas las aleaciones de aluminio producidas en base a lingotes convencionales o estandarizados. Por otro lado si las aleaciones anteriormente mencionadas son sometidas a temperaturas muy elevadas su resistencia disminuye en poco tiempo.

En altas temperaturas demuestran un mejor desempeño las aleaciones de aluminio de serie 2XXX.

Para temperaturas superiores a los 200 °C se mejora la resistencia con soluciones solidas de reforzamiento, segundas fase de endurecimiento o el uso de tecnologías de solidificación rápida que generan polvos o envolturas laminadas con supersaturaciones de hierro o cromo para fusionarlos con el aluminio.

CAPITULO 3

DISEÑO

3.1 ANÁLISIS Y SELECCIÓN DE ALTERNATIVAS

En el presente proyecto, al tratarse del desarrollo de un diseño totalmente ecuatoriano, proponemos un prototipo de autoría propia e inédita, se tomará en cuenta la forma cúbica estándar de proyectos anteriores del C.I.E. de la ESPE, como también se analizará diversas formas desarrolladas e impulsadas por otros países en cuanto a nano y picosatélites se refiere, para así observar diversas opciones en la descripción, ventajas y desventajas de cada alternativa, logrando poder hacer un análisis y la mejor selección de estas, cuyas descripciones se presentan a continuación:

TubeSat²⁶:

Se trata de un picosatélite personal de bajo costo equipado con baterías, paneles solares, antenas, transmisores entre otros componentes, Dispone de tres cuartas partes de la masa (de 0,75 kg o 1,65 libras) y el volumen de un CubeSat, para realizar experimentos como: montar tu propia mini estación de comunicaciones en órbita, tomar fotografías desde el espacio, realizar mediciones experimentales de temperatura, presión, niveles de radiación o del campo magnético terrestre, entre muchas otras cosas.

Para no contribuir a la basura espacial que puede llegar a saturar la salida al espacio en el año 2055, estos pequeños satélites solo operan durante 3 semanas y después la atracción gravitatoria del planeta hará que caiga y se desintegre en la atmósfera.

²⁶ Antelecom. (2012). *Tubesat*. Obtenido de http://interorbital.com/TubeSat_1.htm

Este tipo de picosatélite es desarrollado por Interorbital Systems, el cual brinda TubeSat Personal Satellite Kit, el que incluye todo el software y hardware necesarios como los componentes estructurales del satélite, placa de circuito impreso (PCB), los archivos Gerber, componentes electrónicos, células solares, baterías, transmisor-receptor (es necesaria una asignación de frecuencias autorizadas de la FCC o entidad equivalente fuera de Estados Unidos), antenas, microordenadores, y las herramientas necesarias de programación para ponerlo en órbita. Este tipo de picosatélite está en el mercado por el costo de \$ 8000 dólares incluido el lanzamiento por la empresa INTERORBITAL.



Figura 3.1: Simulación del Tubesat en órbita

Fuente: FayerWayer. (12 de octubre de 2010). *Tubesat*. Obtenido de <http://www.fayerwayer.com/2009/08/tubesat-satelite-personal-en-orbita-por-usd8000>

CanSat²⁷:

Un Cansat es un satélite del tamaño de una lata de refresco cuya misión es recoger datos o efectuar retornos controlados. Estos aparatos normalmente deben ser completamente autónomos, es decir, no pueden recibir instrucciones del suelo durante el vuelo. Lo que sí deben efectuar son transmisiones de datos. Las antenas se pueden montar externamente, pero el diámetro del satélite no se puede alterar hasta que no haya salido del cohete si se lanza por medio de éste. Se monta normalmente un paracaídas que permite su recuperación. Se usan como introducción a la tecnología espacial por su pequeño coste y tiene una vida útil de alrededor de un año y un peso aproximado de 350 gramos, además sus dimensiones aproximadas son un diámetro de 6,5 cm y 12 cm de altura. Los elementos que normalmente lleva un Cansat:

Batería: Suministra corriente eléctrica para el funcionamiento de todos los sistemas. Las más utilizadas por sus prestaciones y su relación corriente - peso son las baterías de polímeros de litio (LiPo).

Microprocesador: Es el corazón de todo el sistema, se encarga de recibir las señales de sensores externos (como el altímetro, el acelerómetro, o el transmisor) y además las procesa para actuar de forma determinada según como esté programado. La mayoría de microprocesadores incorporan o pueden incorporar una memoria interna para almacenamiento de datos, útil para guardar la información de los diferentes sensores durante el vuelo.

Elementos secundarios: Los cuales son necesarios para que pueda el satélite cumplir con sus aplicaciones y objetivos. Estos pueden ser barómetro, termómetro, receptor GPS, cámara fotográfica, acelerómetro, brújula electrónica entre otros.

Este tipo de picosatélites están diseñados para que trabajen a una altura de 3600 metros de altura y emitan señales a su estación de tierra durante 15 minutos, y tiene un costo de \$ 700 dólares.

²⁷ International Cansat Workshop. (9 de agosto de 2007). *Cansat*. Obtenido de <http://www.unisec.jp/history/cansatws/programandabstract.pdf>



Figura 3.2: Vista interior de un Cansat

Fuente: Universitat Wurzburg. (22 de agosto de 2007). *Cansat*. Obtenido de <http://www.hakenberg.de/automation/cansat.htm>

Sich-2 Satellite²⁸:

Sich-2 Satellite es un satélite cuyas dimensiones son 70 x 36 x 36 cm, diseñada al más alto nivel con un amplio uso de materiales poliméricos y compuestos. Tiene una masa de 176 kg, tiene un consumo máximo de energía de 150 W, un promedio diario de 90 W y una vida útil aproximada de 5 años. Sich-2 Sistema de Espacio es una herramienta poderosa para obtener información instantánea sobre la situación en las áreas grandes de la tierra, el mar y el océano, la vigilancia del clima espacial y la recuperación de los efectos geofísicos, dichos datos podrán ser utilizados para el beneficio de la mayoría de sectores de la economía, para proporcionar información a los representantes de la administración pública, a los efectos de las instituciones científicas, así como una amplia gama de consumidores del sector privado.

El satélite Sich-2 podría llevar a un escáner óptico capaz de capturar detalles sobre la superficie de la Tierra tan pequeño como ocho metros y transmitir

²⁸State Space Agency of Ukraine. (mayo de 2007). *Sich-2 Satellite*. Obtenido de <http://www.nkau.gov.ua/nsau/catalogNEW.nsf/systemE/4292067D377BB47CC2256F330055DF6E?OpenDocument&Lang=E>

imágenes digitalmente a estaciones de tierra. Además este satélite fue diseñado para viajar al espacio en el cohete Dnepr, convertido en el vehículo espacial de la R-36M UTTKh misil balístico. Tanto el cohete y la nave se desarrollaron en la KB Yuzhnoe oficina de diseño, que solía ser uno de los pilares más importantes de la industria espacial soviética y espacio. Este proyecto por su complejidad tiene un costo de \$ 55000 dólares incluyendo el lanzamiento.

El sistema nacional espacial Sich-2 se puede utilizar en las siguientes áreas principales:

1. Monitoreo de los Recursos Agrícolas.
2. Seguimiento de los recursos hídricos y de tierras.
3. Seguimiento de emergencias.
4. El monitoreo de la ionosfera de la Tierra.



Figura 3.3: Simulación del Sich 2 Satellite en órbita

Fuente: State Space Agency of Ukraine. (mayo de 2007). *Sich-2 Satellite*. Obtenido de <http://www.nkau.gov.ua/nsau/catalogNEW.nsf/systemE/4292067D377BB47CC2256F330055DF6E?OpenDocument&Lang=E>

RaSat²⁹:

RaSat es un microsatélite de imágenes turco propiedad de TUBITAK-UZAY (Investigación Científica y Tecnológica del Consejo de Turquía - Tecnologías Space Research Institute). RASAT es el primer satélite de teleobservación que está siendo desarrollado y fabricado en Turquía por ingenieros turcos. La misión predecesor fue BILSAT 1 , que fue lanzado en 2003 y estuvo en funcionamiento hasta agosto de 2006 cuando la batería falló.

RASAT posee una cámara óptica con una resolución de 7,5 m en la banda pancromática y 15 m en las bandas multispectrales con una masa de 95 kg y una vida útil estimada de 3 años. La nave espacial está estabilizada en 3 ejes. El ADCS (Determinación de Actitud y Subsistema de Control) utiliza cuatro ruedas de reacción y tres magnetorquers como actuadores. La actitud que se está midiendo con cuatro sensores solares, magnetómetros, giroscopios dos cuatro, y una cámara de estrella. Este tipo de satélite es similar al Sich-2 por lo que tiene un costo similar de \$ 53000 dólares incluido el lanzamiento.

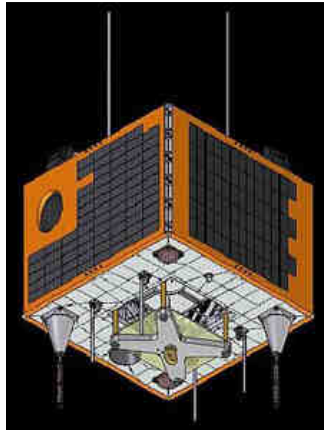


Figura 3.4: Esquema del Rasat

Fuente: Gunter's Space. (21 de abril de 2012). *Rasat*. Obtenido de http://space.skyrocket.de/doc_sdat/rasat.htm

²⁹ Sharing Earth Observation Resources. (2006). *Rasat*. Obtenido de <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/rasat>

DubaiSat1³⁰:

DubaiSat-1 tiene un cuerpo hexagonal con tres paneles solares desplegados. El bastidor incluye adaptadores de naves espaciales, seis largueros, carriles, un anillo interior que proporciona rigidez y estabilidad de la cámara del satélite, barras interiores y cubiertas de tres. Tres adaptadores de naves espaciales conectar con soportes cortantes y acoplar mecánicamente el adaptador de satélite y la separación del vehículo de lanzamiento.

Cada uno de los adaptadores de la nave espacial tiene sensores de separación para controlar las condiciones de separación entre el satélite y el vehículo de lanzamiento. El conector umbilical se adhiere sobre la superficie inferior de la cubierta inferior con su soporte de montaje. DubaiSat-1 tiene un peso aproximado de 300 kg, sus dimensiones son de 1200 x 1200 mm, puede generar 330 w de potencia con cuatro paneles solares y con una vida de duración de 5 años. Este tipo de satélite tiene un costo aproximado de \$ 58000 dólares.



Figura 3.5: Estructura desplegada de DubaiSat1

Fuente: Gunter's Space. (11 de Enero de 2012). *Dubaisat*. Obtenido de http://space.skyrocket.de/doc_sdat/dubaisat-1.htm

³⁰ Al Rais, A. (1999). Resumen Misión, Estado de desarrollo y futuras aplicaciones. Dubai.

Hexasat:

Hexasat es el modelo propuesto en el presente proyecto, de base y cuerpo hexagonal de lado regular de 60 mm, una altura de 100 mm, y de espesor 1.2 mm, con estabilidad estructural en cada una de las paredes laterales, un volumen y peso similar al de CubeSat. La finalidad principal del proyecto Hexasat es lanzar al espacio un diseño innovador, propio y de autoría ecuatoriana, que en un futuro exista un patente propia, tanto del diseño del presente sistema estructural, como también de los componentes adicionales que se adaptarán a este, como será el sistema electrónico, eléctrico, plataforma y dispositivo de lanzamiento entre otros, para así variar en los diferentes diseños y aplicaciones futuras deseadas e impulsadas por el C.I.E. de la ESPE.

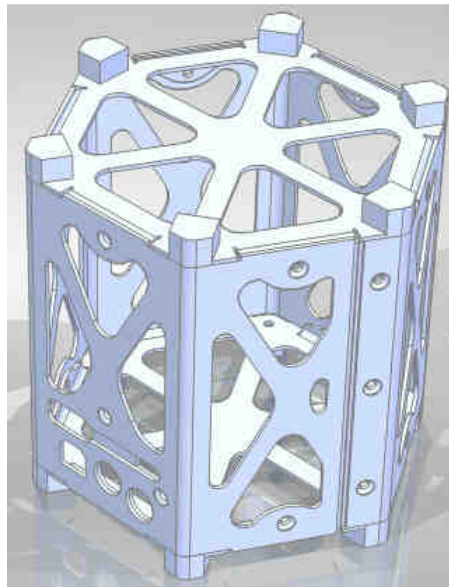


Figura 3.6: Diseño estructural Hexasat

Para encontrar la alternativa más óptima, entre los proyectos citados anteriormente, se realizó matrices de selección para cada una de las alternativas, tomando en cuenta los aspectos más relevantes y criterios de selección, con su respectiva importancia y ponderación, cuya calificación más alta es 10 y más baja es 1, tomando el 10 como mejor o preferente y 1 como peor o malo, para así

encontrar la mejor alternativa que se escogerá por su puntuación más alta y requerimientos principales que se adapten lo mejor posible a los objetivos y fundamentos del presente proyecto. A continuación citamos cada aspecto y su influencia en todas las opciones de prototipos disponibles a ser construidos

Análisis de costo: Se refiere al tope máximo que se puede llegar en cuanto a costos para impulsar la construcción de los prototipos especificados en la tabla siguiente, con una ponderación de 10 puntos para el costo menor de todas las opciones, y de 1 punto para el costo mayor.

Tabla 3.1 Ponderación de prototipos por costos

Prototipo	Costo (USD)	Ponderación
TubeSat	8000	7
CanSat	700	10
Sich-2 Satellite	55000	2
RaSat	53000	3
DubaiSat1	58000	1
CubeSat	1167,47	8
Hexasat	1074,89	9

Análisis de peso: Este es una de las especificaciones más relevantes a ser analizadas, ya que el peso es un factor gravitante y de gran influencia, tanto en lanzamiento, funcionalidad y consideraciones de diseño.

Tabla 3.2 Ponderación de prototipos por peso

Prototipo	Peso (Kg)	Ponderación
TubeSat	0,75	9
CanSat	0,35	10
Sich-2 Satellite	176,00	5
RaSat	95,00	7
DubaiSat1	300,00	1

CubeSat	1,00	8
Hexasat	1,10	8

Análisis dimensional: Este es un factor sumamente importante, ya que va de la mano con el peso, y también debe tener una alta consideración debido a que el volumen es fundamental para los componentes que serán instalados en el interior del picosatélite (será analizado como volumen para mayor facilidad de ponderación).

Tabla 3.3 Ponderación de prototipos por análisis dimensional

Prototipo	Volumen (cm ³)	Ponderación
TubeSat	1000	8
CanSat	400	10
Sich-2 Satellite	90720	5
RaSat	95000	5
DubaiSat1	172800	1
CubeSat	1000	8
Hexasat	998	9

Análisis de vida útil: Este factor se refiere a la durabilidad que debe tener el prototipo seleccionado, se debe considerar una durabilidad equilibrada, es decir no muy corta ya que se requiere un tiempo estándar para obtener datos, información y experiencia.

Tabla 3.4 Ponderación de prototipos por su vida útil

Prototipo	Vida útil (meses)	Ponderación
TubeSat	1	1
CanSat	12	2
Sich-2 Satellite	60	10
RaSat	36	6

DubaiSat1	60	10
CubeSat	24	5
Hexasat	24	5

Análisis de impacto ambiental: Este factor se refiere en cuanto a generación de basura espacial, entendiendo así que tendrá mayor ponderación el prototipo cuya generación de desperdicios después de cumplir su periodo de vida sea mínimo o nulo.

Tabla 3.5 Ponderación de prototipos por impacto ambiental generado

Prototipo	Nivel de Desperdicios (Alto-Mediano-Bajo-Nulo)	Ponderación
TubeSat	Nulo	10
CanSat	Nulo	10
Sich-2 Satellite	Alto	1
RaSat	Alto	1
DubaiSat1	Alto	1
CubeSat	Nulo	10
Hexasat	Nulo	10

Análisis de maquinabilidad: Este ítem es calificado en cuanto a la facilidad de construcción, mecanizado y ensamblaje de todas sus partes.

Tabla 3.6 Ponderación de prototipos por facilidad de maquinabilidad

Prototipo	Dificultad de construcción y ensamblaje (Alta-Media-Baja)	Ponderación
TubeSat	Media	5
CanSat	Baja	10
Sich-2 Satellite	Alta	1
RaSat	Alta	1

DubaiSat1	Alta	1
CubeSat	Media	5
Hexasat	Media	5

Análisis por normas y estandarizaciones: Nos referimos en este punto a la disponibilidad de normas técnicas calificadas y de libre distribución con la menor restricción posible.

Tabla 3.7 Ponderación de prototipos por disponibilidad de normas & estandarizaciones

Prototipo	Disponibilidad (Total-reservada-nula)	Ponderación
TubeSat	Reservada	5
CanSat	Nula (no trabaja con normalización)	1
Sich-2 Satellite	Nula (información confidencial)	1
RaSat	Nula (información confidencial)	1
DubaiSat1	Nula (información confidencial)	1
CubeSat	Total	10
Hexasat	Total	10

Análisis por utilidad y aplicaciones: Se refiere a la mayor gama, alcance, diversidad de posibles usos y aplicaciones que puede llegar a tener cada uno de los prototipos.

Tabla 3.8 Ponderación de prototipos por su utilidad y aplicaciones

Prototipo	Diversidad de usos y aplicaciones	Ponderación
TubeSat	6	4
CanSat	2	1
Sich-2 Satellite	15	10
RaSat	15	10
DubaiSat1	15	10
CubeSat	10	7
Hexasat	10	7

Análisis de autonomía energética: En la autonomía energética, nos referimos a la capacidad de cada proyecto satelital y sus correspondientes prototipos de autoalimentarse energéticamente por sus propios medios y de manera independiente para cumplir sus diferentes objetivos.

Tabla 3.9 Ponderación de prototipos por autonomía energética

Prototipo	Autonomía energética (Total-Parcial-Nula)	Ponderación
TubeSat	Total	10
CanSat	Nula	1
Sich-2 Satellite	Total	10
RaSat	Total	10
DubaiSat1	Total	10
CubeSat	Total	10
Hexasat	Total	10

Análisis por restricciones de diseño: En el presente punto de análisis, se evalúa las restricciones que se puedan presentar por motivos de copyright y

normalizaciones restringidas por los respectivos países de origen y sus autores intelectuales.

Tabla 3.10 Ponderación de prototipos por restricciones intelectuales y derechos de autor para el diseño, construcción y lanzamiento de las posibles opciones

Prototipo	Diseño, construcción y lanzamiento (Libre, Restringida)	Ponderación
TubeSat	Restringida	1
CanSat	Libre	10
Sich-2 Satellite	Restringida	1
RaSat	Restringida	1
DubaiSat1	Restringida	1
CubeSat	Restringida	1
Hexasat	Libre	10

Dando a conocer todas las ponderaciones de los criterios de selección y el régimen de calificación de los mismos, se procede a realizar matrices de selección con las cuales se procede a tomar la mejor alternativa para alcanzar el objetivo planteado en el proyecto.

Tabla 3.11 Matriz de selección alternativa 1: CubeSat

Criterios de selección	Ponderación	Calificación										Resultado
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
Costo	0,08								x			0.64
Peso	0,12								x			0.96
Dimensiones	0,12								x			0.96
Vida útil	0,12					x						0.60
Impacto ambiental	0,05										x	0.50
Maquinabilidad	0,07					x						0.35
Normas y estandarizaciones	0,16										x	1.60
Utilidad/Aplicaciones	0,07								x			0.49
Autonomía energética	0,06										x	0.60
Restricciones de diseño	0,15	x										0.15
TOTAL	1											6.85/10

Tabla 3.12 Matriz de selección alternativa 2: Tubesat

Criterios de selección	Ponderación	Calificación										Resultado	
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10		
Costo	0,08							x					0.56
Peso	0,12									x			1.08
Dimensiones	0,12								x				0.96
Vida útil	0,12	x											0.12
Impacto ambiental	0,05											x	0.50
Maquinabilidad	0,07					x							0.35
Normas y estandarizaciones	0,16					x							0.80
Utilidad/Aplicaciones	0,07				x								0.28
Autonomía energética	0,06											x	0.60
Restricciones de diseño	0,15	x											0.15
TOTAL	1												5.40/10

Tabla 3.13 Matriz de selección alternativa 3: Cansat

Criterios de selección	Ponderación	Calificación										Resultado	
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10		
Costo	0,08											x	0.80
Peso	0,12											x	1.20
Dimensiones	0,12											x	1.20
Vida útil	0,12		x										0.24
Impacto ambiental	0,05											x	0.50
Maquinabilidad	0,07											x	0.70
Normas y estandarizaciones	0,16	x											0.16
Utilidad/Aplicaciones	0,07	x											0.07
Autonomía energética	0,06	x											0.06
Restricciones de diseño	0,15											x	1.50
TOTAL	1												6.43/10

Tabla 3.14 Matriz de selección alternativa 4: Sich-2

Criterios de selección	Ponderación	Calificación										Resultado	
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10		
Costo	0,08		x										0.16
Peso	0,12					x							0.60
Dimensiones	0,12					x							0.60
Vida útil	0,12											x	1.20
Impacto ambiental	0,05	x											0.05
Maquinabilidad	0,07	x											0.07
Normas y estandarizaciones	0,16	x											0.16
Utilidad/Aplicaciones	0,07											x	0.70
Autonomía energética	0,06											x	0.60
Restricciones de diseño	0,15	x											0.15
TOTAL	1												4.29/10

Tabla 3.15 Matriz de selección alternativa 5: Rasat

Criterios de selección	Ponderación	Calificación										Resultado	
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10		
Costo	0,08			x									0.24
Peso	0,12							x					0.84
Dimensiones	0,12					x							0.60
Vida útil	0,12						x						0.72
Impacto ambiental	0,05	x											0.05
Maquinabilidad	0,07	x											0.07
Normas y estandarizaciones	0,16	x											0.16
Utilidad/Aplicaciones	0,07											x	0.70
Autonomía energética	0,06											x	0.60
Restricciones de diseño	0,15	x											0.15
TOTAL	1												4.13/10

Tabla 3.16 Matriz de selección alternativa 6: DubaiSat1

Criterios de selección	Ponderación	Calificación										Resultado	
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10		
Costo	0,08	x											0.08
Peso	0,12	x											0.12
Dimensiones	0,12	x											0.12
Vida útil	0,12											x	1.20
Impacto ambiental	0,05	x											0.05
Maquinabilidad	0,07	x											0.07
Normas y estandarizaciones	0,16	x											0.16
Utilidad/Aplicaciones	0,07											x	0.70
Autonomía energética	0,06											x	0.60
Restricciones de diseño	0,15	x											0.15
TOTAL	1												3.25/10

Tabla 3.17 Matriz de selección alternativa 7: Hexasat

Criterios de selección	Ponderación	Calificación										Resultado	
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10		
Costo	0,08									x			0.72
Peso	0,12								x				0.96
Dimensiones	0,12									x			1.08
Vida útil	0,12					x							0.60
Impacto ambiental	0,05											x	0.50
Maquinabilidad	0,07					x							0.35
Normas y estandarizaciones	0,16											x	1.60
Utilidad/Aplicaciones	0,07							x					0.49
Autonomía energética	0,06											x	0.60
Restricciones de diseño	0,15											x	1.50
TOTAL	1												8.40/10

En el análisis de las matrices de selección de cada una de las opciones se considera los aspectos de mayor relevancia para la construcción, lanzamiento y utilidad como son el peso, las dimensiones, vida útil, etc. El criterio de selección con mayor ponderación a considerar es de restricciones de diseño ya que al tratarse de un diseño original, de autoría ecuatoriana, no se tendrá a futuro ninguna limitante por lo que se puede realizar con las características y parámetros

convenientes cuyo propósito de este proyecto como objetivo principal es adquirir una patente de la Escuela Politécnica del Ejército mediante su impulsor C.I.E. (Centro de Investigación Espacial); En cuanto a la puntuación, la más alta fue alcanzada por la opción 7: Hexasat en vista de que es la única que cumple con esta condición a cabalidad, en cuanto a costos la opción 3: Cansat es la más económica, en cuanto a vida útil se refiere, la opción 2: Tubesat es la menos indicada ya que presenta una vida de tan solo 3 semanas, lo cual es totalmente inservible para un proyecto como el que se está ejecutando, en cuestión de peso, dimensiones y adaptabilidad, las alternativas 4, 5 y 6 es decir sich-2, Rasat y DubaiSat1 son las menos viables. Además sus costos son bastante elevados y no hay la facilidad para obtener normas, referencias o derechos para la fabricación, debido a que sus países de origen se reservan todo este tipo de información, en cuanto a la primera opción estimada: CubeSat, fue descartada debido a que para ser impulsado, desarrollado y puesto en órbita, se deben establecer convenios con el país y los miembros que diseñaron y patentaron el proyecto CubeSat.

Analizando las matrices de selección de cada alternativa, tenemos una puntuación máxima de 10 puntos, por lo que escogeremos la opción que más alto puntaje obtenga sobre 10, como citamos en la tabla a continuación:

Tabla 3.18 Resumen de puntaje de todas las alternativas de selección para construcción de prototipo

Nombre	Alternativa	Puntaje /10
CubeSat	1	6.85
Tubesat	2	5.40
Cansat	3	6.43
Sich-2	4	4.29
Rasat	5	4.13
DubaiSat1	6	3.25
Hexasat	7	8.40

Como se puede observar la mejor opción, en base a todas las matrices de selección expuestas en las tablas es la alternativa 7: Hexasat, con un puntaje de 8.40 sobre 10 puntos, además según todos los aspectos tomados en cuenta es la alternativa más equilibrada, enfatizando que cumple con el requisito primordial: Diseño totalmente original, proyectado por el CIE de la ESPE, sin restricciones de autor y libre para futuras patentes.

Una vez seleccionado la alternativa Hexasat, se procede a proponer diversas formas estructurales, para obtener un diseño inédito que no se ha utilizado en ningún país u organismo que realice este tipo de investigaciones.

3.2 DISEÑO ESTRUCTURAL

En el presente diseño, se analizará el caso de cargas críticas en cada columna que puede provocar los primeros principios de falla (mínimos e imperceptibles). Aplicando el criterio de pandeo de columnas por carga axial aplicada.

Previo al análisis de este caso en particular es necesario determinar con qué tipo de columna se está trabajando, es decir si esta es corta, media o larga. Con este fin se determinará la esbeltez (e), que es igual a la relación entre la longitud efectiva (L_e , Longitud efectiva equivalente a 2 veces la longitud de la columna para caso empotrada-libre) y el radio de giro (r) ecuación 3.1, para determinar el radio de giro se realiza el cálculo de la relación entre la inercia (I) y su área transversal (A),³¹ al ser considerada la base una forma sumamente compleja se obtuvo una inercia de $23,27 \text{ mm}^4$ y un área transversal de $22,50 \text{ mm}^2$ mediante el software SOLIDWORKS 2012 PREMIUM, mostrando en la figura siguiente el respectivo despliegue de datos y la sección que se trabajó como columna, los respectivos cálculos se expresan a continuación.

³¹Perez, J. (2007). Practicas de laboratorio Columnas Largas. Sangolqui: Escuela Politécnica del Ejército.

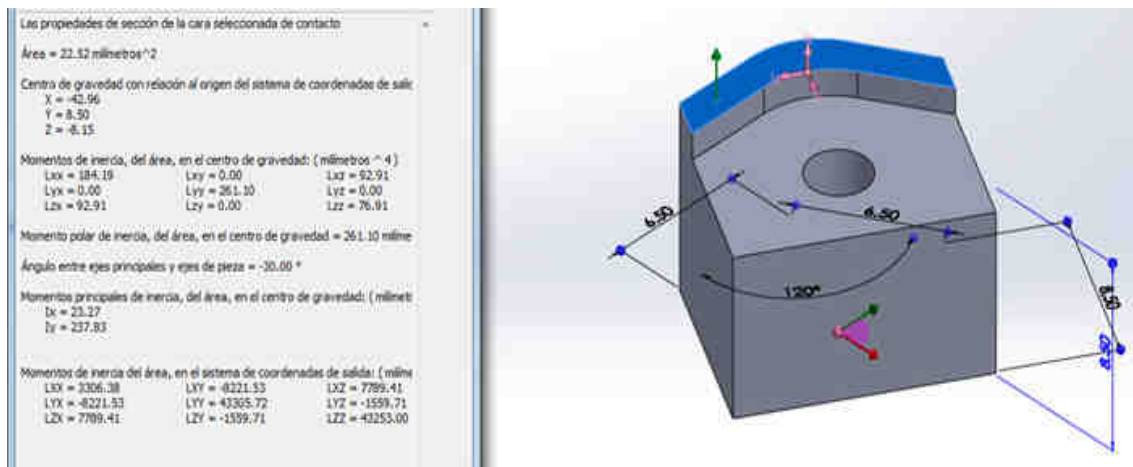


Figura 3.7: Datos de sección trabajada como columna

$$r = \sqrt{\frac{I}{A}} \quad \text{Ecuación 3.1}$$

$$r = \sqrt{\frac{23,27 \text{ mm}^4}{22,52 \text{ mm}^2}}$$

$$r = 1.016 \text{ mm}$$

$$e = \frac{Le}{r} \quad \text{Ecuación 3.2}$$

$$e = \frac{2 * L}{r}$$

$$e = \frac{2 * 100 \text{ mm}}{1,016 \text{ mm}} = 196,85$$

Obteniendo una relación de esbeltez (e) de 196,85 se puede concluir que se trata de una columna larga, una vez concluido el tipo de columna a trabajar se puede aplicar los correspondientes criterios y factores (esfuerzo de Euler).

En una columna larga, los principales factores de diseño a considerarse son la resistencia y la rigidez de la misma, teniendo en cuenta que un miembro esbelto falla por flexión lateral, para ilustrar una posible falla por pandeo se analizará una

columna idealizada o modelo de pandeo, cabe recalcar que en una estructura idealizada la elasticidad se concentra en la mitad de la columna. Se tiene dos factores ponderantes a analizar: el momento restitutivo cuya dirección tiende a regresar a la columna a su posición original recta y la tendencia de la fuerza axial de compresión que aumenta el desplazamiento lateral de la misma; entonces se afirma que si la fuerza axial es pequeña con relación al límite elástico del material y la esbeltez de la columna entonces el momento restitutivo hará que esta retorne a su forma original obteniendo una estructura estable. Mientras que si la fuerza axial es tomada como carga de falla, esta a su vez será mayor que el momento restitutivo provocando la falla de la columna por pandeo lateral y obteniendo así una estructura inestable.

La carga crítica (P_{cr}) representa la frontera entre las condiciones de estabilidad o inestabilidad de la columna a analizarse, como se observa en la figura 3.7, teniendo en cuenta un ángulo de desplazamiento de la columna (θ) mínimo, es decir presentado a la menor e insignificante deformación, si la carga aplicada es menor a la crítica se obtiene un equilibrio estable, si la carga aplicada llega a ser mayor a la crítica se obtiene un equilibrio inestable, y si la carga aplicada es igual a la crítica se presenta un equilibrio neutral.³²

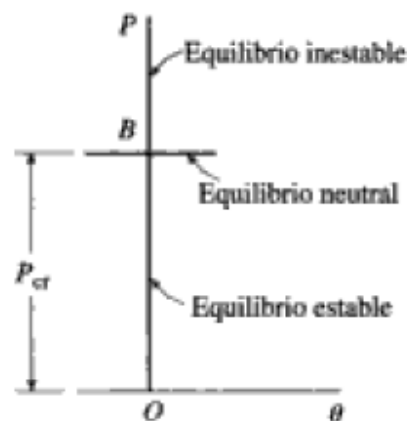


Figura 3.8: Diagrama de equilibrio para el pandeo de una estructura idealizada

Fuente: Gere, J. M. (2002). Mecánica de Materiales. Mexico: Thomson Learning.

³² Gere, J. M. (2002). Mecánica de Materiales. Mexico: Thomson Learning.

Una vez tomados en cuenta los parámetros de diseño expuestos anteriormente y la sección que trabajará como columna se procede al análisis del caso para las columnas del prototipo, en este estudio se tomará como una columna empotrada en la base y libre en la parte superior como se puede observar en la figura a continuación.



Figura 3.9: Sección considerada como columna (Prototipo estructural Hexasat)

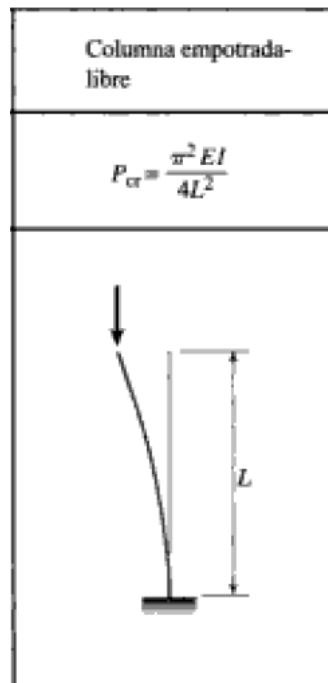


Figura 3.10: Carga crítica columna empotrada-libre (ideal)

Fuente: Gere, J. M. (2002). Mecánica de Materiales. Mexico: Thomson Learning.

Tomando la fórmula de la figura para cargas críticas en columnas largas tipo empotrada-libre se plantea la ecuación 3.3 donde se obtiene la carga crítica (P_{cr}) siendo la relación del producto π^2 por el módulo de elasticidad ($E=70000 \text{ mm}^2$) del aluminio por la inercia ($I = 23,27 \text{ mm}^4$) y cuatro veces la longitud (L) de la columna al cuadrado.

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{4 \cdot L^2} \quad \text{Ecuación 3.3}$$

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 \cdot 70000 \text{ N/mm}^2 \cdot 23,27 \text{ mm}^4}{4 \cdot 100^2}$$

$$P_{cr} = 401,92 \text{ N}$$

Se obtuvo una carga crítica para cada columna de 401,92 N, obteniendo una carga crítica global para las 6 columnas de 2411,49 N o 246,07 Kg.

El esfuerzo crítico (σ_{cr}) se obtiene de la relación entre la carga crítica y el área de la sección transversal como se muestra en la ecuación 3.4 a continuación.

$$\sigma_{cr} = \frac{P_{cr}}{A} \quad \text{Ecuación 3.3}$$

$$\sigma_{cr} = \frac{401,92 \text{ N}}{22,52 \text{ mm}^2}$$

$$\sigma_{cr} = 17,85 \text{ N/mm}^2$$

Se obtuvo un esfuerzo crítico de 17,85 N/mm² por columna, con un total de 107,08 MPa para las 6 columnas del prototipo estructural.

3.2.1 DETERMINACIÓN GEOMÉTRICA Y DE MEDIDAS.

En el presente proyecto se efectuará un diseño propio el cual será llamado Hexasat. Este nuevo diseño se basará en los principales requerimientos tanto

geométricos como dimensionales de un picosatélite, cuyo volumen no debe sobrepasar los 1000 cm^3 y su altura debe estar por los 10 cm.

Este diseño tiene una base y cuerpo hexagonal de lado regular de $60 \pm 0.1 \text{ mm}$, una altura de $100 \pm 0.1 \text{ mm}$, con un acabado $\sqrt{1.6}$ en la sección de las rieles, y de espesor 1.2 mm. Este picosatélite tiene un volumen de 935307.44 mm^3 y los bordes de aristas redondeados con 4 mm de radio. En los vértices se debe incluir 12 puntos de contacto para separar el cuerpo principal de nuestra estructura diseñada de la superficie de otros satélites y del desplegador orbital o dispositivo de expulsión diseñado para este picosatélite, más conocido en los picosatélites tipo CubeSat como P-POD. En la parte superior, los contactos van a sobresalir $7.3 \pm 0.1 \text{ mm}$, y $7.3 \pm 0.1 \text{ mm}$ en la parte inferior.

Además se toma en cuenta algunos aspectos establecidos en la norma CDS R12 (CubeSat Design Specifications, Revisión 12) como puede ser tolerancias y otras especificaciones que se detallan a continuación:

- No deben existir componentes externos además de los rieles que topen con el interior del P-POD (en nuestro caso no se utilizará P-POD, sino una plataforma similar adecuada para el diseño del Hexasat).
- Se deberá contar con un pasador incorporado antes de lanzar o poner en órbita al picosatélite con la batería descargada.
- Los rieles deberán ser de aluminio duro anodizado.
- Se debe tener por lo menos un switch o interruptor de despliegue incorporado en todos los CubeSats (Hexasat en este caso).
- El centro de gravedad deberá estar dentro de una esfera de 2cm de radio del centro geométrico del CubeSat. Se aplicara al Hexasat para que el momento respecto a cualquier punto de todas las fuerzas de gravedad que actúan sobre las distintas porciones materiales del Hexasat aplicada en el centro de gravedad sea el mismo que el producido por los pesos de todas las masas materiales que constituyen dicho cuerpo.

- La estructura principal del CubeSat deberá contar con 10cm por arista como se encuentra especificado en la norma (este requerimiento también lo aplicamos para el dimensionamiento del Hexasat).
- Tomaremos en cuenta una configuración 1U que es la más sencilla ya que es una configuración singular pero de la cual se pueden extrapolar configuraciones dobles y triples (2U, 3U), que son las configuraciones del CubeSat, las cuales también se podrán realizar en el Hexasat.
- 0.1mm de tolerancia geométrica, exceptuando las tolerancias diagonales que pueden variar a 0.14mm.
- El borde de redondeado para la estructura del CubeSat serán de 1mm como radio mínimo (ese mismo borde mínimo de redondeado aplicaremos en el proyecto Hexasat).

3.2.2 SELECCIÓN DE MATERIAL

Para la construcción del prototipo Hexasat, existen varias alternativas de material, pero antes de todo se tiene que tomar en cuenta algunas consideraciones que los materiales deberán satisfacer los criterios de baja emisión de gases para evitar la contaminación de otras naves espaciales durante la integración, prueba y lanzamiento. Por ejemplo la norma CDS R12, exige utilizar aluminio 7056-T6 o 6061-T6 como material principal de construcción, una alternativa utilizada en los proyectos anteriores a este fue el aluminio comercial A1050. Además de los materiales ya mencionados existen otras alternativas, las cuales se pueden considerar en base al Handbook Metallic Materials and Element for Aerospace Vehicle Structures³³, que especifica los materiales aprobados y aptos para este tipo de estructuras, que se detallan a continuación:

³³ EverySpec. (2009). *Handbook Metallic Materials and Element for Aerospace Vehicle Structures*. Obtenido de <http://www.everyspec.com>

Aluminio Comercial³⁴:

Entre las propiedades del aluminio se destacan su ligereza, resistencia a la corrosión, excelente capacidad de carga con respecto a su peso, razón por la cual se usa extensivamente en la industria aeronáutica y cada vez más en la industria automotriz, y finalmente su facilidad para ser moldeado en prácticamente cualquier forma. Las propiedades mecánicas que posee el aluminio son:

Tabla 3.19 Propiedades del Aluminio

Propiedad	Valor
Módulo de elasticidad	700.000 kg/cm ²
Módulo de rigidez cortante	280.000 kg/cm ²
Módulo de Poisson	0,33
Peso	0,0027
Coefficiente de expansión lineal	23 x 10 ⁻⁶

Fuente: DelMetal. (12 de junio de 2004). *Aluminio 1050*. Obtenido de <http://www.delmetal.com.ar/productos/aluminio/1050%20A.pdf>

La aleación de aluminio 1050 o aluminio comercial es un grado popular de aluminio para aplicaciones generales de chapas metálicas que exigen una resistencia moderada.

Usos más frecuentes: Componente de chapa conformada y soldada, industria de la construcción, componentes anodizados y/o pintados, instalaciones a la intemperie, intercambiadores de calor, conductores eléctricos, utensilios de cocina, fabricación de calderas, marcos de metal, revestimiento de interiores y exteriores, paneles de señalización, industrias del diseño, químicas y alimenticias

³⁴ DelMetal. (12 de junio de 2004). *Aluminio 1050*. Obtenido de <http://www.delmetal.com.ar/productos/aluminio/1050%20A.pdf>

Tabla 3.20 Composición química

%	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Otros	Al
Max	0,25	0,40	0,05	0,05	0,05	0	0,07	0,05	0,03	Resto

Fuente: DelMetal. (12 de junio de 2004). *Aluminio 1050*. Obtenido de <http://www.delmetal.com.ar/productos/aluminio/1050%20A.pdf>

Tabla 3.21 Propiedades tecnológicas

Proceso	Clasificación	Proceso	Clasificación
Soldabilidad		Maquinabilidad	
SMAW	A	Corte de viruta	C
TIG-MIG	A		
Embutido		Resistencia a la corrosión	
Recocido	A	Agentes atmosféricos	A
Semi duro	B		
duro	D	Ambiente marino	B

Fuente: DelMetal. (12 de junio de 2004). *Aluminio 1050*. Obtenido de <http://www.delmetal.com.ar/productos/aluminio/1050%20A.pdf>

Observaciones Aluminio A1050³⁵

Esta aleación presenta una excelente resistencia a los agentes atmosféricos, una conductividad térmica y eléctrica elevada y una excelente aptitud a la deformación y a la corrosión de ciertos ácidos.

Sus características mecánicas son relativamente modestas. No se garantiza la calidad superficial para el anodizado arquitectónico por la posible aparición de vetas y manchas por las impurezas y aleantes que puede tener.

³⁵SamMetal. (2010). *Propiedades Aluminio*. Obtenido de <http://www.sanmetal.es/administrador/userfiles/file/Aluminios/Aluminio%20-%201050.pdf>

Aluminio 6061-T6³⁶:

Tratamiento T6: Es un tratado térmico por solución y envejecimiento artificial, el cual se realiza a temperatura de 520 - 530 °C. Este tratamiento ayuda a la reducción de porosidad y a la mejora de la microestructura.

El aluminio 6061 –T6 tiene como principales propiedades mecánicas:

- Resistencia a la Tensión: 45,000 psi (Fu)
- Resistencia a la Elongación: 40,000 psi (Fy)
- Elongación % en 2" : 10
- Dureza: 95 Brinell
- Conductividad térmica cuatro veces mayor a la del acero
- Excelente maquinabilidad
- Buena estabilidad
- Excelente acabado superficial
- Altas propiedades mecánicas
- No necesita tratamientos superficiales
- Alta resistencia a la corrosión y al desgaste
- Más ligero que el acero
- Soldable
- Densidad de 2,7 g/cc

Adicionalmente a sus características naturales (conductividad, ligereza, nula toxicidad y que no produce chispa), el aluminio 6061-T6 ofrece las siguientes:

- Resistencia superior a la de las aleaciones 6063
- Elaborado mediante tratamiento térmicos
- Envejecido artificialmente
- Optima conformación en frío

³⁶ Muñiz, A. (25 de marzo de 2009). *Aluminio 6061*. Obtenido de <http://es.scribd.com/doc/15574856/Trabajo-Final-Aluminio-6061>

- Excelentes características para soldadura fuerte y al arco.

Aplicaciones:

- Portamoldes y portatroqueles
- Moldes Prototipos
- Moldes de producción para moldeado por soplado, inyección y al vacío
- Partes de Maquinaria

Titanio³⁷:

El titanio presenta propiedades únicas que lo convierten en un excelente material. Su alta resistencia, baja densidad, bajo módulo, excelente resistencia a la fatiga y a la corrosión hacen que un cuadro no sólo sea extremadamente fuerte y duradero, sino también increíblemente ligero. El titanio no se rompe, no se oxida ni se corroe bajo ninguna condición atmosférica. El titanio es tan resistente a la corrosión que no necesita ni siquiera ser tratado o pintado.

Con propiedades similares a las del acero, el titanio tiene su misma flexibilidad, sólo que es más pronunciada. Por lo tanto, es ligeramente más 'elástico', lo que significa que puede absorber las vibraciones.

El titanio no se fisura al sufrir un accidente. Esto se debe a que, igual que el acero, "cede" un poco. De hecho, el titanio perdona más que el acero y por eso su calidad de marcha es tan famosa. Además, como el acero, es increíblemente fuerte, pero es más ligero y no se oxida.

Ventajas del titanio:

El titanio es uno de los metales más respetuosos con el medio ambiente. Los desechos de titanio resultantes de los procesos de fabricación son totalmente reciclables.

La combinación de alta resistencia y elasticidad del titanio dan una calidad de

³⁷ Titanium Dream Factory. (7 de febrero de 2008). *Propiedades de Titanio*. Obtenido de <http://www.jeronimocycles.com/porque-en-titanio.html>

marcha insuperable. Al conseguir ser lo suficientemente rígido para evitar las pérdidas de energía por flexión, y a la vez suficientemente elástico para reducir las vibraciones.

El titanio dura más por su elevada resistencia a la fatiga y a la corrosión, también tiene la mejor relación resistencia/rigidez/peso.

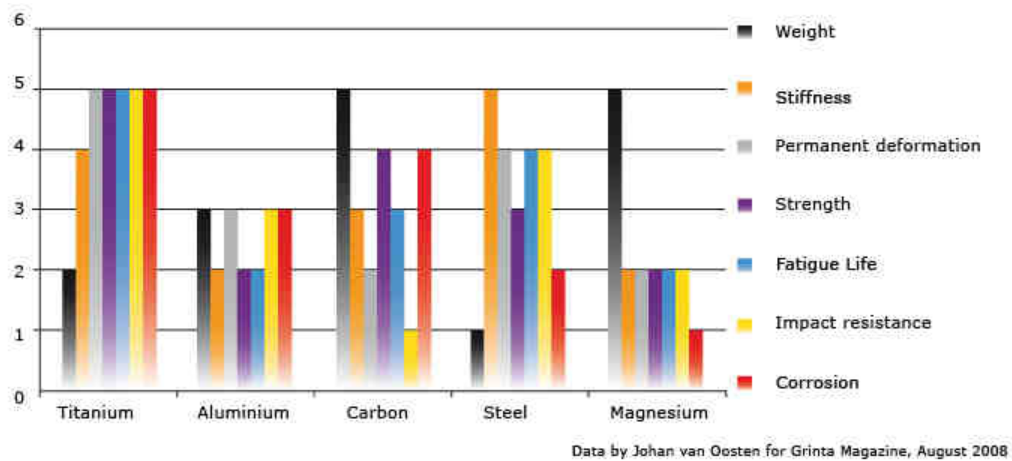


Figura 3.11: Propiedades del titanio frente a otros materiales

Fuente: <http://www.jeronimocycles.com/porque-en-titanio.html>, Propiedades del Titanio, Español, 2008.

Propiedades favorables del Titaneo para el uso espacial o aeronáutico³⁸:

Las propiedades del Titanio y sus aleaciones, se determinan principalmente por su tratamiento térmico y su contenido de aleación.

Propiedades mecánicas:

Resistencia a la fractura: la resistencia a la fractura del titanio y sus aleaciones está fuertemente influenciada por factores como las variaciones de componentes químicos, el tratamiento térmico al cuál son sometidas, microestructura, y espesor de lámina o producto, para aplicaciones críticas de fractura, tomamos en cuenta valores estrechamente controlados, como se presentan en la tabla 3.11, que incluye valores mínimos, promedio y máximos, así como también el coeficiente de variación.

³⁸ EverySpec. (2009). *Handbook Metallic Materials and Element for Aerospace Vehicle Structures*. Obtenido de <http://www.everyspec.com>

Tabla 3.22 Valores a temperatura ambiente de resistencia a la fractura de aleaciones de titanio

Aleación	Tratamiento térmico	Forma	Rendimiento rango de resistencia (ksi)	Espesor del producto (pulg)
Ti-6Al-4V	Recocido	Barra forjada	121-143	<3.5

Fuente: EverySpec. (2009). *Handbook Metallic Materials and Element for Aerospace Vehicle Structures*. Obtenido de <http://www.everyspec.com>

Consideraciones medio-ambientales: En cuanto a riesgos ambientales, el único inconveniente de utilizar titanio y sus aleaciones es cuando este es expuesto al contacto con oxígeno líquido u oxígeno gaseoso a temperaturas criogénicas ya que pueden generar reacciones violentas en el titanio (tal como la reacción generada por la ruptura a tracción). En cuanto a corrosión se refiere, el titanio es susceptible bajo la influencia de ciertas sustancias químicas anhídridas que incluyen alcohol metílico y tetróxido de nitrógeno, las aleaciones de titanio también son susceptibles a la corrosión por cloruro de sodio seco a temperaturas elevadas (a partir de los 230 °C) sin embargo, en usos prácticos no ha habido reportes de fallo o corrosión de componentes de titanio bajo la influencia de sustancias salinas, pero es bastante recomendable eliminar depósitos de sal, incluyendo huellas digitales con un solvente no clorado, si se va a trabajar por encima de los 230 °C, en pruebas de laboratorio, con una grieta por fatiga presente en la muesca, ciertas aleaciones de titanio presentan un incremento de la velocidad de propagación de la ruptura, en la presencia de agua y agua salada, en comparación con la tasa de ruptura en presencia de aire, la cual es inferior.

Por lo que según lo estudiado en el *Handbook Metallic Materials and Element for Aerospace Vehicle Structures*, el titanio presentaría algún tipo de inconveniente, solamente en ambientes acuosos, con alta concentración de humedad con partículas salinas y bajo la influencia de temperaturas criogénicas, o superiores a los 230 °C.

*Titanio puro comercial*³⁹

El titanio no aleado, cuyo tratamiento térmico para uso comercial es el recocido, permite su maquinabilidad sin ningún inconveniente bajo temperatura ambiente, además este material tiene la propiedad de que puede ser maquinado a temperaturas muy elevadas que oscilan entre los 150 y 480 °C. En cuanto a soldabilidad se refiere al titanio puro se lo puede soldar con métodos exclusivos para este material, preferiblemente los que priorizan la protección atmosférica con la ayuda de gases inertes o por vacío, la soldadura por punto, o por costura puede llevarse a cabo sin ninguna dificultad en el titanio.

En el tema ambiental, el titanio es afectado por el oxígeno únicamente a temperaturas superiores a los 560 °C, temperaturas superiores a esta dan lugar la fragilidad del material, por lo que el uso de componentes de titanio puro debe ser limitado a temperaturas inferiores a la anteriormente mencionada, además el titanio puede llegar a ser quebradizo cuando se encuentra en contacto con plata o mercurio.

Tratamiento térmico: el titanio puro comercial es recocido por calentamiento en temperaturas que oscilan entre los 537 hasta los 705 °C, por 10 ó 30 minutos, además se genera un alivio de tensión por calentamiento a temperaturas entre los 480 y 537 °C, por 30 minutos.

Tabla 3.23 Propiedades de los diferentes materiales

Material	Densidad (g/cm ³)	Coefficiente de dilatación térmica α (°C ⁻¹)	Punto de Fusión (°C)	Módulo de Elasticidad E (Mpa)	C. de poisson
Aluminio A1050	2.70	2.4×10^{-5}	660	69000	0.33
Aluminio 7075-T6	2.70	2.4×10^{-5}	660	69000	0.33
Aluminio 6061-T6	2.70	2.4×10^{-5}	660	69000	0.33
Titanio puro comercial	4.54	$8,9 \times 10^{-6}$	1668	107000	0.34
Acero comercial A36	7.85	1.1×10^{-5}	1375	210000	0.27-0.30

³⁹ EverySpec. (2009). *Handbook Metallic Materials and Element for Aerospace Vehicle Structures*. Obtenido de <http://www.everyspec.com>

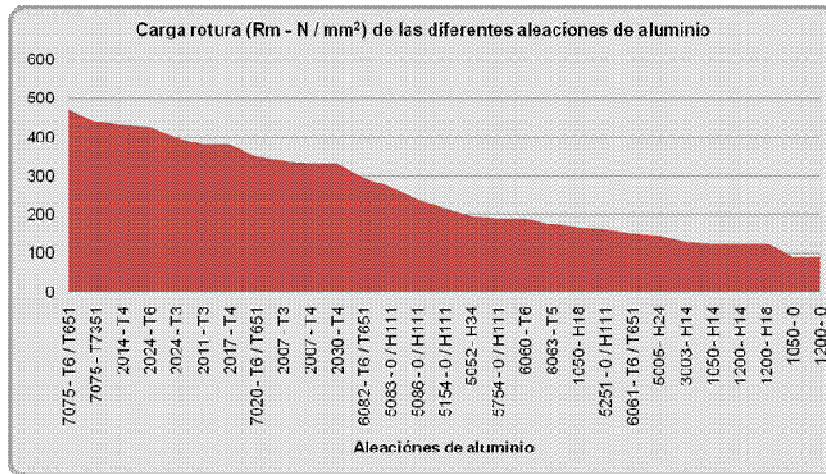


Figura 3.12: Resistencia a la tracción de las diferentes aleaciones de aluminio

Fuente: Lumetal. (14 de junio de 2007). *Aluminio*. Obtenido de http://www.lumetalplastic.com/dural_carac_mec.html

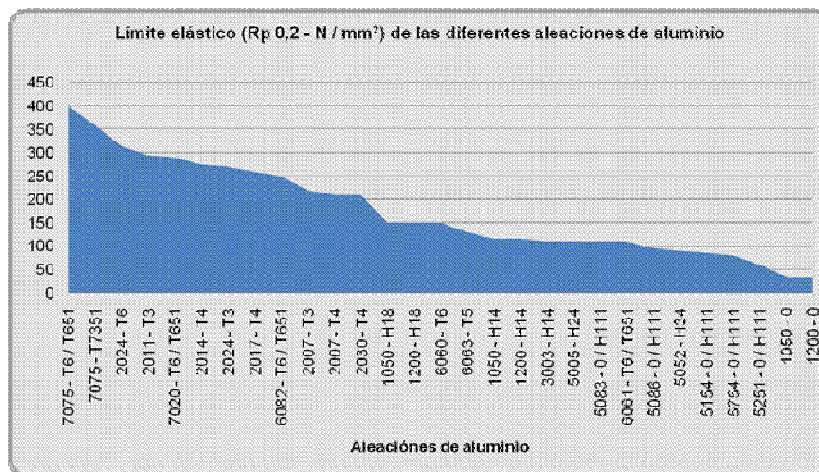


Figura 3. 13: Límite elástico de las diferentes aleaciones de aluminio

Fuente: Lumetal. (14 de junio de 2007). *Aluminio*. Obtenido de http://www.lumetalplastic.com/dural_carac_mec.html

Una vez estudiados todos los posibles materiales, se concluyó: el Aluminio 7075-T6 o 6061-T6 se trata de aleaciones muy especiales que en el mercado del Ecuador no se pueden conseguir, su importación es posible solamente en grandes cantidades, por lo que se tendría costos muy elevados en cuanto a material no ocupado y pagos de importación, la misma situación sucede con el Titanio, es un excelente material para un proyecto como el presente, pero su disponibilidad en el

mercado ecuatoriano y sudamericano es prácticamente nula, por todas estas razones y en base al último proyecto del CubeSat realizado, se utilizará aluminio A1050, totalmente accesible comercialmente, disponibilidad inmediata y precio relativamente bajo en comparación con el resto de materiales expuestos anteriormente.

En las figuras anteriores se refleja con claridad una comparación de las propiedades mecánicas de las diferentes aleaciones de aluminio, concluyentemente se sabrá que el presente diseño está realizado para el material que posee las propiedades mecánicas más bajas (carga a la rotura 90 N/mm^2 , límite elástico 34 N/mm^2), es decir que si a futuro se pretendería utilizar aluminio 7075-T6 o 6061-T6 se obtendrán resultados sumamente favorables, es decir 79,55% de mayor resistencia a la rotura, y 89,70% en los límites elásticos, obteniendo así una seguridad extremadamente confiable.

3.2.3 ELEMENTOS ESTRUCTURALES SECUNDARIOS

En el proceso de lanzamiento, es decir, mientras el picosatélite se encuentra dentro del dispositivo de expulsión, se presentan las cargas que recibe principalmente en sus contactos o soportes con una cantidad de 6 en la tapa inferior y 6 en la tapa superior del Hexasat; por lo que se necesitará una barra de 15mm de sección del mismo aluminio A1050 (comercialmente denominada barra de aluminio dúctil) y aproximadamente 1m de largo.

En cuanto a los elementos de unión se considera acero inoxidable como material, por motivo de prevenir cualquier tipo de corrosión en todas las uniones y juntas como tornillos, pernos y arandelas planas.

3.3 DISEÑO ENERGÉTICO

3.3.1 DETERMINACIÓN DE LA DEMANDA DE ENERGÍA

La demanda de energía eléctrica que el sistema requerirá no se la puede determinar con exactitud ya que no existen aún los datos reales por falta del sistema electrónico que trabajará en conjunto con el presente proyecto, pero si se podrá basarse en catálogos e información comercial como el diseño general del circuito proporcionado por Pumpkin Incorporated, así en un futuro también se podría pensar en un circuito de autoría inédita de la ESPE sugiriendo un consumo de energía similar, por lo pronto se tomará en cuenta al circuito general de alimentación cuyo objetivo es suministrar energía eléctrica tanto corriente como voltaje a todos los equipos que consumirán dicha forma de energía en el sistema, como son los subsistemas de comunicación y electrónico, además de funciones varias que requieran pequeñas dosis de energía eléctrica.

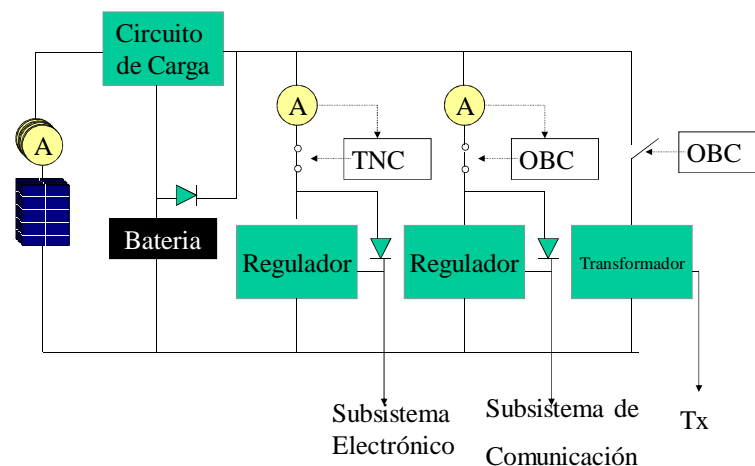


Figura 3.14: Diagrama unifilar del sistema de alimentación de energía solar

Fuente: Universidad de Tokio . (2001). Desing Review - Power subsystem. Tokio.

Como se observa en el diagrama unifilar del sistema de alimentación de energía solar para un CubeSat que se trata de un prototipo de similar peso y volumen que el Hexasat, se debe tener en cuenta el consumo de cada uno de los elementos del sistema electrónico en general como se especifica a continuación:

Tabla 3.24 Consumo de energía de los componentes del sistema electrónico para un picosatélite tipo CubeSat

Componente	Energía (mW)	Frecuencia de Uso
OBC (Procesador Principal)	20	Todo el tiempo
Sensores	20	Todo el tiempo
Tx TNC (Microcontrolador)	20	Durante enlace
Tx (Sensores)	6000	Durante enlace
CW (Sistema de comunicación)	300/125	Todo el tiempo
CW TNC (Sistema de comunicación)	20	Todo el tiempo
Rx (Sistema de Comunicación)	125	Todo el tiempo
Rx TNC (Microcontrolador)	20	Todo el tiempo
Cámara	150	A veces
Magneto	800	Despliegue de antena

Fuente: Universidad de Tokio . (2001). Desing Review - Energy Consumption. Tokio.

3.3.2 PANELES SOLARES.

Como se explicó en el capítulo 2 (marco teórico) un panel solar es un elemento que aprovecha la energía de la radiación solar para diversas aplicaciones, en este caso se pretende un enfoque exclusivo en paneles fotovoltaicos que son utilizados para generar electricidad, estos paneles están formados por celdas o células fotovoltaicas que dependen del efecto fotovoltaico que consiste en que la energía luminosa al ser receptada por los paneles, se genera cargas positivas y negativas para luego producir un campo eléctrico y por ende corriente y voltaje.

En esta aplicación para el desarrollo del Hexasat es una propiedad importante al momento de escoger el tipo de panel solar es que su peso y dimensiones deben ser lo más reducidos posibles en especial para su uso y desempeño en el espacio o cuando el satélite ya esté en órbita, un factor ponderante es la tasa de conversión de energía que se debe tomar en cuenta que esta sea la más alta posible.

Entre las alternativas que se tiene son las celdas solares a base de silicio y las celdas solares tri-compuestas, según el consumo de energía total, se determinará

el número de paneles solares interrelacionados con su tamaño y número de celdas que deberán ser utilizados para el caso en que el picosatélite se encuentre en uso de todos sus componentes priorizando el menor peso y tamaño posible de cada panel con una alta conversión de energía. Siendo las últimas las más adecuadas con una eficiencia del 16% y un tamaño de celda de 28.25 x 13.8 mm, por lo que son frecuentemente utilizadas en aplicaciones Aero-espaciales. En cuanto a las celdas solares más utilizadas en el área espacial son de marca SHARP cuya alta tasa de transformación de energía está basada en su tecnología de tres capas foto absorbentes tri-compuestas incluyendo su pequeño tamaño, se convierten en las celdas ideales para utilizarlas en un sistema para un picosatélite (Ideal en el prototipo Hexasat) ya que con la garantía de SHARP pueden trabajar bajo temperaturas extremas tanto altas como bajas.

A continuación se presenta la distribución más óptima de las celdas para los paneles solares tanto en las caras laterales como en las tapas superior e inferior, brindándonos así la mayor fuente de energía para la alimentación de los sistemas y subsistemas del prototipo.

$$4,5 \text{ V} \times 154,8 \text{ mA} = 696,6 \text{ mW} \quad (25 \text{ }^{\circ}\text{C})$$

$$4,5 \text{ V} \times 145,8 \text{ mA} = 656,1 \text{ mW} \quad (80 \text{ }^{\circ}\text{C})$$

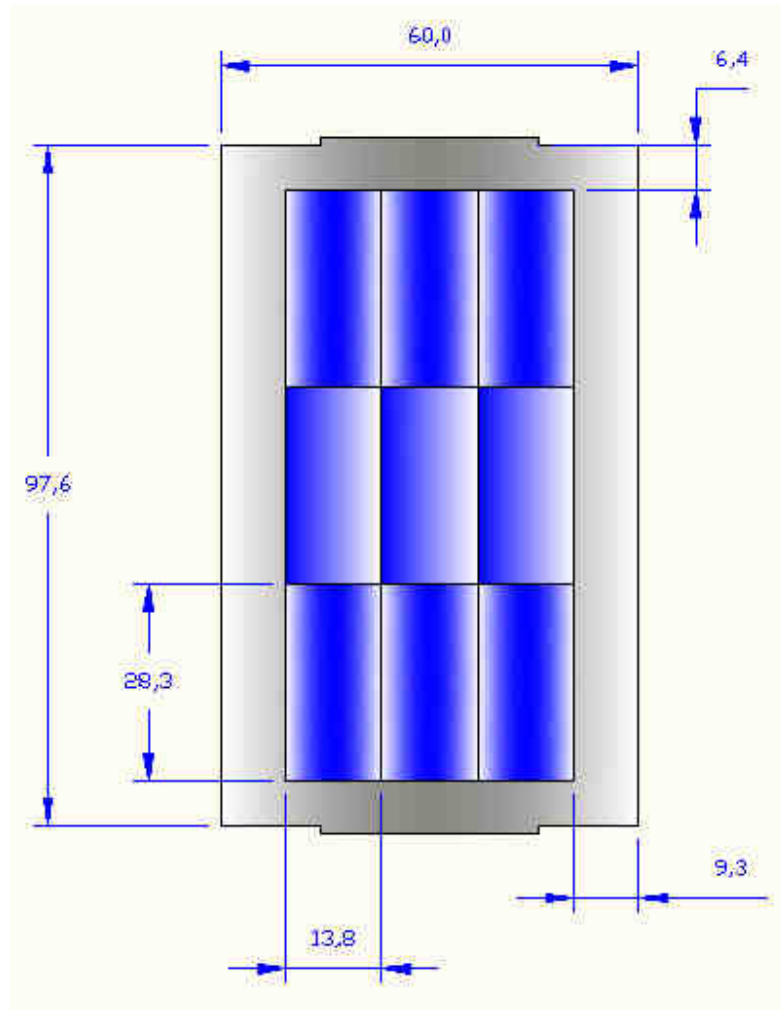


Figura 3.15: Distribución de celdas en panel solar, caras laterales Hexasat

$$4,5 \text{ V} \times 223,6 \text{ mA} = 1006,2 \text{ mW} \quad (25 \text{ }^\circ\text{C})$$

$$4,5 \text{ V} \times 210,6 \text{ mA} = 947,7 \text{ mW} \quad (80 \text{ }^\circ\text{C})$$

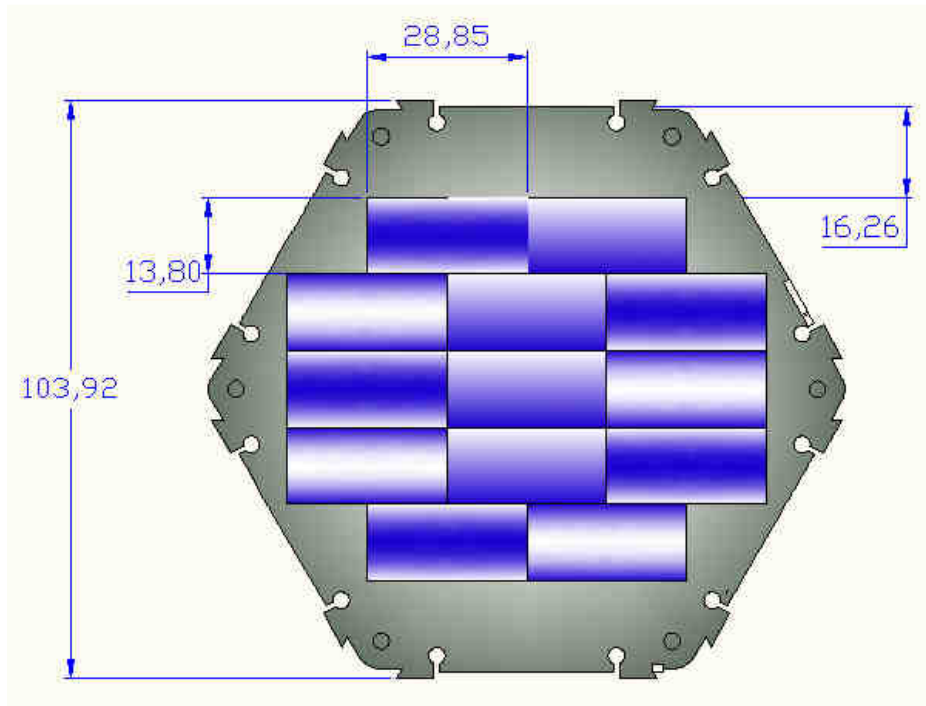


Figura 3. 16: Distribución de celdas en panel solar, tapas superior e inferior Hexasat

3.3.3 REGULADOR DE CARGA DE ENERGÍA⁴⁰

El regulador de carga de energía es un sistema electrónico, por lo que es totalmente independiente a nuestro estudio de tipo estructural y energético, pero no está demás especificar las siguientes características que el regulador de carga de energía debe cumplir:

- La tasa de consumo de energía debe ser monitoreada por el regulador de carga de energía.
- Debe tener la capacidad de cerrar independientemente todas las líneas de comunicaciones, sensores y subsistema electrónico según el nivel de utilización.
- El voltaje principal a utilizar será de 5VDC regulado mediante interruptores de regulación.

⁴⁰ Universidad de Tokio . (2001). Desing Review - Power subsystem. Tokio.

- Según los requerimientos del sistema este regulador debe ser capaz de aportar energía DC regulada como también no regulada.

3.3.4 BATERÍA⁴¹

En el análisis completo para la selección del tipo de batería adecuado para la utilización en los picosatélites (Hexasat en este caso) además de los parámetros y características primordiales, como por ejemplo número de celdas, voltaje de distribución, tamaño, potencia y demás características también se debe tomar en cuenta la aplicación satelital específica, y la órbita satelital en la que se va a encontrar. Por ejemplo las baterías utilizadas en satélites que se sitúan en órbitas LEO sufren un número mucho mayor de cargas y descargas que una batería en satélites en órbita GEO. Los satélites situados en la órbita LEO tienen un periodo orbital de unos 100 minutos con periodos de eclipse de entre 3 y 40 minutos por órbita, en cambio los satélites situados en la órbita GEO, el periodo orbital es de 24 horas, con periodos de eclipse de entre 0 y 72 minutos, esto último durante los equinoccios. Esto conlleva a que las baterías de los satélites en la órbita LEO soportan menos profundidad de descarga en cada órbita, mientras que las baterías de satélites en la órbita GEO deben soportar grandes profundidades de descarga.

Las baterías generalmente utilizadas son baterías de polímero de litio las cuales se caracterizan por la ligereza de sus componentes, su elevada capacidad energética y resistencia a la descarga, como también la ausencia de efecto memoria o su capacidad para operar con un elevado número de ciclos de regeneración, y especialmente su pequeño tamaño, potencia, vida útil y variedad de forma. Para el picosatélite Hexasat se utilizaría una batería de polímero de litio 2S que quiere decir 2 celdas, las cuales contribuyen con un voltaje nominal de 7,4V suficiente para abastecer a los sistemas y subsistemas del picosatélite.

⁴¹ Universidad de Tokio . (2001). Desing Review - Power subsystem. Tokio.

3.3.5 BALANCE DE ENERGÍA⁴²

El sistema de alimentación energético es totalmente capaz de cumplir con todas las necesidades de un picosatélite tipo CubeSat tradicional que requiere 800 mW de energía, entonces analizando el aporte de las fuentes externas con un arreglo de paneles solares aprovechando al máximo el espacio que ofrecen las seis paredes del CubeSat se obtiene un aporte del 1175 mW aproximadamente, por lo que el sistema de energía presentado en este trabajo es totalmente capaz de cubrir con todas las necesidades energéticas.

3.4 SIMULACIÓN

3.4.1 PARÁMETROS DE SIMULACIÓN INFORMÁTICA

Una vez estudiadas y analizadas las condiciones extremas a las que será sometido el presente diseño, previamente es necesario efectuar una simulación (ensayos computaciones), con la ayuda de los software SOLIDWORKS PREMIUM 2012 con su complemento SIMULACION SOLID, y ANSYS 14 con su complemento WORKBENCH 14.0, cuyo principio de ambas plataformas de análisis es el método de elementos finitos, cabe recalcar que dicha simulación debe ajustarse lo más cerca posible a las condiciones reales, ya que de esto dependerán futuras modificaciones tanto en el diseño de concentradores de tensión, juntas empernadas, columnas y de la estructura en sí.

El procedimiento se realizará acorde al primer proyecto de tesis: "DISEÑO DE LOS SISTEMAS ESTRUCTURAL Y DE ALIMENTACIÓN DE ENERGÍA SOLAR, CONSTRUCCIÓN DE PROTOTIPO ESTRUCTURAL Y PROCEDIMIENTOS OPERACIONALES DE LANZAMIENTO DE PICOSATÉLITE TIPO "CUBESAT" PARA EL C.I.E. DE LA ESPE". En el siguiente orden sistemático:

⁴² Universidad de Tokio . (2001). Desing Review - Power subsystem. Tokio.

El análisis computacional y simulación de la estructura en el programa SOLIDWORKS PREMIUM 2012 complemento simulación, indicará el comportamiento del material y diseño sometándolo a diferentes cargas, para así verificar que no exista ningún inconveniente, ya sea en los concentradores de tensión como en todo el diseño estructural, dicho análisis será aplicado solamente para cargas de diseño, ya que la plataforma SOLIDWORKS únicamente trabaja hasta el límite elástico de los elementos, del rango plástico en adelante o con cargas críticas se trabaja con otras plataformas de análisis y diseño, para el desarrollo del presente proyecto en cuanto a comparación de resultados con los ensayos mecánicos y sometimiento a cargas críticas o de falla se realizará el estudio mediante el software ANSYS 14 con su complemento WORKBENCH 14.0.

El análisis y simulación de cargas de diseño (Compresión), cargas extremas de temperatura y cargas vibracionales aleatorias se basará en la norma CubeSat Design Specification Revisión 12, utilizando las mismas herramientas computacionales, ya que el análisis por elementos finitos es el método más adecuado y con mayor semejanza a la realidad, debido a que por métodos convencionales de diseño estructural y de elementos estructurales únicamente se puede obtener valores esporádicos y muy lejanos a la realidad, ya que las aproximaciones se toman de tablas propuestas que no se asemejarían a este nuevo diseño de prototipo.

El método de elementos finitos a más de ser el método numérico más potente aplicable nos asegura los mejores resultados en cualquier tipo de estructura sometida a sollicitaciones mecánicas y térmicas tanto estacionarias como transitorias.

Cabe recalcar que las caras y elementos de sujeción, en el software se tratarán como perfectamente rígidas por consideraciones de fijación, al momento de simular, en esta parte se trabajará con la herramienta *Geometría fija*, para marcar las caras fijas o inmóviles.

Una vez considerados los ítems mencionados anteriormente, se deberá pasar a la parte del mallado que es la esencia del análisis y estudio por elementos finitos,

tomando en cuenta, que se debe considerar la densidad apropiada de malla en función del número de caras del ensamble, y con mayor importancia considerando el mallado en función de las curvaturas, perforaciones, y demás concentradores de esfuerzos o tensión.

En la parte de análisis, el programa arrojará el ensamble coloreado en función de tres tipos de resultados:

- Tensiones
- Desplazamientos
- Deformaciones.

Quedando así con azul las zonas de menor tensión y pasando a rojo en las zonas que presentan mayor tensión, además se tendrá la ventaja de obtener gráficos con escala de valores, esto será muy útil espacialmente en el análisis de frecuencias y vibraciones.

Consideraciones de sujeción

También llamadas condiciones de borde, en las cuales la estructura estará sometida al medio que la rodea, para la futura plataforma de lanzamiento se deben adecuar con los rieles acorde al diseño actual de este nuevo proyecto para determinar las condiciones de sujeción, que serán tomadas para la simulación acorde a los siguientes parámetros:

1. La estructura hexagonal actuará en cada una de sus columnas como una viga simplemente apoyada en la pared horizontal inferior, de 100mm de longitud, y con una sección transversal rectangular de 60mm x 100mm, es decir 6000mm^2 .
2. Las cargas consideradas serán cargas distribuidas a lo largo de la arista de fijación al riel de la plataforma de lanzamiento.

3. Con el análisis por elementos finitos que consiste en un mallado uniforme a todo el conjunto diseñado, se obtendrá resultados mucho más cercanos a la realidad, ya que las condiciones de borde o sujeción no se las puede definir en su totalidad debido a la forma, curvaturas y concentradores de tensión existentes en el presente diseño.

Cargas y esfuerzos considerados en el análisis del proyecto:

- Continuas
- De diseño
- Fatiga térmica
- Vibracionales.

ESFUERZOS CONTINUOS

Se debe considerar que la futura interfaz de lanzamiento que se adaptará al presente proyecto, ejercerá una fuerza de compresión sobre el satélite o conjunto de satélites, cuyo punto de aplicación será en los contactos inferiores, como se detalla en la figura a continuación:

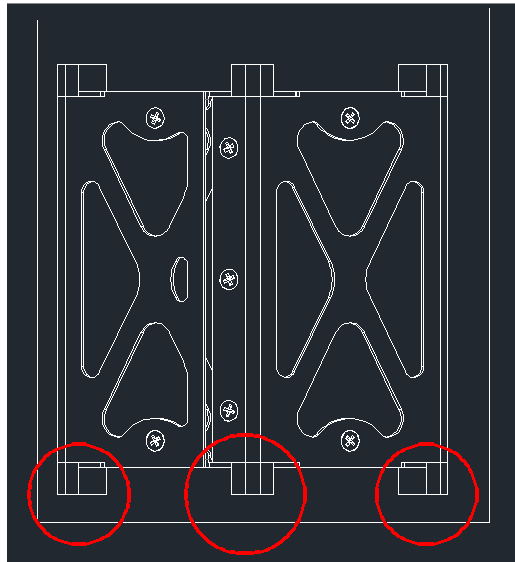


Figura 3.17: Puntos de contacto inferior en la base del satélite Hexasat, donde está provisto se generen los mayores esfuerzos estáticos (consideración tomada de la norma CubeSat Design Specification Revisión 12)

Área de contacto

El área de contacto de la plataforma de lanzamiento será de consideración exclusiva de cada uno de los 6 contactos de la base del satélite Hexasat, en este caso se analizará uno en particular determinando el área de contacto individual con la ayuda de los software AUTOCAD, debido a que se requerirá un resultado totalmente exacto, ya que se trata de un modelo más complejo que los utilizados en el proyecto CubeSat.

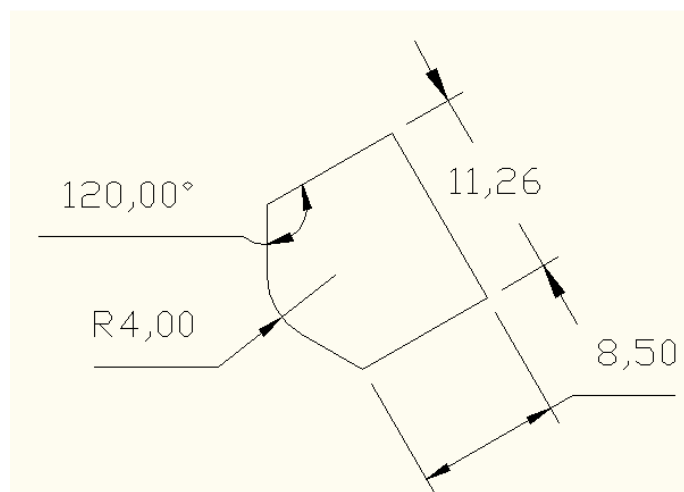


Figura 3.18: Dimensiones de la cara inferior del contacto del Hexasat

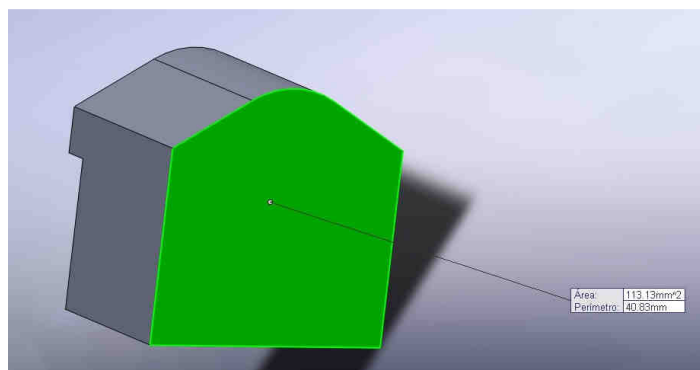


Figura 3.19: Área y perímetro del contacto inferior del Hexasat

Una vez determinada el área de cada contacto (113,13mm²), se deberá multiplicar por 6 para tener el área total de contacto del satélite con la base de la interfaz de lanzamiento, obteniendo así un resultado de (678,78mm²).

Simulación estática por compresión (Cargas de diseño)

Como se especificó anteriormente todas las simulaciones con cargas de diseño se realizaron en el software SOLIDWORKS 2012.

Se procede a activar la opción de simulación (herramientas-complementos-Solidworks Simulation), a continuación se ubica en la pestaña simulación y se escoge el tipo de simulación deseado, en este caso “análisis estático”.

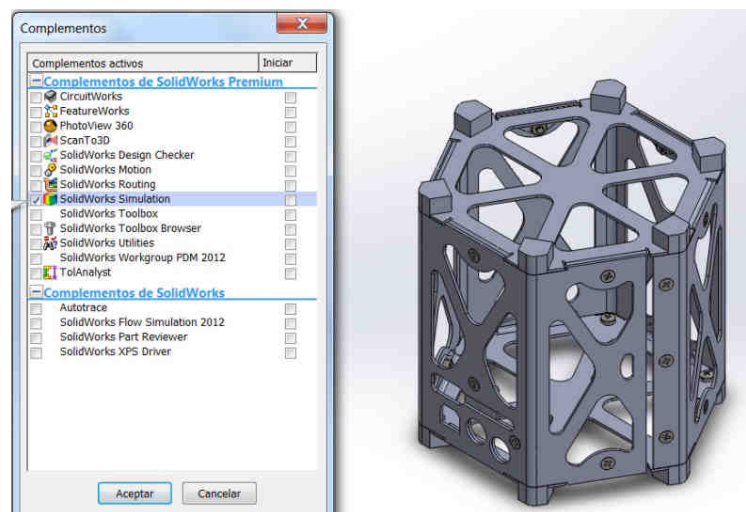


Figura 3.20: Activación de herramientas para simulación SOLIDWORKS 2012

En este tipo de análisis se estudian las tensiones, los desplazamientos, deformaciones unitarias y el factor de seguridad para los componentes del material.

Se puede utilizar la herramienta de simplificación 3D, para reducir estimaciones de cálculo en el programa, pero en este caso es necesario analizar al modelo en toda su complejidad.

Se escoge el tipo de material que será utilizado, con sus respectivas propiedades mecánicas.

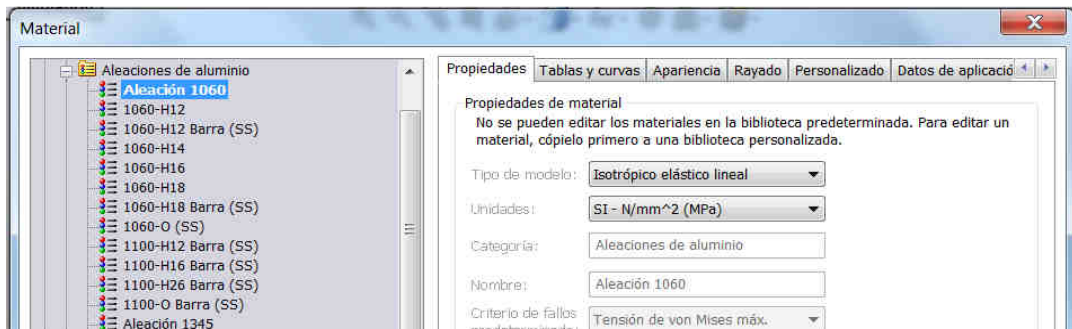


Figura 3. 21: Lista de materiales y sus propiedades para configuración del prototipo

Una vez definidos los materiales del prototipo se procedió a definir el tipo de junta empernada a utilizarse, en este caso: pernos m3 avellanados para el ensamblaje de las paredes y las tapas; para el ensamblaje de las tapas con los contactos: pernos m3 pasantes normales como se aprecia en las siguientes figuras, a su vez todos los pernos de acero inoxidable.

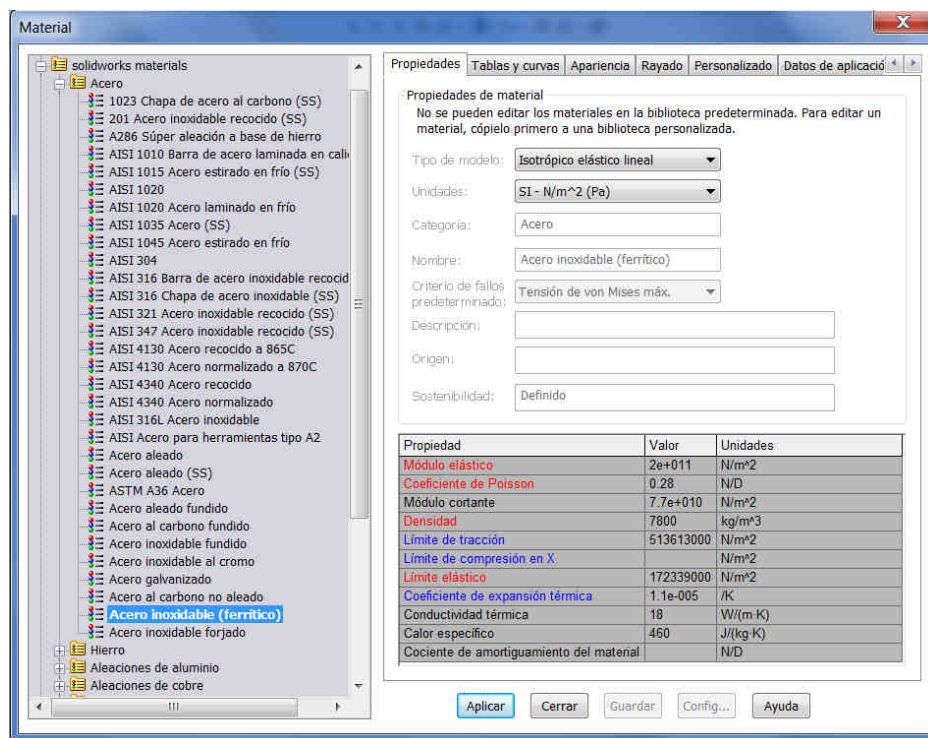


Figura 3.22: Materiales y sus propiedades para juntas empernadas

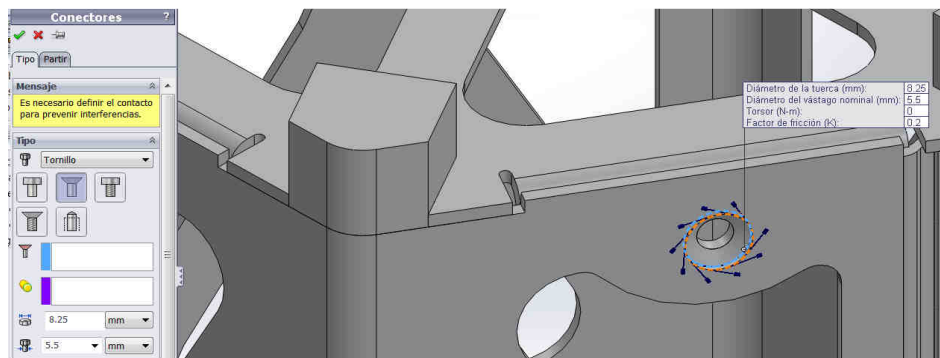


Figura 3.23: Definición de la cabeza y cuerpo del perno para las uniones del cuerpo y paredes del prototipo

Se escogió el torque de fijación en todas las juntas empernadas, al ser un perno m3: 0.92 Nm o 0.68 lb ft (tabla 3.24).

Tabla 3.25 Valores de torque para tornillos de fijación

Tornillos de Fijación Métricos		
Tamaño	Torque	
	Nm	Lb ft
M3	0.92	0.68
M4	2.2	1.6
M5	4	3
M6	7	5
M8	17	12.6
M10	33	24
M12	54	40
M16	134	99
M20	237	175
M25	440	325

Fuente: Husky. (2002). *Estándar de Especificación de Torque HGT-50*. Obtenido de <http://es.scribd.com/doc/46568211/Torque>

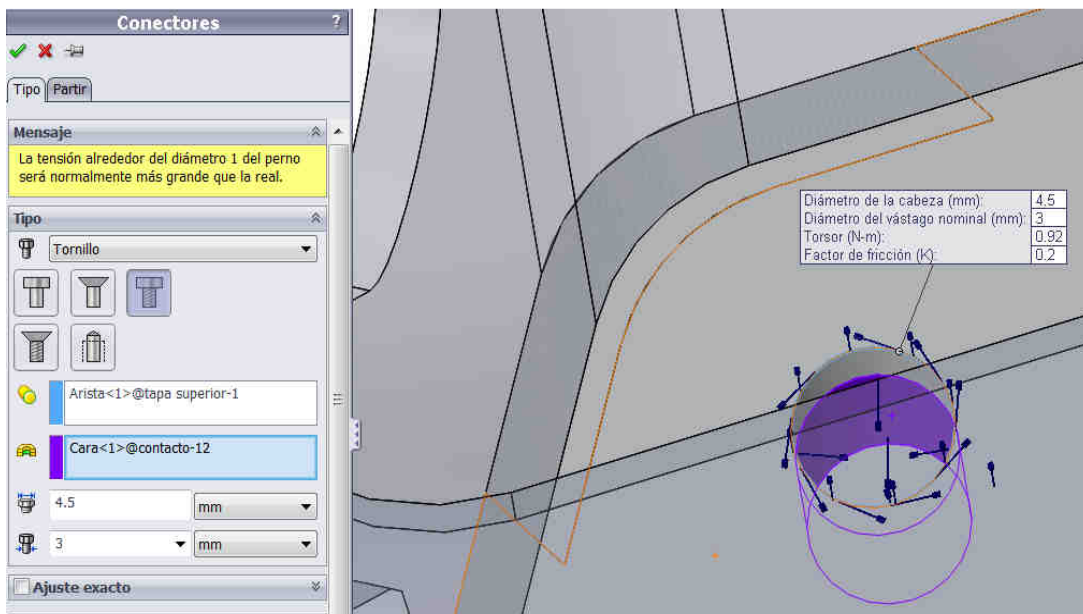


Figura 3.24: Definición de la cabeza y cuerpo del perno para las tapas y los contactos

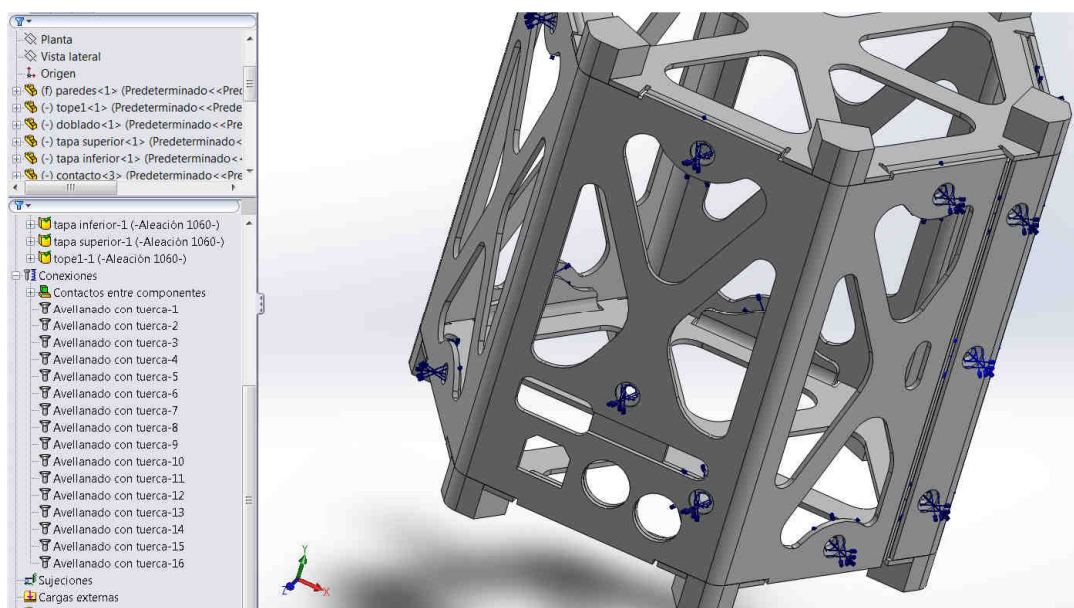


Figura 3.25: Prototipo con las juntas empernadas totalmente especificadas

A continuación, se procedió a fijar los contactos inferiores, ya que estos trabajarán como empotramiento del prototipo dentro de la plataforma de lanzamiento, a su vez considerando que el modelo estructural será fijado en los

rieles del vehículo de lanzamiento se procede a fijar las aristas exteriores de las columnas, como está detallado en la figura:

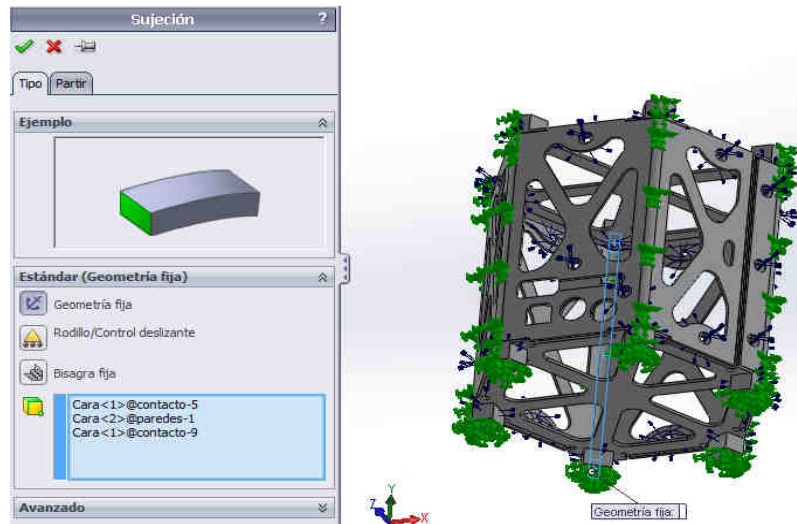


Figura 3.26: Fijación de los contactos inferiores y aristas de columnas

Después de fijar todas las partes requeridas en el prototipo, se definió las cargas de diseño que someterán a la estructura a un esfuerzo de compresión, para así poder analizar su comportamiento frente a estas fuerzas mencionadas, en base al peso máximo de 1kg que puede tener cada prototipo, considerando que irán 3 prototipos apilados dentro de la plataforma de lanzamiento, se utilizará una carga de 2 Kg ó 19.6 N, y tomando en consideración que los prototipos en la fase de lanzamiento van a estar sometidos a 9 fuerzas G se obtiene una carga de diseño máxima de 176,4 N que sufrirá el prototipo ubicado en la parte inferior, este esfuerzo será el máximo al que estará sometida la estructura durante el lanzamiento, dicho esfuerzo se distribuirá en cada uno de los contactos superiores, al ser 6 contactos se obtuvo una fuerza de 29.4 N por cada contacto, otra consideración sumamente importante es la fuerza centrífuga en la fase de trayecto hasta su puesta en órbita que sufrirá el modelo estructural siendo así una fuerza aplicada de 1kg distribuida en tres de sus caras correspondiendo a 29.4 N por cara (tomando en cuenta la fuerza de 9G como la más crítica), dichas fuerzas pueden ser apreciadas en las figuras a continuación:

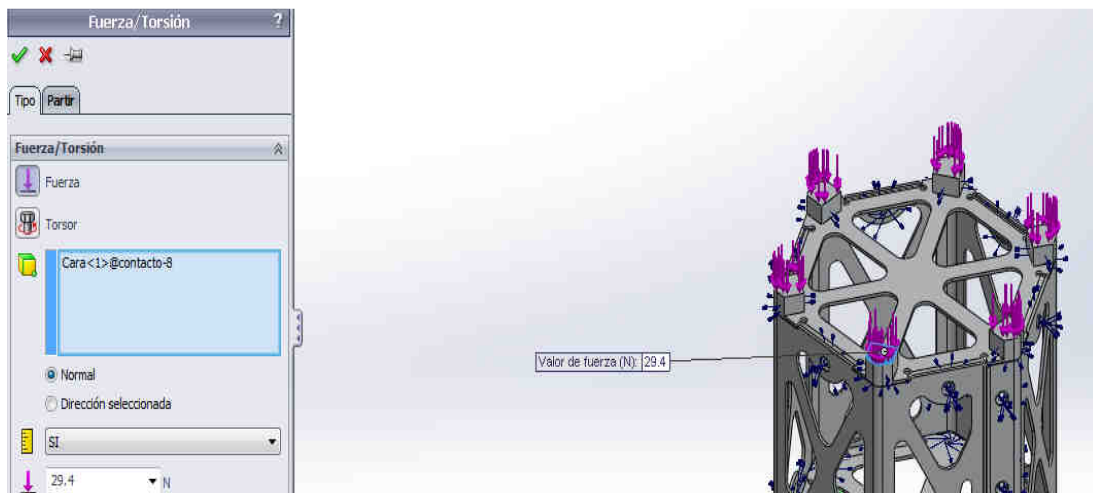


Figura 3.27: Definición en el software de las cargas de compresión en contactos superiores

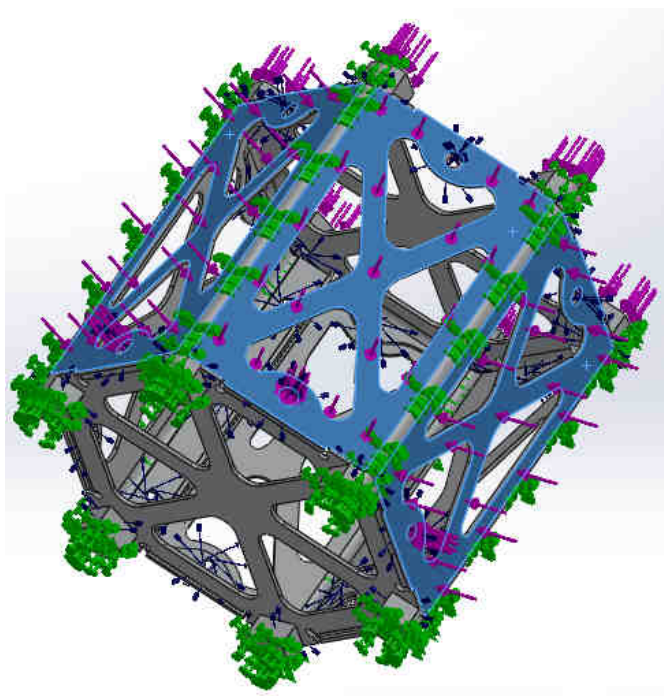


Figura 3.28: Prototipo con todas las cargas y juntas definidas e ingresadas en el software

Según el método de elementos finitos, se requiere un mallado de todo el elemento o prototipo a ser analizado, en este caso en particular, se realizó un control de malla para todos los posibles concentradores de tensión y zonas críticas, como son curvaturas, dobleces, y demás zonas analizadas:

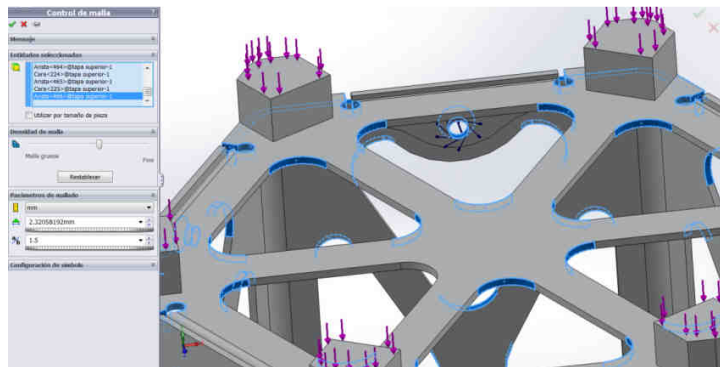


Figura 3.29: Control de mallado en concentradores de tensión (curvaturas y zonas críticas)

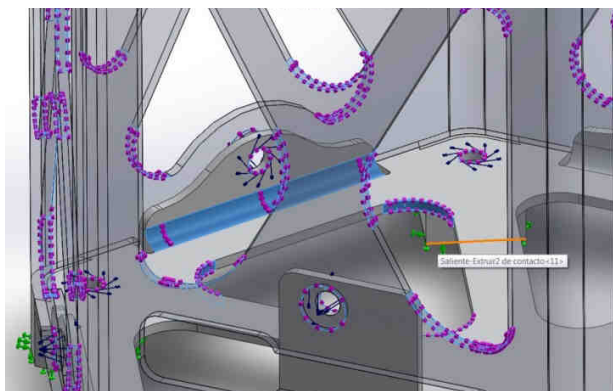


Figura 3.30: Control de mallado en concentradores de tensión

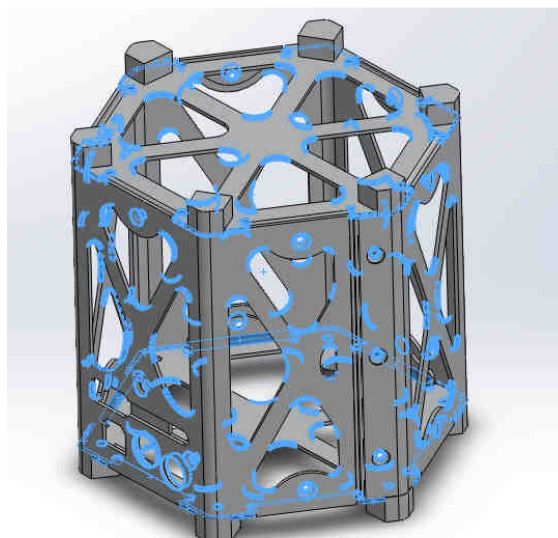


Figura 3.31: Control de mallado en concentradores de tensión en todo el prototipo

Como se observa en las siguientes figuras, se obtuvo un mallado mucho más fino en las zonas críticas y posibles concentradores de esfuerzo:

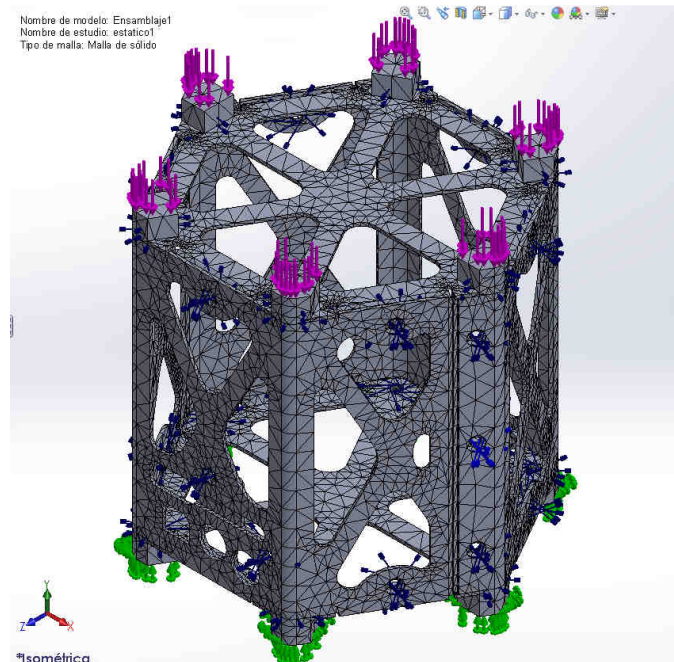


Figura 3.32: Prototipo Hexasat totalmente mallado

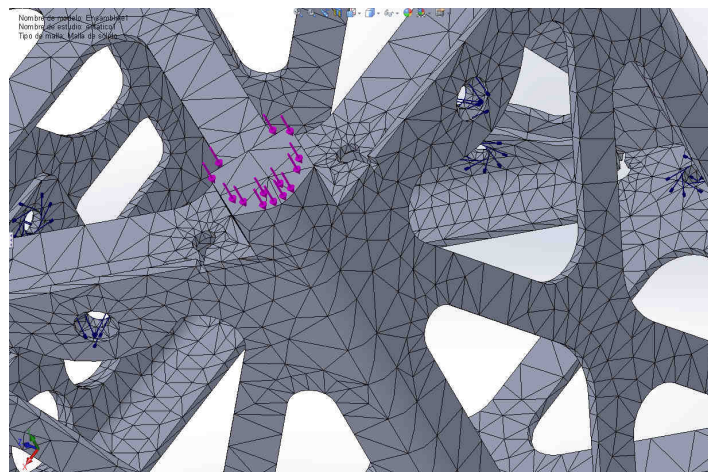


Figura 3.33: Muestra de Mallado fino en concentradores de tensión

Después de realizar un minucioso proceso de mallado, y con todas las consideraciones de sujeción y carga definidas, se ejecutó el análisis en el software, arrojando datos y resultados expuestos a continuación:

Tensiones (Von Mises): Se analiza según el criterio de Von Mises, ya que este es específico para materiales dúctiles, obteniendo un límite elástico de 27.574 MPa,

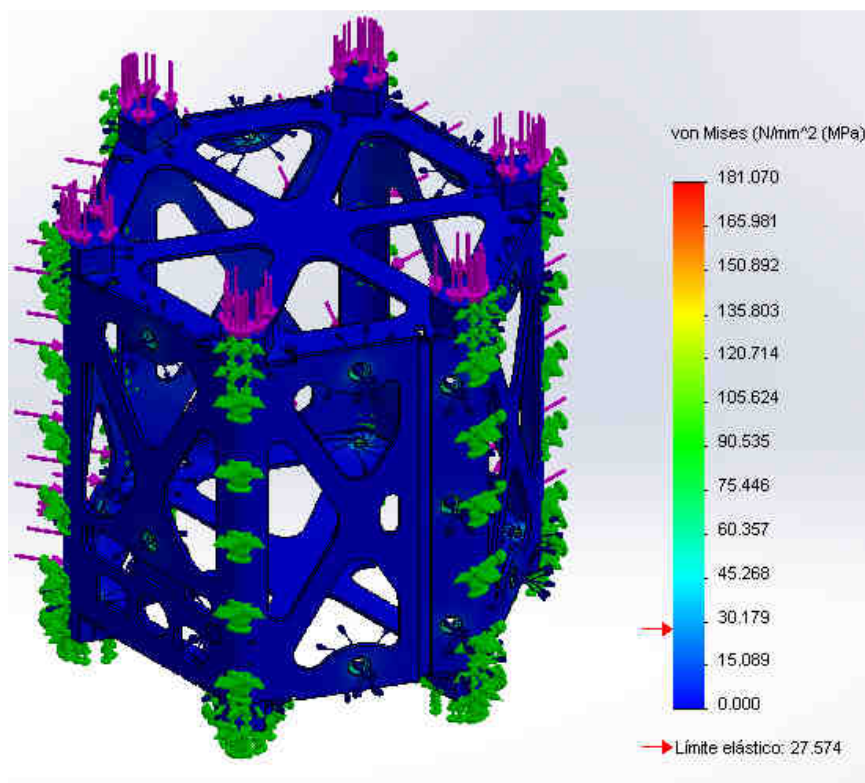


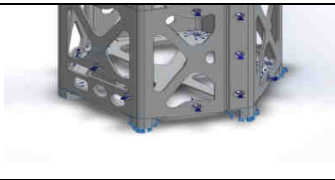
Figura 3.34: Tensiones (Von Mises)

Tabla 3.26 Tensiones análisis de Von Mises

Tipo	Tensión Mín.	Tensión Máx.
Tensión de von Mises	0.00296112 N/mm ² Nodo: 5713	181.07 N/mm ² Nodo: 22796

Análisis de sujeciones y cargas aplicadas: las sujeciones y cargas analizadas por el software expresa los resultados en las tablas a continuación.

Tabla 3.27 Análisis de sujeciones y resultantes

Nombre de sujeción	Imagen de sujeción	Detalles de sujeción		
Fijo-1		Entidades: 6 caras Tipo: Geometría fija		
Fuerzas resultantes				
Componentes	X	Y	Z	Resultante
Fuerza de reacción(N)	9.5367e-007	19.6119	2.14577e-006	19.6119
Momento de reacción(N-m)	0	0	0	0

Análisis de conectores: en las siguientes tablas, se puede observar el tipo y análisis de los 2 tipos de conectores (pernos) utilizados en el ensamble del prototipo.

Tabla 3.28 Detalles de conectores (pernos utilizados)

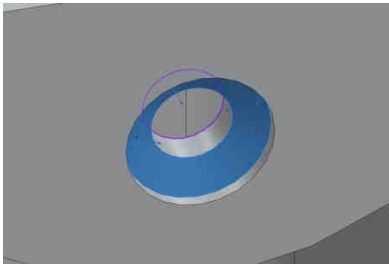
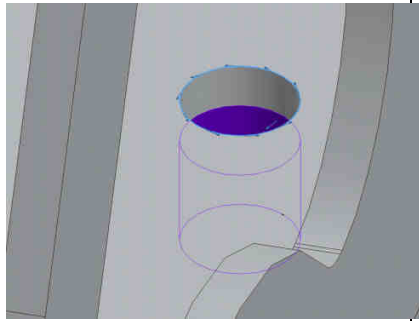
Referencia de modelo	Detalles del conector	
 Avellanado con tuerca-1	Entidades:	1 arista(s), 1 cara(s)
	Tipo:	Tornillo Avellanado con tuerca
	Diámetro de la cabeza:	4.5 mm
	Diámetro del vástago nominal:	3
	Precarga (Torsor):	0.92
	Módulo de Young:	2e+011
	Cociente de Poisson:	0.28
	Unidades de precarga:	N-m

Tabla 3.29 Detalles de conectores (pernos utilizados)

 <p>Tornillo refrentado-1</p>	Entidades:	1 arista(s), 1 cara(s)
	Tipo:	Tornillo refrentado
	Diámetro de la cabeza:	4.5 mm
	Diámetro del vástago nominal:	3
	Precarga (Torsor):	0.92
	Módulo de Young:	2.1e+011
	Cociente de Poisson:	0.28
	Unidades de precarga:	N-m

Desplazamiento Estático: En este tipo de análisis se expresa los resultados en las figuras 3.32, 3.33 y tabla 3.29, obteniendo un desplazamiento mínimo de 0.00 mm y 0.0060 mm como desplazamiento máximo.

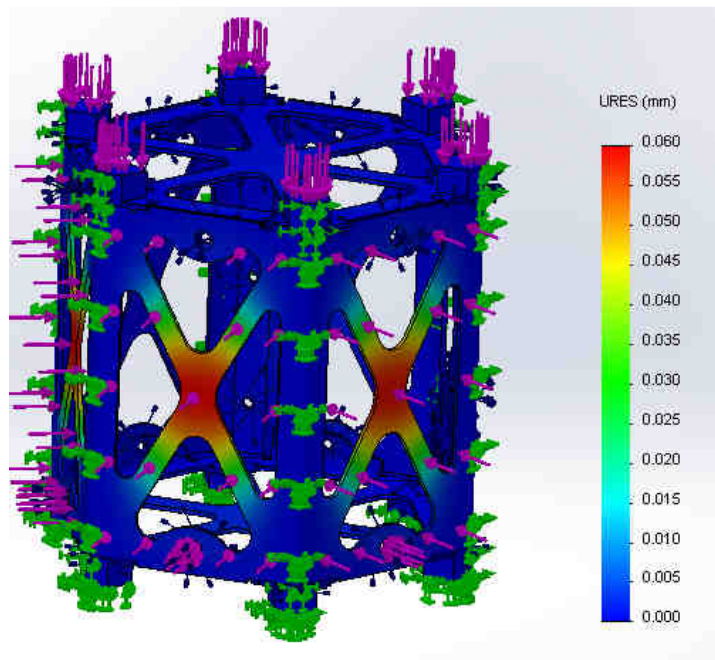


Figura 3.35: Desplazamientos estáticos resultantes

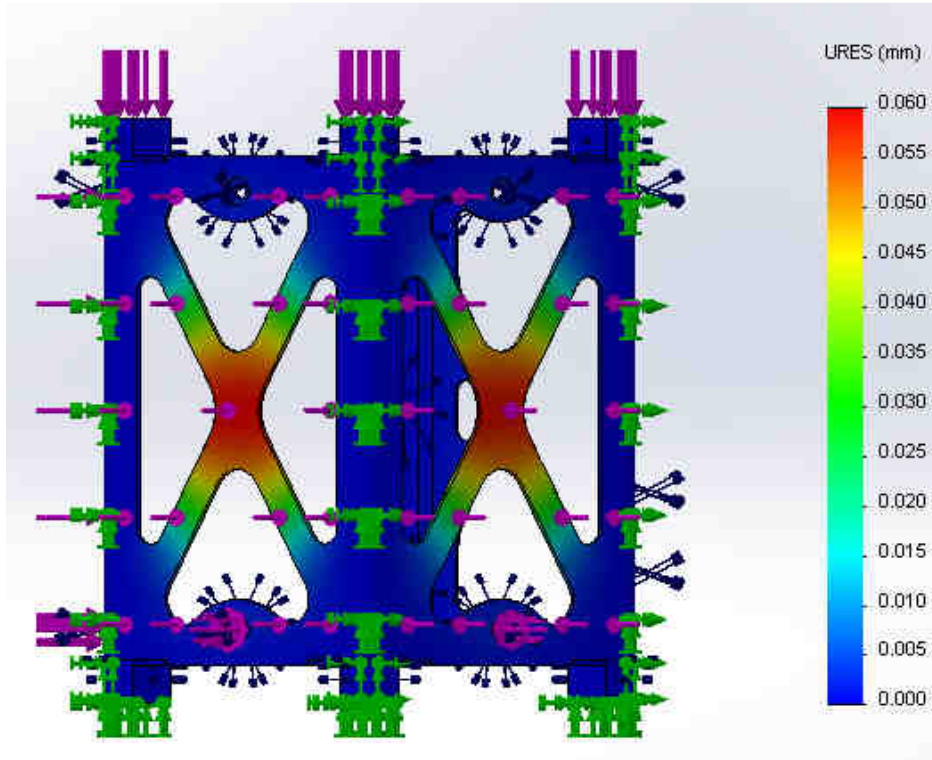


Figura 3. 36: Desplazamientos estáticos resultantes

Tabla 3.30 Desplazamiento resultante

Tipo	Desplazamiento Mín.	Desplazamiento Máx.
Desplazamiento Resultante	0 mm Nodo: 40	0.0600 mm Nodo: 10338

Factor de seguridad: Los resultados de factor de seguridad se expresan en la figura, obteniendo un factor mínimo de 15.23, garantizando un modelo estructural totalmente confiable para las cargas y consideraciones tomadas en cuenta.

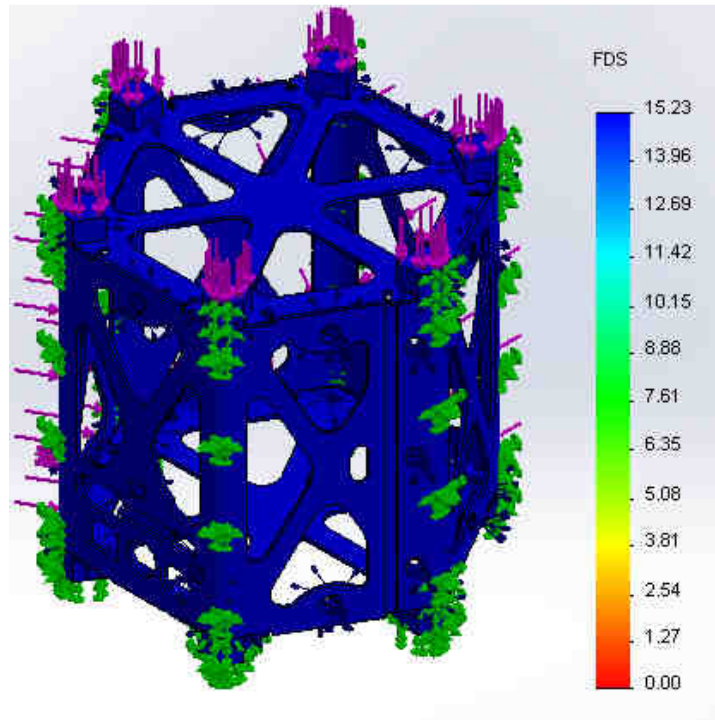


Figura 3.37: Factor de seguridad obtenido

Simulación por cargas de fatiga

A continuación se procede a realizar el análisis con parámetros vibracionales a los cuales estará expuesto el prototipo durante la fase de lanzamiento, siendo así:

- El número de ciclos que comprenderán entre 20 y 2000 Hz, tomando así la frecuencia más crítica (2000 Hz) hasta su vida útil y el porcentaje máximo de daño que se generará en dichas condiciones.
- El tipo de carga, definiendo este parámetro en función del tipo de cargas aplicadas, ya sean de compresión, tracción o de forma combinada, para el caso del presente estudio será con cargas únicamente de compresión realizando así un análisis puro o con base en cero, como se puede observar en la figura a continuación.

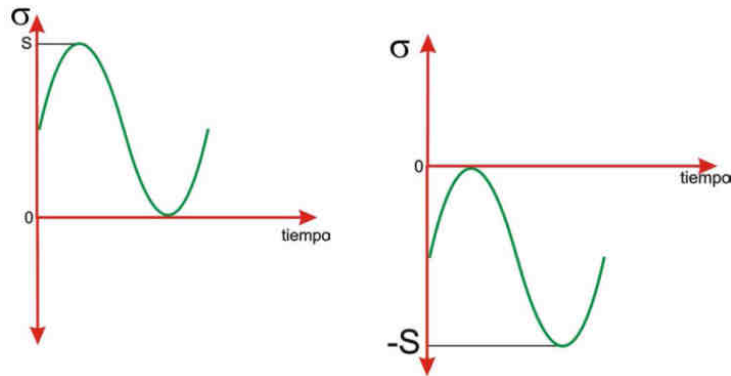


Figura 3.38: Cargas por fatiga bajo esfuerzos totalmente de tracción o compresión respectivamente

Fuente: García, L. (2009). Análisis de Fatiga en piezas mecánicas usando el método de elementos finitos. Piura: Universidad de Piura.

Para el estudio de fatiga en el software SOILIDWORKS 2012 se requiere el estudio previo de análisis estático, el primer paso es ubicarse en la pestaña simulación, asesor de estudio, nuevo estudio y se escoge la opción fatiga, el siguiente paso es añadir un suceso, ya que este ensayo es consecutivo al estático, una vez insertado el análisis estático se define la frecuencia y el tipo de carga: si se toma en cuenta una frecuencia de 2000 Hz durante 30 segundos, para ingresar este parámetro se realiza la relación si 2000 ciclos se recorren en 1 segundo, en 30 segundos se recorrerán 60000 ciclos. Como se detalla en las siguientes figuras.

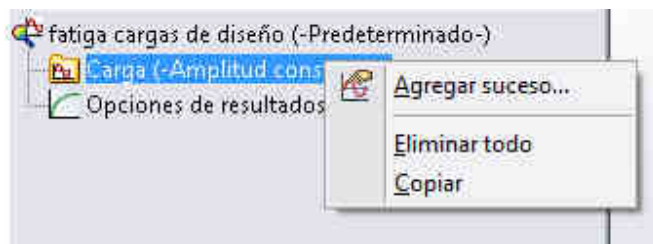


Figura 3.39: Opción para agregar suceso de compresión SOLIDWORKS 2012

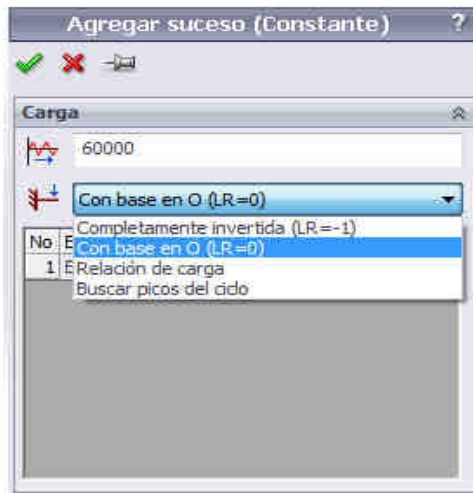


Figura 3.40: Ingreso de parámetros para simulación por fatiga SOLIDWORKS 2012

Después de ingresar los parámetros respectivos se ejecuta la simulación arrojando los siguientes resultados:

- Se obtiene un 6% de daño mínimo cuando se llega a cumplir los 76257,27 ciclos, en tanto que a los 60000 ciclos, siendo la carga de fatiga máxima para diseño no presenta daño alguno.

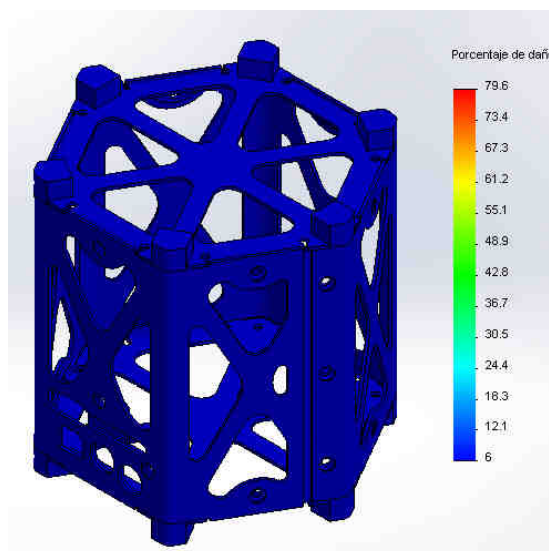


Figura 3.41: Análisis de daño, simulación fatiga SOLIDWORKS 2012

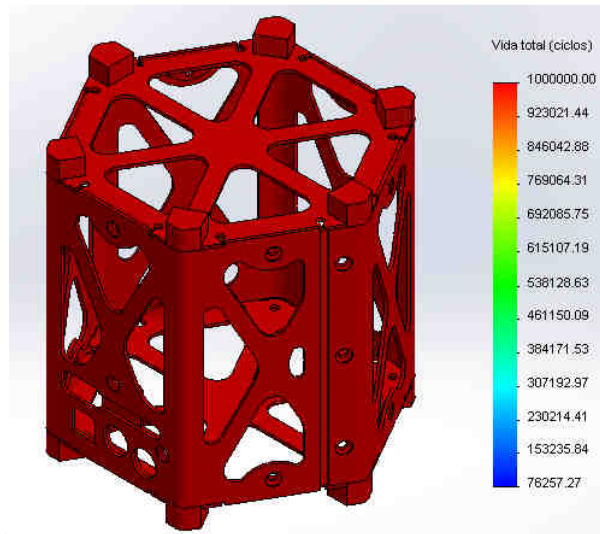


Figura 3.42: Análisis de vida útil estimada, simulación fatiga SOLIDWORKS 2012.

Simulación por cargas térmicas

En el análisis del prototipo Hexasat sometido a cargas térmicas, se toma en cuenta las especificaciones de la norma CubeSat Design Specification, Revisión 12, considerando dos clases de temperaturas extremas, -80°C y 120°C como baja y alta respectivamente, para la simulación es necesario insertar las cargas térmicas en el proceso de simulación estático junto con las cargas de diseño (figura 3.40), a continuación se ingresa la temperatura de carga, se escoge la opción “Todas las caras expuestas” para que la carga térmica afecte a todo el sólido sin excepción de componentes.

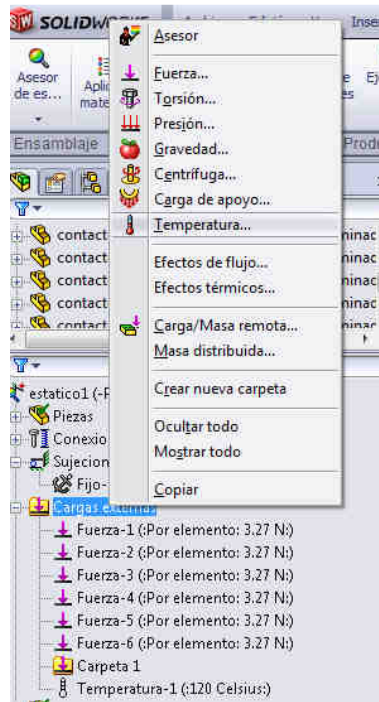


Figura 3.43: Ingreso de cargas térmicas SOLIDWORKS 2012

Una vez ejecutado todo el análisis térmico se obtiene los siguientes resultados para la temperatura aplicada de -80°C .

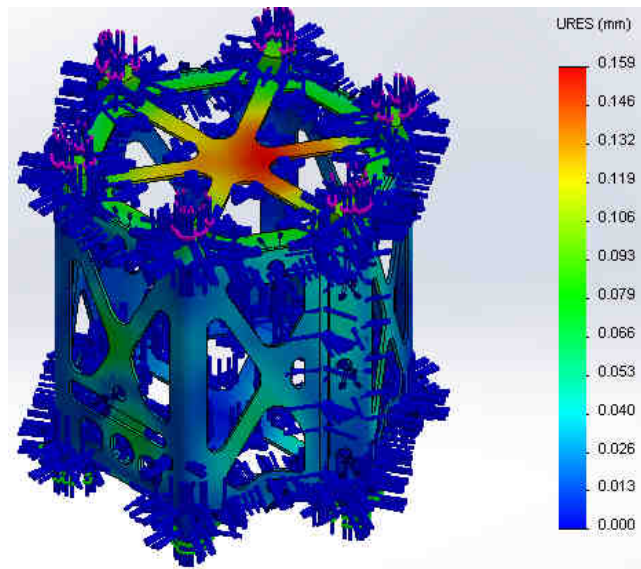


Figura 3.44: Desplazamientos estáticos resultantes (Temperatura -80°C)

Tabla 3.31 Desplazamiento resultante (Temperatura -80 °C)

Tipo	Desplazamiento Mín.	Desplazamiento Máx.
Desplazamiento Resultante	0 mm Nodo: 40	0.148 mm Nodo: 40982

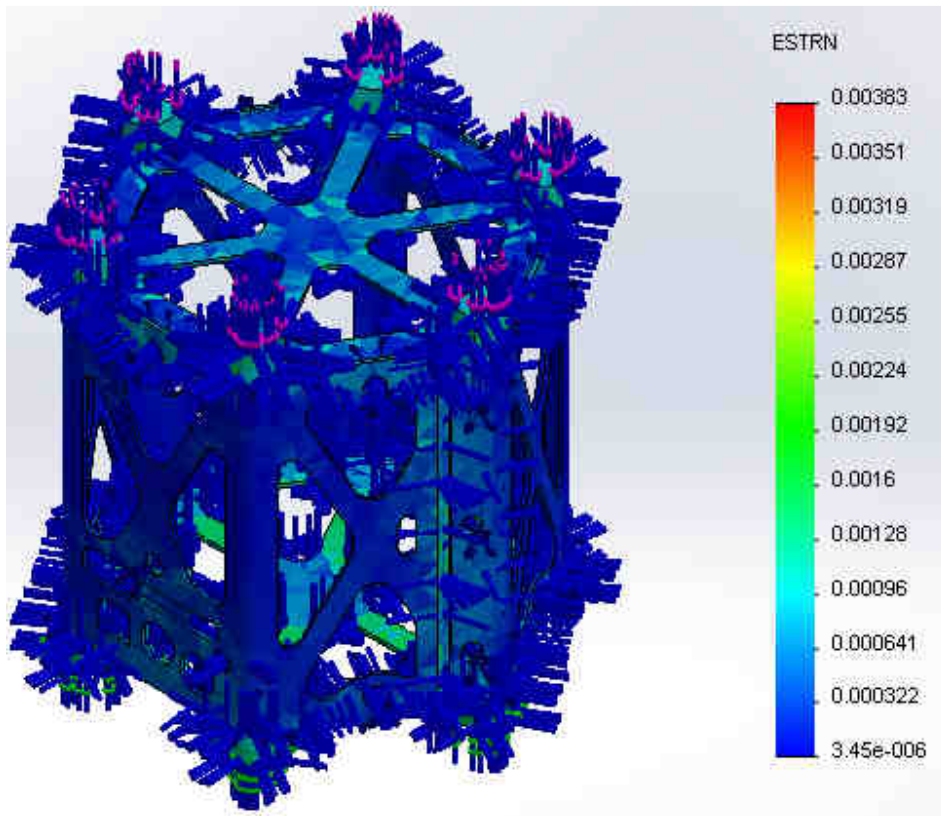


Figura 3.45: Deformaciones unitarias (Temperatura -80 °C)

Tabla 3.32 Deformaciones unitarias (Temperatura -80 °C)

Tipo	Mín.	Máx.
Deformaciones Unitarias	4.57e-006 Nodo: 33601	0.00383 Nodo: 7992

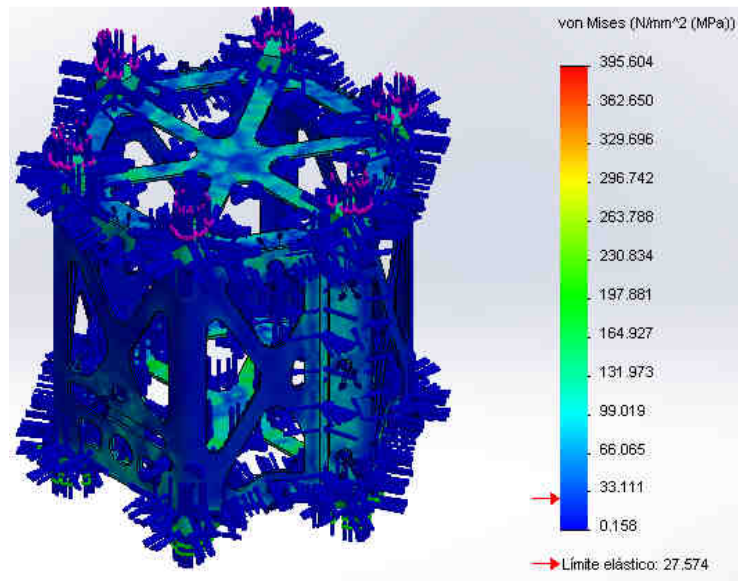


Figura 3. 46: Tensiones Von Mises (Temperatura -80 °C)

Tabla 3.33 Tensiones Von Mises (Temperatura -80 °C)

Tipo	Mín.	Máx.
Tensiones (Von Mises)	0.215 N/mm ² Nodo: 33601	394.650 N/mm ² Nodo: 7992

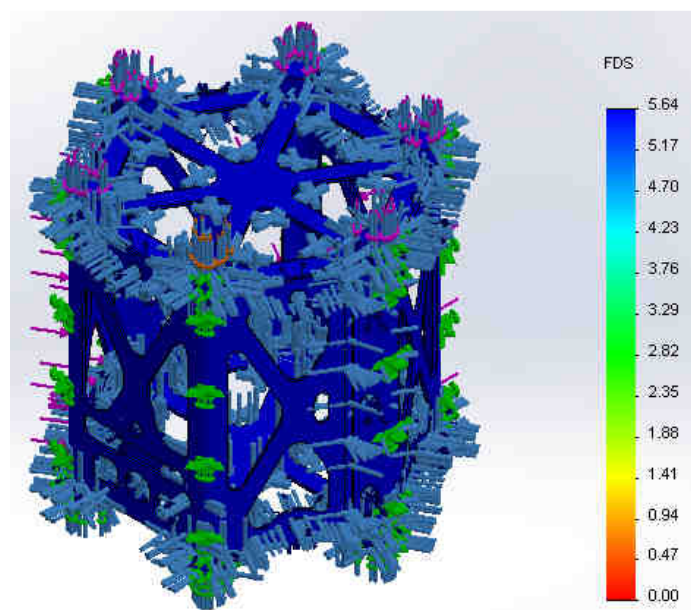


Figura 3. 47: Factor de Seguridad (Temperatura -80 °C)

Tabla 3. 34 Factor de Seguridad (Temperatura -80 °C)

Tipo	Mín.
Factor de seguridad	5.64

Simulación por cargas térmicas (alta temperatura)

A continuación los resultados del análisis con una carga térmica de 120 °C, ya que los gráficos de simulación son similares a los de temperatura -80 °C se decidió resumir los resultados en la siguiente tabla.

Tabla 3.35 Resultados cargas térmicas (Temperatura 120 °C)

Tipo	Mín.	Máx.
Desplazamiento Resultante	0 mm Nodo: 40	0.134 mm Nodo: 40988
Deformación Unitaria equivalente	1.75e-006 Nodo: 33601	0.00464 Nodo: 7992
Tensiones Von Mises	0.190 N/mm ² Nodo: 33601	442.613 N/mm ² Nodo: 7992
Factor de seguridad	6.15	

Para bajas temperaturas (-80 °C) se presentó un factor de seguridad en todo el prototipo de 5.64, para temperaturas altas (120 °C) se presentó un factor de 6.15 igualmente en todo el prototipo, observando con estos valores que la estructura se encuentra sobredimensionada, es decir se garantiza a temperaturas extremas que no existirá falla alguna y queda garantizada una protección total a todos los componentes internos como los sistemas y subsistemas eléctricos-electrónicos.

CAPÍTULO 4

CONSTRUCCIÓN Y ENSAMBLAJE

4.1 DISEÑO DEL PROCESO CONSTRUCTIVO

En el proceso de construcción, la mayor dificultad se presentó en la selección del proceso de corte del aluminio para la intrincada forma de los vaciados.

En un análisis de alternativas entre varios procesos posibles como por ejemplo el fresado, el cual tiene como desventaja el largo tiempo de maquinado, su alto costo y el alto nivel de pericia requerido del operario para alcanzar la forma deseada; el punzonado, tiene alto costo de la fabricación de las herramientas de corte en relación al limitado número de piezas a ser producidas; corte CNC con plasma, posee baja precisión de proceso y pobre calidad superficial resultante; se escogió el corte CNC mediante hilo de tungsteno debido a su precisión y excelente acabado que proporciona y primordialmente a la disponibilidad de equipo en la ciudad de Quito.

4.1.1 PARÁMETROS Y VARIABLES ASUMIDAS PARA EL PRESENTE PROYECTO

En el desarrollo de la construcción se consideró algunos parámetros y variables, con el propósito de la continuación del proyecto y avances futuros, para lograr la misión trazada por el Centro de Investigación de la Escuela Politécnica del Ejército, la cual es enviar al espacio un picosatélite propio, es decir de autoría ecuatoriana; Y además debido a que varios sistemas y subsistemas del picosatélite no se encuentran aún desarrollados o están en progreso de desarrollo, las características ideales quedan definidas de la siguiente forma:

- El satélite tiene una órbita circular, cualquier variación de esta forma circular será inferior al 2% del radio de órbita formado entre el centro de la Tierra y

el satélite, con lo que dichas variaciones se consideran despreciables. Para cualquier cálculo relacionado con la órbita del satélite, a la órbita circular se le considerará un caso especial de órbita elíptica, en la cual el apogeo es igual al perigeo.

- El satélite tiene excentricidad despreciable, considerándose despreciable a una variación menor o igual al 2% del radio formado entre el centro de la Tierra y el satélite. De esta manera, se considera que el centro de la órbita circular del satélite coincide con el centro de la Tierra, con la correspondiente tolerancia del 2%.
- Se considera que el satélite tiene una órbita ecuatorial, y un ángulo de inclinación máximo de 2° que resulta despreciable.
- El satélite operará en una órbita LEO que puede variar entre 300 km y 800 km de altura sobre la superficie terrestre. Para cualquier cálculo se indicará la altura asumida sobre la superficie de la Tierra. En caso de no indicarse esta altura, los cálculos se realizarán con una altura de 500 km sobre la superficie terrestre.
- Se consideran despreciables en órbita las cargas producidas por la gravedad de la Luna, la gravedad del Sol, y presión de la radiación solar.
- El picosatélite utilizado será el modelo Hexasat, desarrollado el sistema estructural y sistema de alimentación de energía solar en este proyecto, cuyo demás sistemas serán provistos por el Centro de Investigación Espacial de la E.S.P.E.
- Se asumen dimensiones del satélite en órbita como un volumen hexagonal de 10 cm de arista, masa nominal de 1 kg, cuyos parámetros definidos basándonos en la norma CubeSat Design Specifications, Revisión 12.
- Se considera que el picosatélite Hexasat ideal del presente proyecto está construido con Aluminio 1050, en chapa de espesor de 1.2 mm, construido mediante proceso de estampado. Cualquier variación de esta característica será indicada cuando amerite, sobre todo en lo referente a simulaciones computacionales de desempeño.

- La liberación del satélite en el espacio, en el punto de propulsión, se realizará mediante un sistema similar a P-POD (Sistema de despliegue en órbita de varios picosatélites) provisto por la Cal Poly, ya que se desarrollará un sistema adecuado para el Hexasat el cual realice la función de despliegue en órbita del picosatélite.
- El sistema de suministro de energía utilizará baterías de litio polímero (baterías LiPo), las cuales fueron seleccionadas en el proceso de diseño de este proyecto.
- El picosatélite no poseerá con ningún sistema de propulsión, de estabilización ni de corrección de órbita propio. Solo contará con los que puedan ser provistos por el vehículo de lanzamiento o por el sistema P-POD al momento de la propulsión, cuando dejarán de ejercer un efecto directo sobre el cuerpo del satélite.

4.1.2 CORTE, PERFORACIÓN Y PLEGADO

El proceso de fabricación empezó con el corte de la plancha de aluminio de 1.2 mm de espesor, 1.22 m de ancho y 2.44 m de largo en 15 pedazos rectangulares, para que este material base sea manejable y apropiado para el siguiente proceso, las dimensiones son 5 pedazos de 380 mm x 110 mm, 5 pedazos de 125 mm x 125 mm y 5 pedazos de 140 mm x 125 mm, que corresponden a los 3 componentes de cada prototipo, es decir para el cuerpo, la tapa superior y la tapa inferior, y son 5 unidades de cada uno debido a que se fabrica 5 prototipos. Este proceso se lo realizó en una cizalla eléctrica automática de precisión.

Contando con los 5 pedazos de cada componente del picosatélite se prosigue con el conformado de las formas geométricas de cada uno de ellos mediante el corte de hilo por electroerosión, el cual se lo realiza en una máquina de corte con sistema CNC (computarizado de control numérico), en la cual se coloca los 5 pedazos de cada componente a la vez, ya que el hilo es capaz de atravesar los 5 pedazos y así cortándolos al mismo tiempo siguiendo la trayectoria de corte del

plano digital ingresado en el sistema. Este proceso se lo realiza 3 veces uno por cada componente.

Las perforaciones se las hace con taladro de pedestal sin necesidad de cambiar tamaños progresivos de broca. Los avellanados para los tornillos de cabeza cónica se los realiza con taladro de pedestal y una herramienta avellanadora. Teniendo todas las perforaciones en los componentes de aluminio, se procede a realizar los pliegues, el cual se lo realiza en una dobladora manual tanto para el cuerpo estructural como para la tapa inferior y tapa superior.

El corte del material para la elaboración de los contactos (barra de aluminio) se lo realiza mediante una sierra manual, ya que no es necesario optar por un método automático de corte.

El proceso de fabricación para dar la forma y dimensiones requeridas a los contactos se lo realiza en una fresadora, en el cual se debe tomar un control de medidas. El roscado de los orificios se lo realiza con una herramienta de machuelado manual es decir machos para roscar la parte hembra de los contactos de 3 mm de diámetro con rosca fina.

Las revisiones de medidas se lo realiza con un calibrador o pie de rey con una tolerancia de 0.01 mm.

4.1.3 MÁQUINA DE CORTE CNC

El corte de hilo por electroerosión conocido también como mecanizado por descarga eléctrica, cuyo proceso consiste en la generación de un arco eléctrico entre una pieza y un electrodo en un medio dieléctrico para arrancar partículas de la pieza hasta conseguir reproducir en ella las formas del electrodo. Ambos, pieza y electrodo, deben ser conductores, para que pueda establecerse el arco eléctrico que provoque el arranque de material. La máquina de corte de hilo por electroerosión nos permite realizar cortes de metales de hasta 300 mm de espesor

con gran precisión y sin alterar su microestructura y puede cortar cualquier tipo de metal.

4.2 DIAGRAMA DE PROCESOS

En el proceso de fabricación del picosatélite Hexasat se destacan 4 componentes principales de la estructura:

- Cuerpo
- Tapa superior
- Tapa inferior
- Contactos

El diagrama de procesos detalla los pasos y el tiempo de cada proceso que tomó la fabricación de cada componente. Además brinda una orientación del orden que se debe seguir para llegar al producto final que es el prototipo estructural Hexasat.

A pesar que el diagrama brinda una información precisa sobre el tiempo que toma cada paso de la fabricación de cada componente, no toma en cuenta el tiempo correspondiente a imprevistos y el tiempo de preparación y adiestramiento en procedimientos de fabricación especiales que requiere este tipo de manufactura.

Por ejemplo, para poder realizar los pliegues en las pestañas de las tapas de la estructura, se analizó y se probó con otras chapas metálicas de las mismas dimensiones en la máquina dobladora manual para poder doblar ese tipo de láminas de dimensiones tan reducidas sin que se cometa errores. Es decir, los tiempos especificados en el diagrama de proceso es el tiempo que toma fabricar los elementos con procesos y operadores diestros en las técnicas de construcción.

4.3 RECURSOS DE FABRICACIÓN

4.3.1 MATERIALES

Materia prima utilizada para la construcción de los 5 prototipos del picosatélite Hexasat:

- Una plancha de aluminio 1050 de espesor 1.2 mm, 1.22 m de ancho y 2.44 m de largo; destinada para el cuerpo, tapa superior y tapa inferior.
- Una barra de aluminio de 5/8" diametral, y 1 m de largo; destinada para los contactos.
- 75 pernos avellanados de acero inoxidable M3 x 0.5 y 15 mm de longitud; destinados para las uniones entre el cuerpo y las tapas.
- 60 pernos de acero inoxidable M3 x 0.5 y 10 mm de longitud; destinados para las uniones entre el cuerpo y los contactos.
- 75 arandelas M3 para los pernos de cabeza cónica.
- 75 tuercas M3 x 0.5 para los pernos de cabeza cónica.

4.3.2 MANO DE OBRA

En la construcción de los prototipos no fue necesario contratar mano de obra externa, debido a que los realizadores contamos con los conocimientos y experiencia para realizar completamente el presente proyecto.

4.3.3 EQUIPOS Y HERRAMIENTAS NECESARIAS

En el proceso de fabricación de los prototipos se utilizó varios equipos y herramientas, que se describen a continuación:

- Cizalla Eléctrica utilizada para cortar plancha de aluminio con las especificaciones mencionadas anteriormente. La descripción de la máquina de la empresa IMACAC es la siguiente:

MARCA: Swing Beam.

MODELO: QC12Y 8X3200 Shear Machine

PROCEDENCIA: Jiangsu-China

NÚMERO DE SERIE: 9130

VOLTAJE: 220 V/380V

AÑO DE FABRICACIÓN: 2010

PROPIETARIO: Aida Inés Galvez Baroja

DIRECCIÓN: Pasaje Colón E11-47 y de las Toronjas

TELÉFONO: 3260-729



Figura 4.1: Cizalla eléctrica de precisión empleada para los cortes del material



Figura 4.2: Operación de maquinaria



Figura 4.3: Operación de maquinaria



Figura 4.4: Corte final de todo el material, para construcción de prototipos

- Máquina de corte de hilo por electroerosión CNC utilizada para el corte de las intrincadas formas de los vaciados que tiene el cuerpo y las paredes.

La descripción de la máquina de la empresa ALMETAL es la siguiente:

MARCA: EDM Machinery

MODELO: DK77

PROCEDENCIA: China

NÚMERO DE SERIE: 88x878

VOLTAJE: 220 V

AÑO DE FABRICACIÓN: 2008

PROPIETARIO: Sr. Ángel Lincango. ALMETAL

DIRECCIÓN: Calle Las Toronjas, entre Av. El Inca y las Palmeras. Sector El Inca, Quito – Ecuador.

TELÉFONO: 0232638945 – 095915614



Figura 4.5: Máquina de corte de hilo por electroerosión CNC



Figura 4. 6: Panel de control para ingreso de datos y operación para corte de aluminio con hilo por electroerosión CNC



Figura 4.7: Corte de pedazos de aluminio con hilo por electroerosión CNC

- Avellanador utilizado para la realización de los avellanados para los tornillos de cabeza cónica.
- Dobladora manual utilizada para realizar los pliegues necesarios a todos los componentes.
- Sierra manual utilizada para el corte de la barra de acero destinada para los contactos.
- Fresadora utilizada para dar la forma y dimensiones requeridas a los contactos. La descripción de la máquina de la empresa ALMETAL es la siguiente:

MARCA: Milling/Drilling machine WEIDA

MODELO: XZX6350Z

PROCEDENCIA: China

NÚMERO DE SERIE: 03081N

VOLTAJE: 220 V

AÑO DE FABRICACIÓN: 2009



Figura 4.8: Máquina fresadora y perforadora de precisión

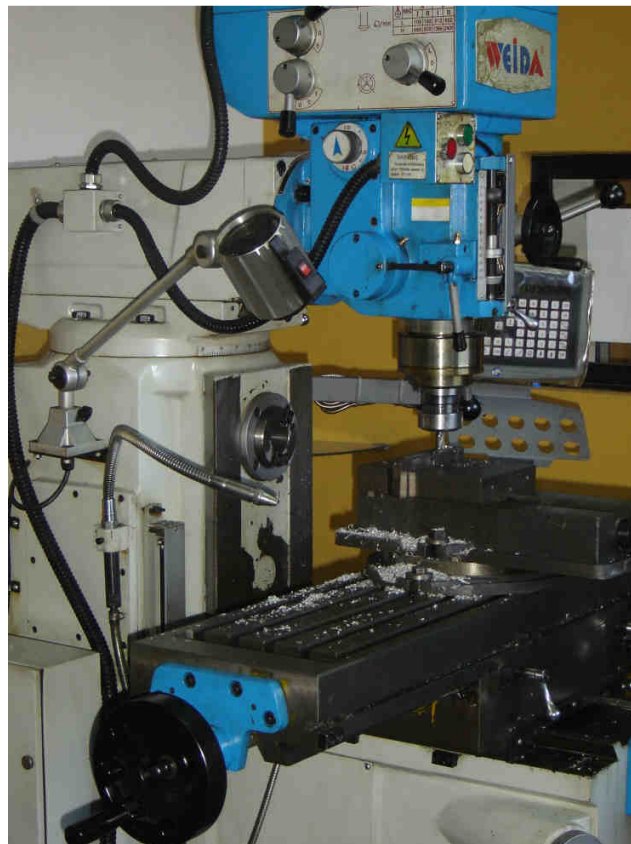


Figura 4.9: Operación de máquina fresadora y perforadora de precisión



Figura 4. 10: Operación final del material para construcción de contactos

- Machos y terrajas utilizados para roscar la parte hembra de los contactos de 3 mm de diámetro con rosca fina.
- Calibrador o pie de rey con una tolerancia de 0.01 mm utilizado para la verificación de medidas.
- Balanza, punzón de grabado, destornillador

4.4 FABRICACIÓN DE COMPONENTES

La fabricación de los componentes se basó mediante los planos de los diferentes componentes que conforman el picosatélite. Estos planos fueron fundamentados por la norma CubeSat Design Specifications, Revisión 12 como también se tomó en cuenta las consideraciones y especificaciones mencionadas en el capítulo 2; los cuales nos indican todas las especificaciones con detalle y exactitud de todos los componentes, así como también constan los planos del conjunto completo y planos de montaje.

4.5 MONTAJE

4.5.1 COMPONENTES

El picosatélite Hexasat está conformado de 4 componentes principales los cuales son la tapa superior, la tapa inferior, el cuerpo de la estructura o estructura principal y los contactos. También está conformada por componentes de ajuste entre ellos se puede mencionar a los tornillos de cabeza redonda, tornillos avellanados y tuercas de ajuste.

4.5.1.1 Pesos y marcas

Se procedió marcar a las cinco estructuras de los picosatélites construidos con el propósito de su identificación mediante letras y números de golpe; lo cual nos conlleva a una fácil distinción de estos en el periodo de la realización de pruebas y mediciones.

A las cinco estructuras de los picosatélites se los identificó con los códigos: H1, H2, H3, H4 y H5. La figura 4.11 muestra un ejemplo de todos los prototipos.



Figura 4.11: Prototipos tipo Hexasat

El peso de cada estructura del picosatélite debe cumplir con ciertas consideraciones de diseño, las cuales son mencionadas en el capítulo 2, en el punto de “Estructuras satelitales” en el cuales nos indica que el sistema estructural debe constituir de un 7% a un 15% del peso total del satélite. La tabla siguiente muestra los pesos para cada uno de las estructuras construidas.

Tabla 4.1 Peso de los prototipos tipos hexasat

Nombre	Peso (gramos)
Hexasat 1	161,8
Hexasat 2	162,0
Hexasat 3	161,7
Hexasat 4	161,7
Hexasat 5	161,5
Peso promedio (gramos)	161,74

Como se puede observar, el peso de las estructuras es similar, y no varían significativamente. Además estos parámetros obtenidos están dentro del requerimiento de las especificaciones de un picosatélite que no debe tener una masa total mayor a 1 Kg. La masa proporcional del sistema estructural es de un 13.3% de la masa total del satélite por lo que cumple con las consideraciones de diseño.

4.5.2 ELEMENTOS DE AJUSTE

En el proceso de ensamblaje la primera acción a realizar consiste en atornillar los contactos tanto en la tapa superior como en la tapa inferior de cada prototipo. En este proceso se utilizó 12 tornillos de cabeza redonda de 3 mm de diámetro de rosca fina y de 7 mm de longitud.

Al tener ya todos los contactos ensamblados en las tapas, se procede a atornillar las tapas al cuerpo de la estructura principal, para lo cual se utilizaron 16 tornillos avellanados, es decir con cabeza cónica de 3 mm de diámetro y 7 mm de longitud. Para el ajuste de todas estas uniones se usó tuercas de 3 mm de rosca fina sin arandelas.

CAPÍTULO 5

ENSAYOS CON CARGAS CONTÍNUAS

5.1 ENSAYOS DE TRACCIÓN

Este ensayo, es uno de los más importantes para determinar las propiedades mecánicas de los materiales, en nuestro caso del aluminio comercial A1050. Dicho ensayo consiste en someter una probeta de dimensiones normalizadas (estándar) a un esfuerzo de tracción continuo, considerando una probeta de longitud L_0 y una sección A_0 sometida a una fuerza F de tracción perpendicular a la sección de la probeta.

Se define esfuerzo de fluencia o esfuerzo último σ , como la fuerza F aplicada a la probeta por unidad de sección transversal A_0 (ecuación 5.1).

La deformación unitaria ε se define como el cociente entre la variación de longitud o alargamiento experimentado y la longitud inicial (ecuación 5.2).

Porcentaje de alargamiento o deformación (ecuación 5.3)⁴³

$$\sigma = \frac{F}{A_0} \quad \text{Ecuación 5.1}$$

$$\varepsilon = \frac{l-l_0}{l_0} = \frac{\Delta l}{l_0} \quad \text{Ecuación 5.2}$$

$$\varepsilon\% = \frac{\Delta l}{l_0} * 100 \quad \text{Ecuación 5.3}$$

⁴³ Villalba Hervas Tecnología. (2010). *Ensayos de tracción*. Obtenido de <http://iesvillalbahervastecnologia.files.wordpress.com/2009/09/ensayos.pdf>

5.1.1 ELABORACIÓN DE PROBETAS

Para cumplir con el procedimiento y desarrollo del ensayo a tracción que se debe someter al material de construcción de los prototipos del picosatélite Hexasat, se fabricaron tres probetas para placas de Aluminio A1050, tres probetas para barras de Aluminio dúctil y así obtener sus propiedades mecánicas, dichas probetas fueron fabricadas de acuerdo a la norma ASTM B557M – 02a Standard Test Methods of Tension Testing Wrought and Cast Aluminum- and Magnesium-Alloy Products, las dimensiones se especifican en las figuras a continuación.

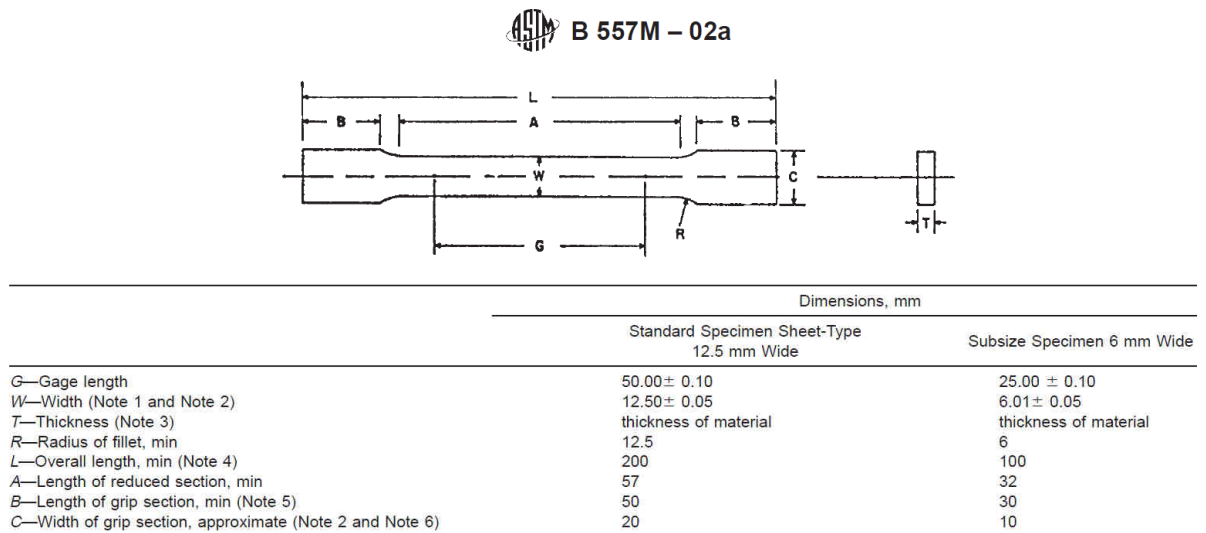
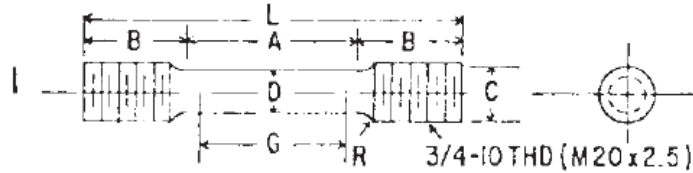


Figura 5. 1: Probeta estándar para placas de Aluminio

Fuente: American Society of Materials. (1990). Properties and selection: Non Ferrous alloys and special purpose materials. 19. Estados Unidos.

 **B 557M – 02a**



	Specimen 1
<i>G</i> —Gage length	62.50 ± 0.10
<i>D</i> —Diameter (Note 1)	12.50 ± 0.25
<i>R</i> —Radius of fillet, min	9
<i>A</i> —Length of reduced section	75, min
<i>L</i> —Overall length, approximate	145
<i>B</i> —Length of end section (Note 2)	35, approximately
<i>C</i> —Diameter of end section	20
<i>E</i> —Length of shoulder and fillet section, approximate	
<i>F</i> —Diameter of shoulder	

Figura 5.2: Probeta estándar para barras de Aluminio, espécimen 1

Fuente: American Society of Materials. (1990). Properties and selection: Non Ferrous alloys and special purpose materials. 19. Estados Unidos.

Para obtener la máxima precisión posible en los resultados posteriores al ensayo, las probetas fueron elaboradas y maquinadas de la misma manera que los prototipos Hexasat, es decir mediante corte de hilo por electroerosión CNC.

La norma también recomienda que la sección central de la probeta debe tener una disminución pequeña en sus dimensiones para asegurar la rotura en esa sección cuando culmine el ensayo.⁴⁴

Las siguientes figuras muestra las probetas fabricadas listas para los ensayos de tracción.

⁴⁴ American Society of Materials. (1990). Properties and selection: Non Ferrous alloys and special purpose materials. 19. Estados Unidos.



Figura 5.3: Probetas de aluminio 1050 para placas



Figura 5.4: Probetas de aluminio dúctil para barras

5.1.2 PROCEDIMIENTO

El equipo utilizado para realizar los ensayos de tracción fue la máquina de ensayos universales cuyas especificaciones detallan a continuación:⁴⁵

EQUIPO: Máquina de Ensayos Universales

CÓDIGO: MM-29

MARCA: Amsler

MANUAL: MMM-29

MODELO: FM-1033

VOLTAJE: 220 [V]

REFRIGERANTE: N/A

FASES: 3

TIPO DE MOTOR: P - 8

CICLOS: 60 [Hz]

POTENCIA DEL MOTOR: 2 [HP]

PESO: 500 [Kg]

VELOCIDAD DEL MOTOR: 1700 [rpm]

CAPACIDAD MÁXIMA: COMPRESIÓN: 200 [t], TRACCIÓN: 10 [t]

COMBUSTIBLE: N/A

Se toma las dimensiones en el área central de las 3 probetas, tanto el ancho y el espesor como primer paso, cuyos datos se describen en las tablas a continuación.

Tabla 5.1 Dimensiones del área central de las probetas para placas

No	Espesor (mm)	Ancho (mm)	Área (mm ²)
Probeta 1	1,174	12,47	14,63
Probeta 2	1,174	12,24	14,36
Probeta 3	1,173	12,27	14,39

⁴⁵ Escuela Politécnica del Ejército , Laboratorio de mecánica de materiales, Sangolquí - Ecuador

Tabla 5.2 Dimensiones del área central de las probetas para barras

No	Diámetro (mm)	Área (mm ²)
Probeta 1	12.52	123.11
Probeta 2	12.56	123.90
Probeta 3	12.51	122.91

Se procedió a la preparación de las probetas, es decir realizar la marcación en la parte central de las probetas con una medida de 50 mm en dirección longitudinal, como se muestra en la figuras.



Figura 5.5: Preparación de probetas



Figura 5.6: Marcación de probetas

A la máquina de ensayos universales se le debe realizar un control del nivel de aceite, y un calentamiento de 20 minutos previo al ensayo como normas de funcionamiento.

Para este ensayo se coloca la escala de 1000 Kg como carga máxima para las probetas de placa y 10000 kg de carga máxima para las probetas de barra, como paso consecuente se encera el equipo. Se procede a instalar las probetas una a la vez en la máquina de ensayos universales sujetando los dos extremos por los cabezales inferior y superior como se muestra en la figuras.



Figura 5.7: Ensayo de tracción en probetas para placas de aluminio



Figura 5.8: Ensayo de tracción en probetas para barras de aluminio

La carga es aplicada paulatinamente hasta que la probeta sufra rotura, este proceso tiene como duración 10 segundos aproximadamente para las probetas planas y 15 segundos aproximadamente para las cilíndricas.

La máquina de ensayos universales representa los resultados de carga y desplazamiento graficando la curva en papel milimetrado.



Figura 5.9: Máquina de ensayos universales graficando curva

Se muestra en la figura la medición de la elongación de la probeta número 2 después del ensayo, cuyo procedimiento fue realizado en todas las probetas.



Figura 5.10: Probeta plana después de rotura



Figura 5.11: Probetas cilíndricas después de rotura

5.1.3 RESULTADOS

Los resultados obtenidos en los ensayos representados por la máquina de ensayos universales, están descritos en las curvas Carga vs. Desplazamientos se muestra en las figuras siguientes.

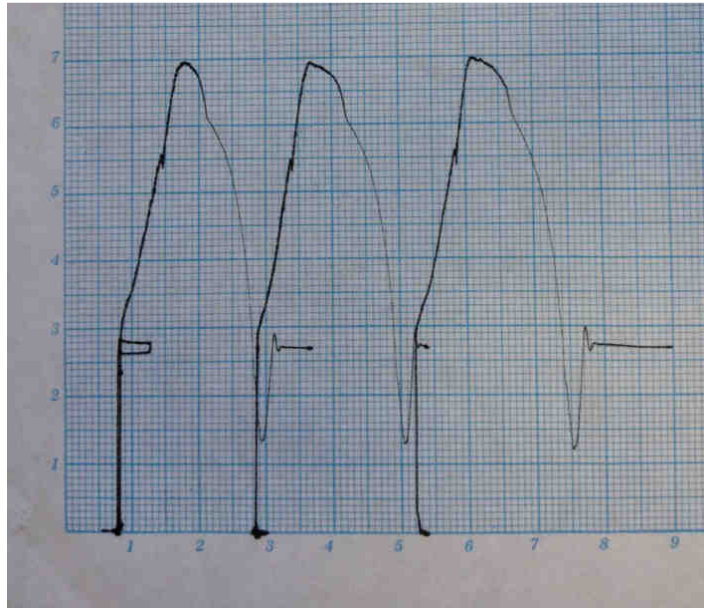


Figura 5. 12: Curvas resultantes de ensayo de tracción en probetas planas

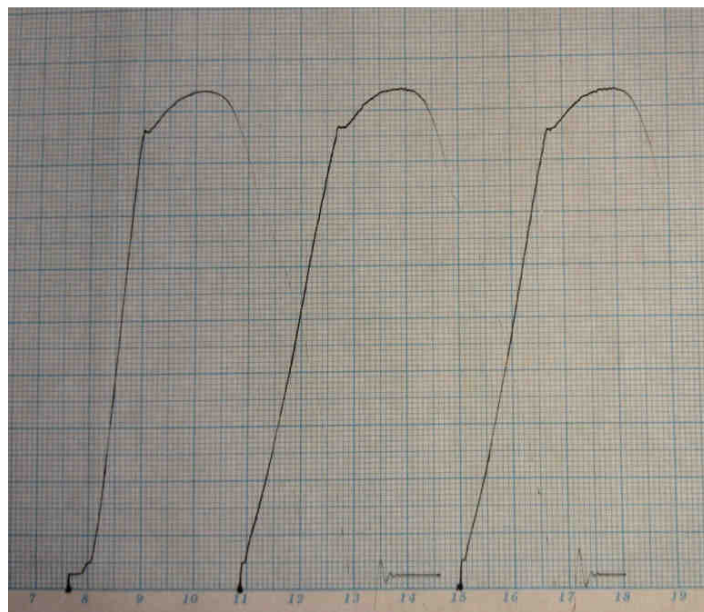


Figura 5. 13: Curvas resultantes de ensayo de tracción en probetas cilíndricas

La carga aplicada a las probetas está representada en kilogramos y descrita en el eje Y, que se tiene como referencia de escala 1mm correspondiente a 5 Kg de carga en probetas para placas, en tanto que en probetas para barras 1mm

corresponde a 50 kg de carga. La deformación que sufren las probetas al aplicarse la carga es representada en la figura.

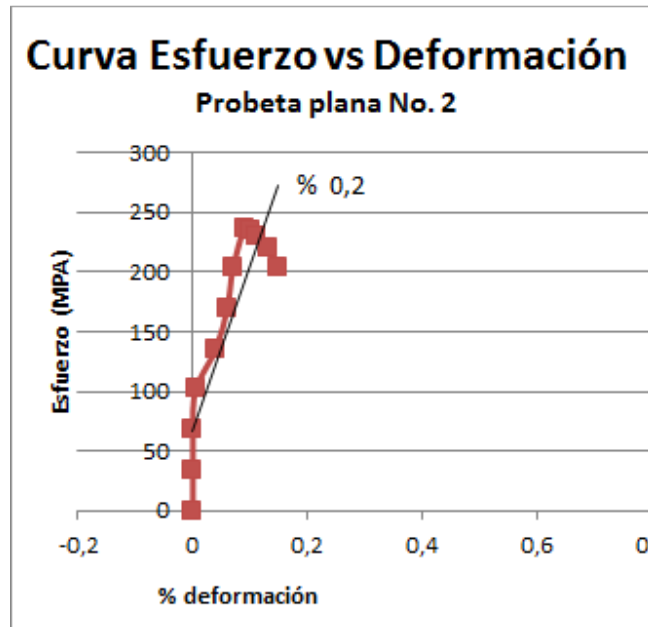


Figura 5.14: Curva Esfuerzo vs. % deformación del ensayo de tracción probetas planas

En base a la norma ASTM B577M-02a con el criterio de esfuerzo de fluencia desplazado que se especifica para materiales que no presentan un punto de fluencia bien definido como lo es el aluminio en la gráfica σ vs. D .⁴⁶ se perfila una línea paralela desplazada 0.2% en el eje X a línea de proporcionalidad elástica del porcentaje de deformación.

Las medidas de elongación es decir las medidas entre marcas obtenidas de las probetas planas luego de la ruptura son 53.23 mm de la probeta dos, y 55.15 mm de la probeta tres, en este procedimiento no se pudo obtener resultado de la probeta uno ya que la ruptura se dio fuera de marcas. Los resultados para las probetas cilíndricas luego de la ruptura son 57.71 mm de la probeta uno, 57,66 mm de la probeta dos, y 57,61 mm de la probeta tres.

Con la información mencionada se obtuvieron los siguientes resultados para el cálculo de las propiedades mecánicas del material:

American Society of Materials. (1990). Properties and selection: Non Ferrous alloys and special purpose materials. 19. Estados Unidos.

Tabla 5.3 Resultados obtenidos de esfuerzo de fluencia, esfuerzo último y porcentaje de elongación de probetas planas

No. P	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Área (mm ²)	Lo (mm)	Lf (mm)	Ffl (N)	Ffl (Mpa)	Fut (N)	Fut (Mpa)	ε%
1	12,47	1,18	14,72	50	--	1422,45	96,64	2087,40	141,81	--
2	12,24	1,18	14,44	50	54,15	1374,40	95,18	2097,20	145,24	8,30
3	12,27	1,18	14,48	50	53,24	1422,45	98,24	2077,60	143,48	6,48

Tabla 5.4 Resultados obtenidos de esfuerzo de fluencia, esfuerzo último y porcentaje de elongación de probetas cilíndricas

No. P	Diámetro (mm)	Área (mm ²)	Lo (mm)	Lf (mm)	Ffl (N)	Ffl (Mpa)	Fut (N)	Fut (Mpa)	ε%
1	12.52	123.11	50	57,71	40858.65	331.89	44737	363.39	15.42
2	12.56	123.90	50	57,66	41349.15	333.73	45031	363.45	15.32
3	12.51	122.91	50	57,61	40368.15	328.44	44541	362.39	15.22

Ejemplo de cálculo utilizando la ecuación 5.1:

$$\sigma = \frac{F}{A_0} = \frac{1374,40}{14,44} = 95,18$$

$$\sigma = \frac{F}{A_0} = \frac{2097,20}{14,44} = 145,24$$

Ejemplo de cálculo utilizando la ecuación 5.2 y 5.3:

$$\varepsilon\% = \frac{\Delta l}{l_0} * 100 = \frac{l_f - l_0}{l_0} * 100 = \frac{54,15 - 50}{50} * 100 = 8,30\%$$

5.2 ENSAYOS DE COMPRESIÓN

5.2.1 ENSAYOS DE COMPRESIÓN CON DATOS DE DISEÑO

Este ensayo fue realizado a una temperatura de 11 °C y condiciones ambientales normales.

Bajo la carga de diseño de 18 Kg no se registra deformación alguna, el prototipo estructural permanece intacto con un comportamiento totalmente lineal.

5.2.2 ENSAYOS DE COMPRESIÓN HASTA LA FALLA

Este ensayo de compresión fue realizado a una temperatura de 11 °C y condiciones ambientales normales.

Para realizar s utilizó la máquina de ensayos universales, configurada con 5000 kg como carga máxima, y tuvo una duración 2 minutos aproximadamente.



Figura 5.15: Prototipo estructural Hexasat sometido a ensayo de compresión



Figura 5.16: Prototipo estructural Hexasat sometido a ensayo de compresión

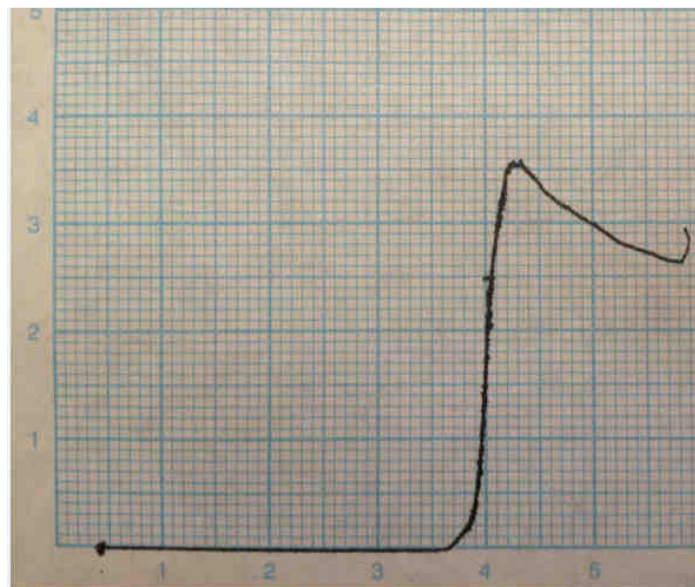


Figura 5. 17: Diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión del prototipo estructural Hexasat1

Al aplicar al prototipo la carga este valor es reflejado en el eje Y en kilogramos en una escala que 1mm correspondiente a 25 Kg. Mientras que el eje X, da a conocer la deformación que sufre el prototipo al ser aplastado paulatinamente. Por lo que nos indica que la primera deformación fue a los 650 Kg.

5.2.3 SIMULACIONES

El proceso de simulación se realizó con el software ANSYS 14 con su complemento WORKBENCH 14.0, en este caso en particular se trabajó con la carga máxima aplicada en el ensayo, para empezar el análisis con esta herramienta informática el primer paso es comenzar un nuevo estudio con la opción “Static Structural” para el análisis de cargas estáticas y desplegando un cuadro de diálogo como se muestra en la figura 5.18.

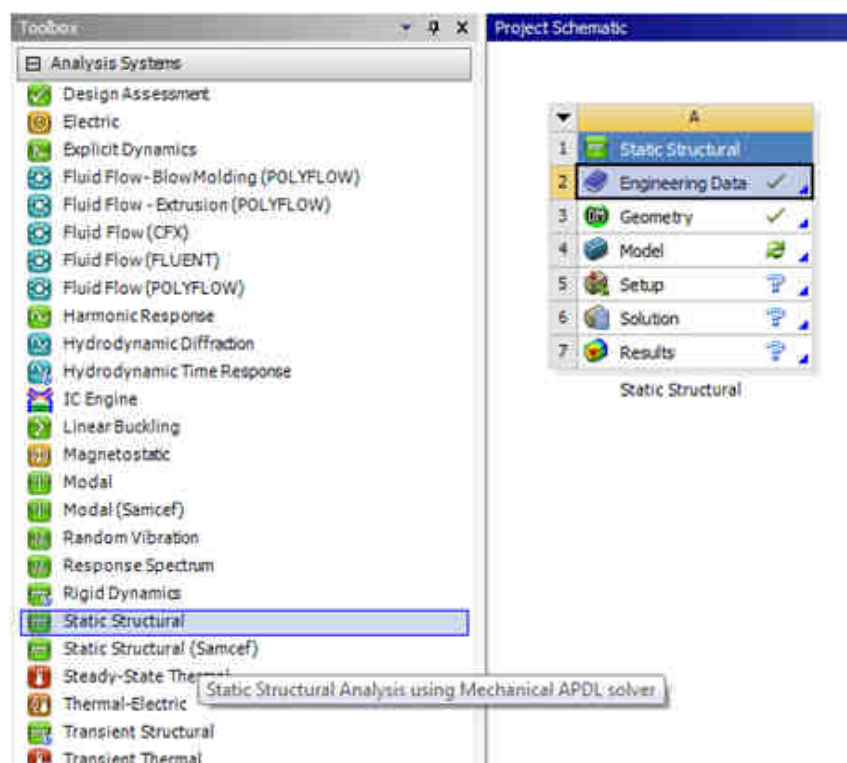


Figura 5.18: Selección inicial para tipo de análisis ANSYS WORKBENCH 14.0

Una vez seleccionado el tipo de análisis a ejecutarse se procede a ingresar el tipo de material y sus respectivas propiedades ya que a diferencia del software SOLIDWORKS, en ANSYS 14 WORKBENCH 14.0 es necesario ingresar manualmente las propiedades mecánicas de cada material con sus respectivas unidades, utilizando aleación de aluminio (Aluminum alloy) para el cuerpo, caras & contactos, y acero para los pernos tanto avellanados como pasantes normales, como se aprecia en las figuras a continuación.

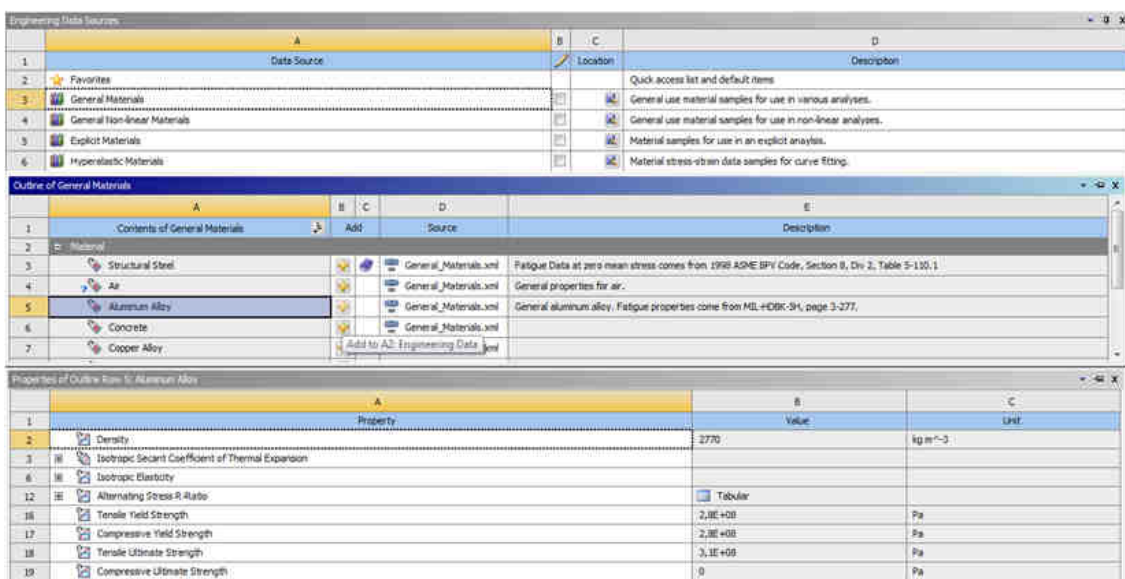


Figura 5.19: Biblioteca de materiales e ingreso de propiedades

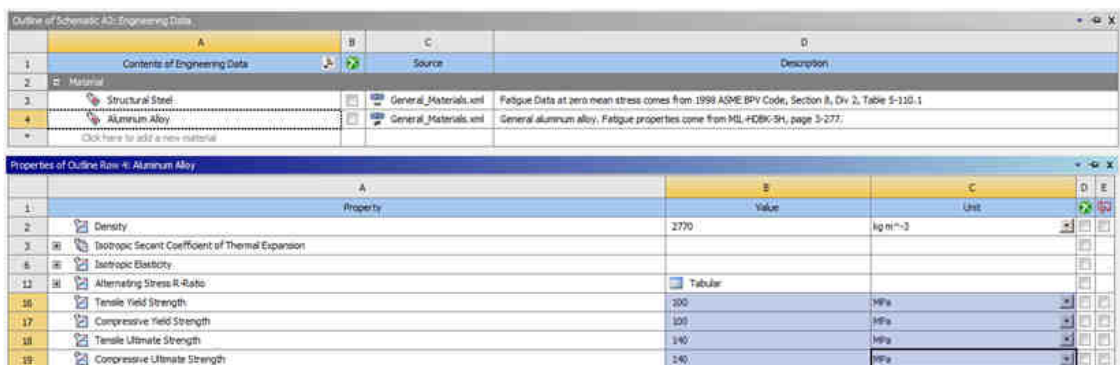


Figura 5. 20: Biblioteca de materiales e ingreso de propiedades

A continuación como se observa en la figura se procede a importar el modelo estructural tipo Hexasat realizado en el software SOLIDWORKS 2012, para esto el ensamblaje de estar guardado en extensión tipo .x_t, seleccionando en el menú principal “file”, “Import external geometry file”.

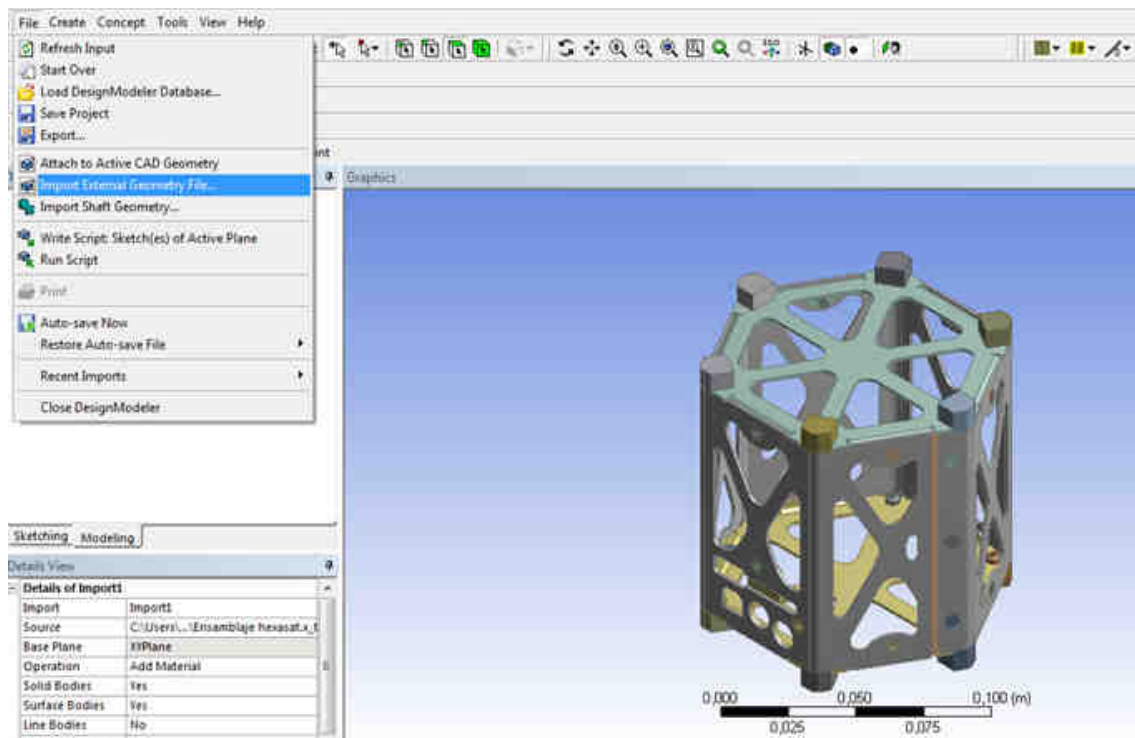


Figura 5. 21: Importación de geometría, modelo estructural tipo Hexasat

Una vez ingresada la geometría del modelo, se ubica en la opción “Model” de “Static structural”, para seleccionar el tipo de material con el que se trabajará en cada parte del modelo estructural, teniendo en cuenta que se seleccionaron acero y aleación de aluminio en el punto de partida del presente análisis, solo estos dos materiales se desplegarán en las opciones a escoger.

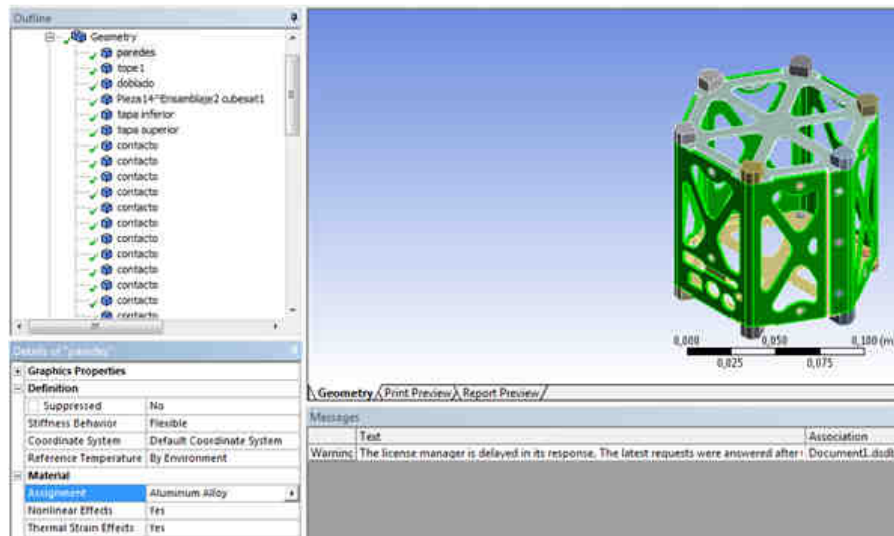


Figura 5. 22: Selección del tipo de material para cada componente, modelo estructural tipo Hexasat

Cuando se cumple la serie de pasos y parámetros anteriormente mencionados, se puede ingresar el tipo de unión que tendrá cada contacto entre las partes del prototipo, para esto se selecciona la sección “Connections” en “Model” siendo “contact bodies” para paredes & tapas, y “Target bodies” para los topes o contactos.

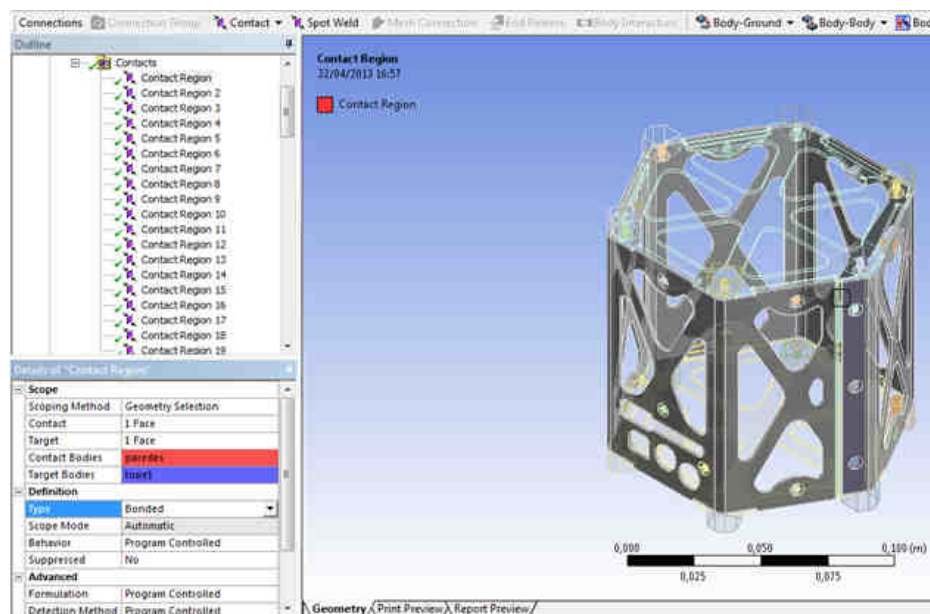


Figura 5. 23: Tipo de uniones, modelo estructural tipo Hexasat

El siguiente paso es insertar el mallado para el análisis por elementos finitos, de la misma forma que en el software SOLIDWORKS 2012, en el presente estudio se insertará un mallado especial y refinado para todos los concentradores de tensión y puntos críticos ya considerados como se observa en la figura, seleccionando la opción “Mesh” y “Refinement”, escogiendo a su vez los elementos a ser mallados.

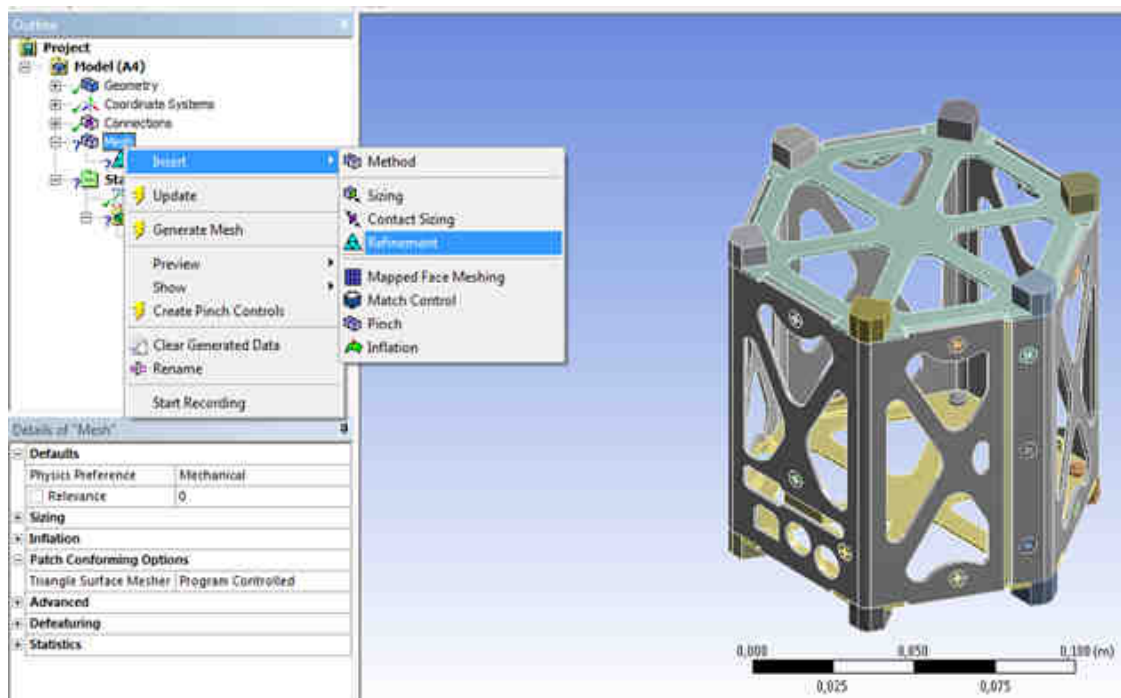


Figura 5.24: Tipo de malla para concentradores de tensión, modelo estructural tipo Hexasat

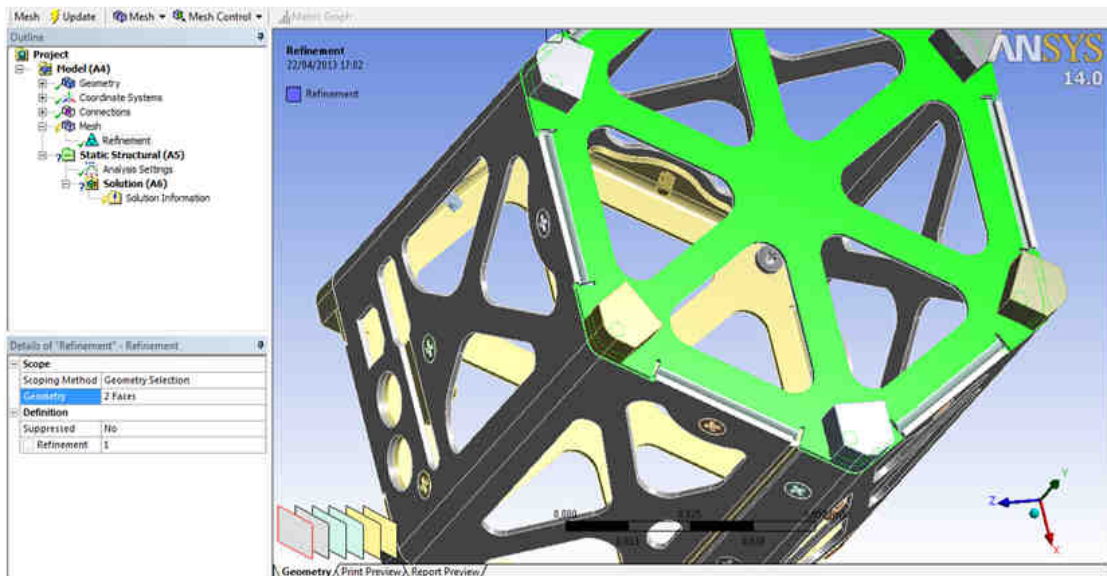


Figura 5.25: Selección de elementos a ser mallados, modelo estructural tipo Hexasat

En la figura presentada a continuación se muestra la geometría del prototipo estructural Hexasat totalmente mallada, notando un mallado mucho más refinado en las áreas críticas y concentradoras de esfuerzos.

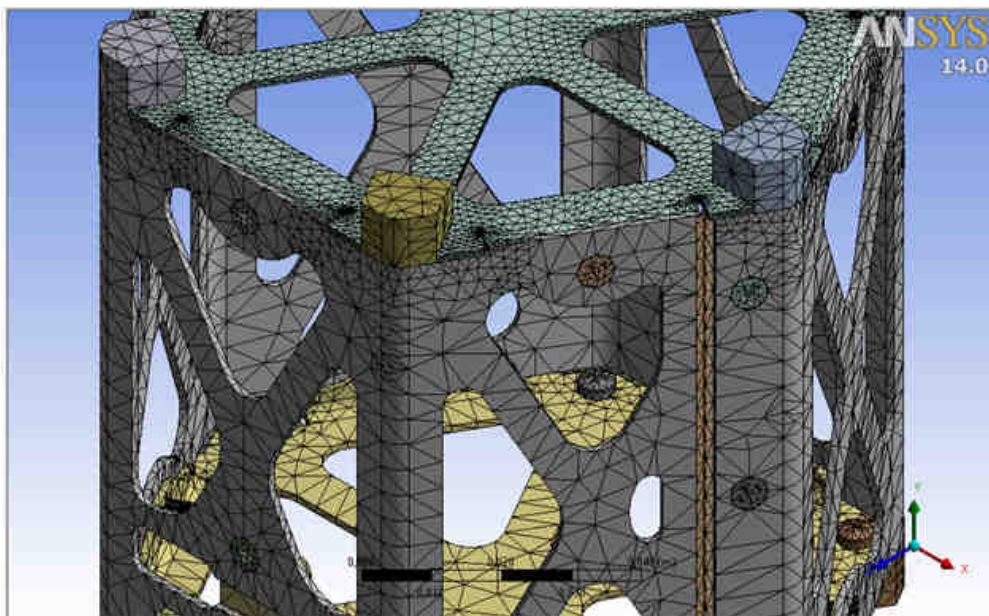


Figura 5.26: Mallado modelo estructural tipo Hexasat

Cuando se tiene a la geometría del modelo totalmente mallada, se procede a ingresar el tipo de carga y su valor correspondiente de 910 kg, obteniendo una carga de 1486 N por contacto, seleccionando la opción “Static structural”, “Insert”, “Force”.

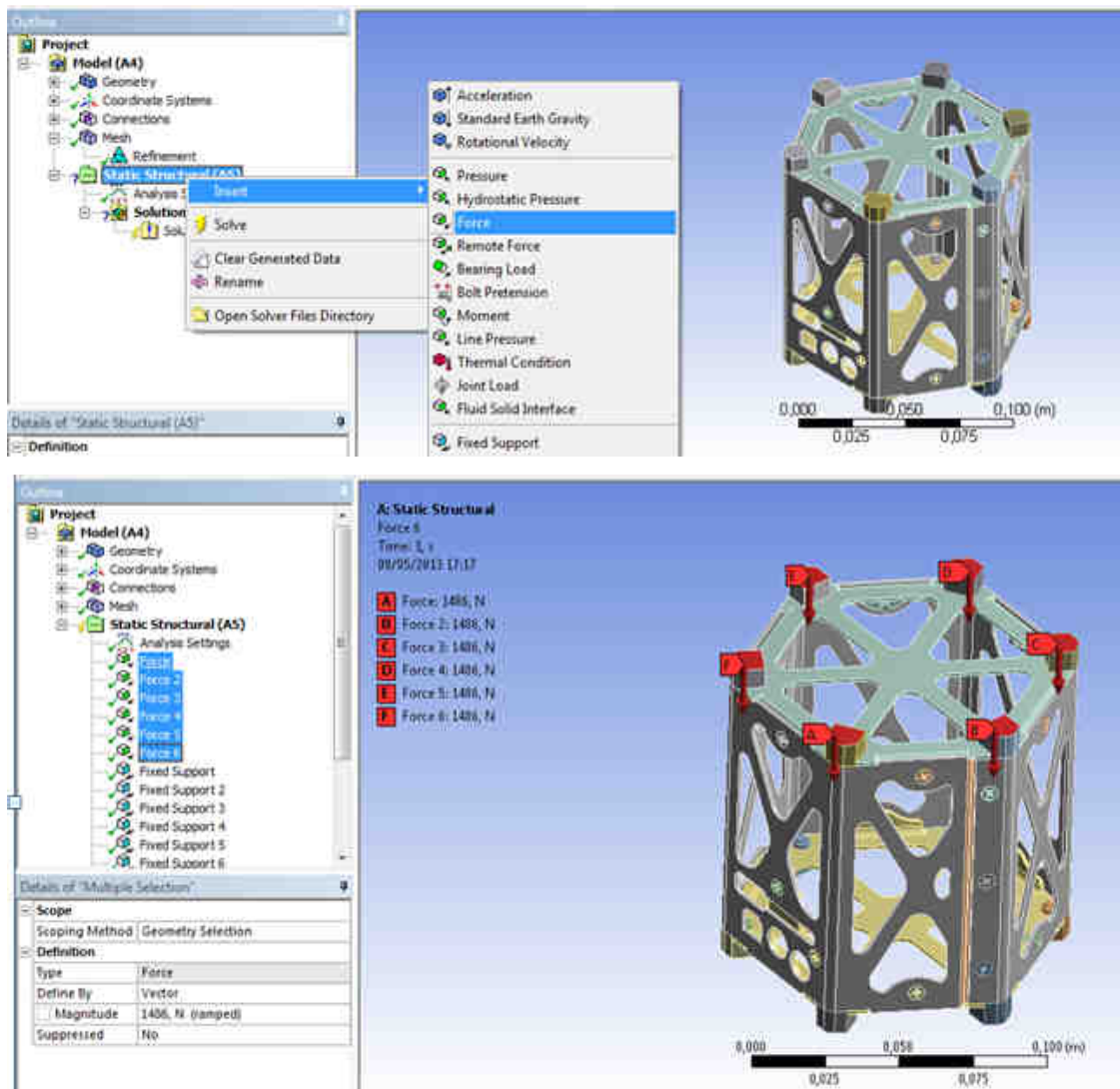


Figura 5.27: Ingreso de cargas, modelo estructural tipo Hexastat

Se procede a fijar los contactos inferiores tal como se muestra en la figura a continuación.

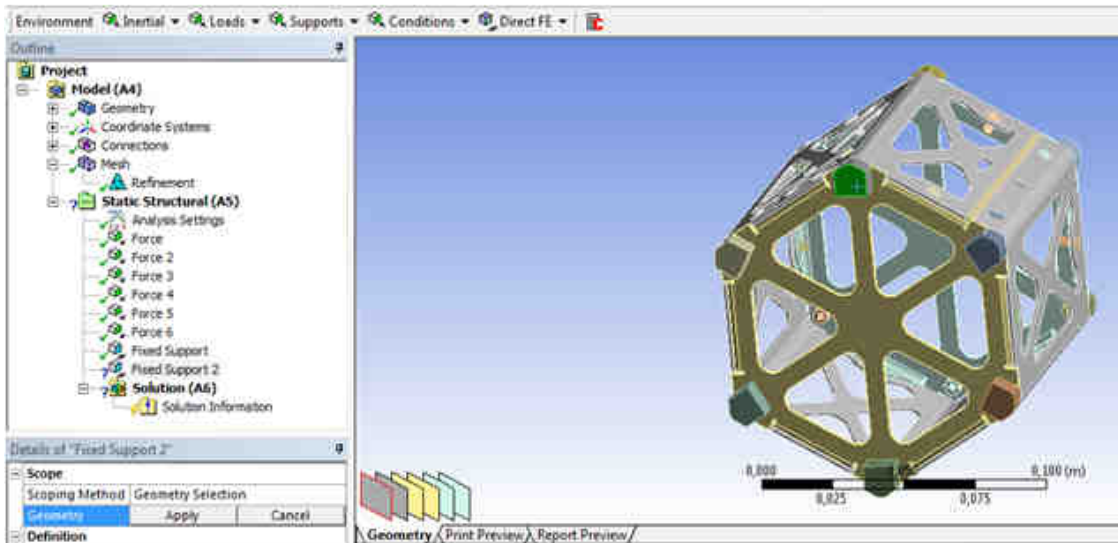


Figura 5.28: Fijación de contactos inferiores, modelo estructural tipo Hexasat

Finalmente como se especifica en la figura siguiente se selecciona la opción “Solution” y luego el comando “Solve” para obtener resultados y gráficas en escala de numeración y color.

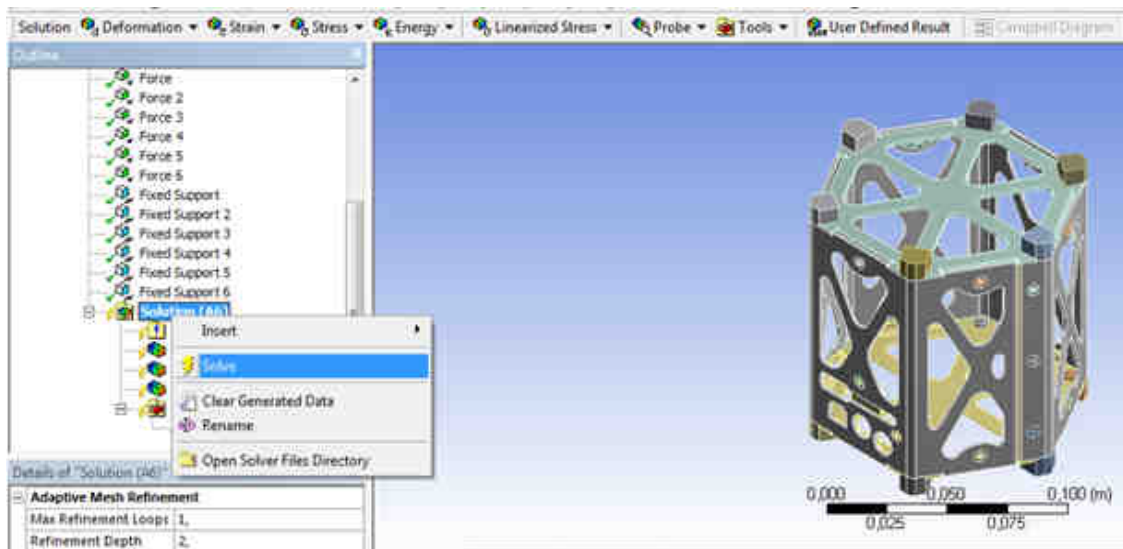


Figura 5.29: Comandos para despliegue de resultados, modelo estructural tipo Hexasat

5.2.4 RESULTADOS

Resultados del Ensayo de Compresión

De la curva de compresión resultante de la máquina se digitalizó la siguiente gráfica de Carga vs. Desplazamiento.

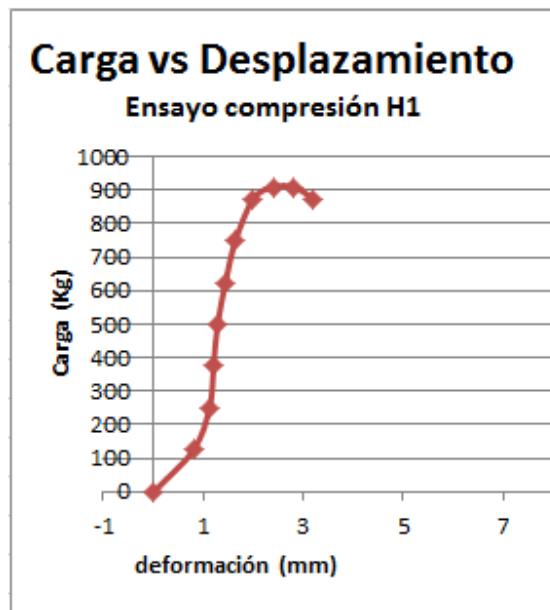


Figura 5.30: Diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión del prototipo estructural Hexasat

La carga máxima aplicada fue de 910 kg en compresión, y las primeras deformaciones empezaron a presentarse a los 650 kg, lo cual podemos constatar con el diagrama que nos presenta la máquina de ensayos universales.

Se puede apreciar en las figuras siguientes un hundimiento total de la tapa superior, también se observa un cedencia mínima en la parte de los apoyos de los dobleces del cuerpo del prototipo, finalmente se observa un notorio torcimiento en las pestañas superiores de las juntas empernadas, así como también resalta que las columnas, el 75% de las paredes y la tapa inferior no sufren ningún daño notorio, por lo que el prototipo es totalmente apto para preservar y proteger la integridad de circuitos y componentes interiores.

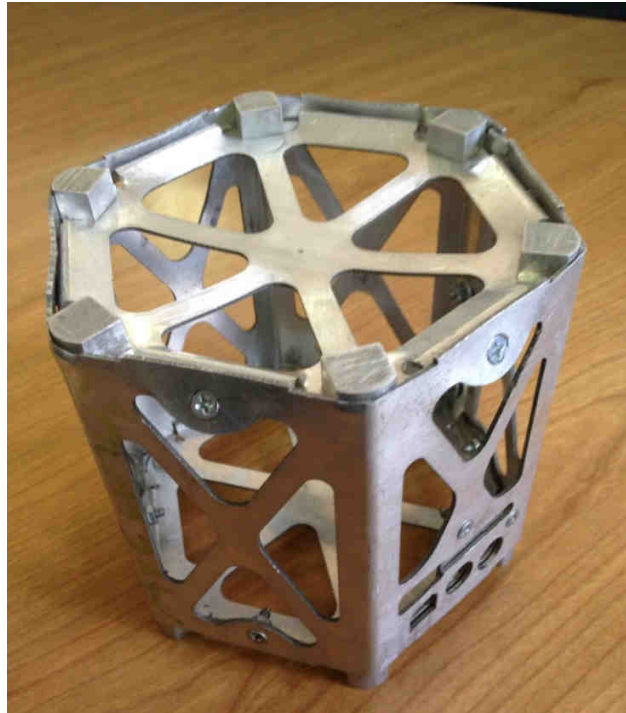


Figura 5.31: Hundimiento de tapa superior, ensayo de compresión prototipo estructural Hexasat



Figura 5.32: Cedencia en los apoyos de los dobles, ensayo de compresión prototipo estructural Hexasat



Figura 5.33: Deformación de pestañas superiores, ensayo de compresión prototipo estructural Hexasat

Resultados de las simulaciones

A continuación se presenta un resumen detallado de todos los resultados obtenidos con las especificaciones de carga máxima aplicada.

Desplazamiento Total

En la figura se muestra las deformaciones y desplazamientos de la estructura después de aplicar la carga de compresión, resaltando así que las zonas rojas son las más críticas, es decir la que mayor desplazamiento presenta con 6.93 mm.

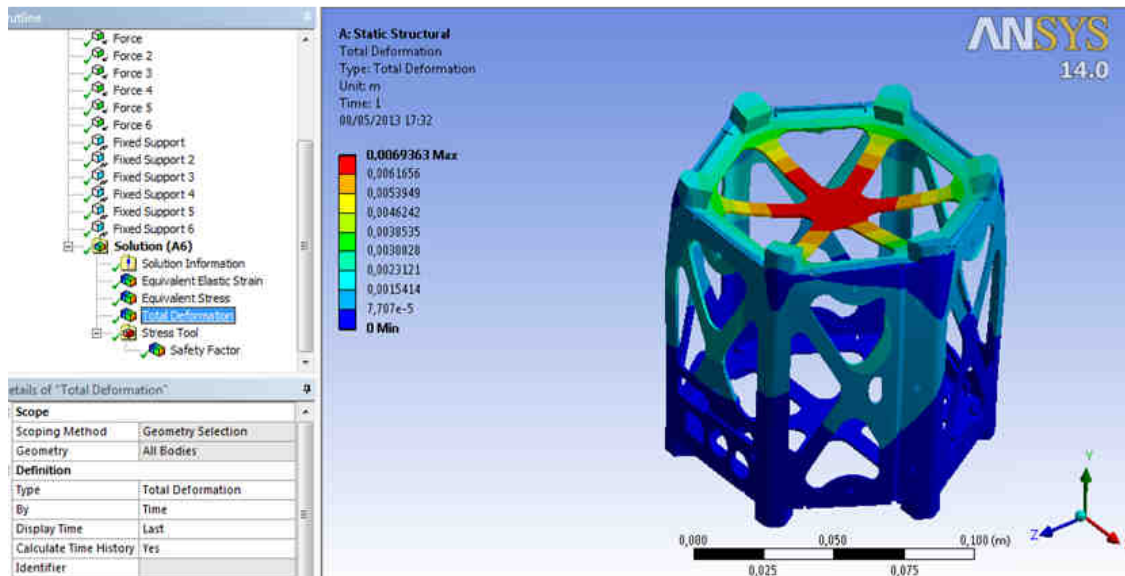


Figura 5.34: Resultados desplazamientos totales

Deformaciones Unitarias Totales

En la figura siguiente, se puede observar que las zonas en donde se presenta mayores deformaciones unitarias son en las uniones entre los contactos y la estructura del prototipo (uniones con las caras superiores e inferiores y uniones con las columnas) así también en zonas cercanas a curvaturas que son los principales concentradores de esfuerzos, presentando la máxima deformación unitaria equivalente de 0.00656.

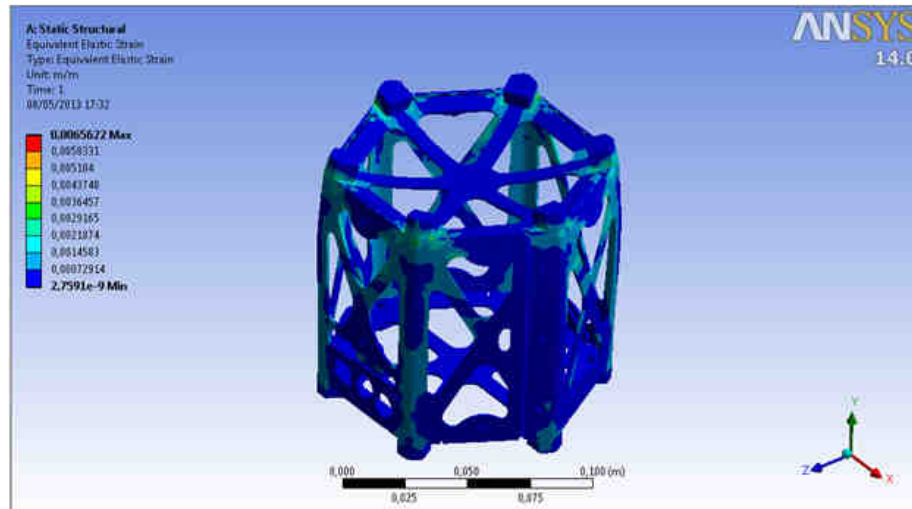


Figura 5.35: Resultados deformaciones unitarias equivalentes

Tensiones (VonMises)

Como se puede observar en la figura a continuación los esfuerzos máximos equivalentes se encuentran en las uniones entre los contactos y la estructura del prototipo (uniones con las caras superiores e inferiores y uniones con las columnas) así también en zonas cercanas a curvaturas.

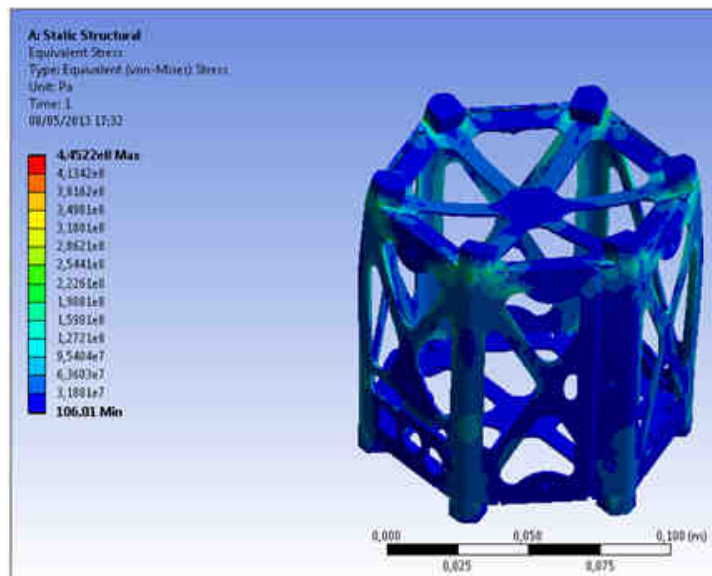


Figura 5.36: Resultados esfuerzos equivalentes (VonMises)

Factor de Seguridad

Como se puede observar en la figura a continuación, el software expresa los resultados en función de factor de seguridad, representados numéricamente y en escala de colores, con un factor numérico menor a uno para secciones de deformación permanente de 0.2246 (color rojo), y factores mayores a 1 para las zonas que permanecen debajo del límite elástico o que no sufren deformación alguna. Los resultados obtenidos en la simulación tienen una clara concordancia con las zonas de deformación que se presentaron en los ensayos reales.

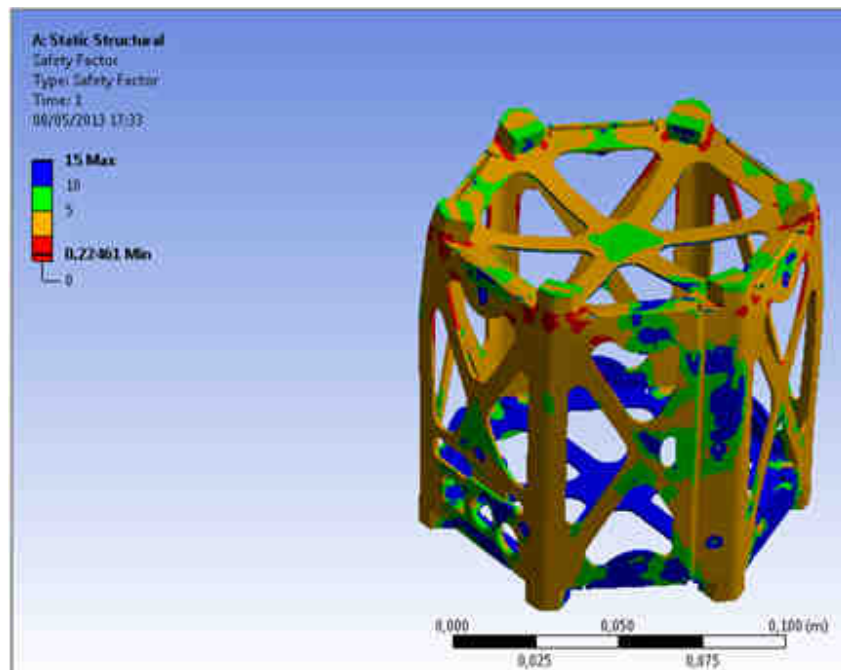


Figura 5.37: Factor de seguridad

CAPÍTULO 6

ENSAYOS CON CARGAS VIBRACIONALES DE FATIGA

6.1 ENSAYOS DE VIBRACIONES CON FRECUENCIA DE DISEÑO

Se toma en cuenta las cargas vibracionales de fatiga ya que las estructuras Hexasat se encontraran en el interior de un vehículo de lanzamiento comprimidas durante la fase de despegue, en la cual se producen vibraciones, las cuales son repetitivas ocasionando cargas de fatiga que pueden afectar a las estructuras.

La máquina en la que se va a realizar los ensayos de fatiga de vibración tiene las siguientes especificaciones técnicas:⁴⁷

EQUIPO: Máquina de Ensayos Universales

CÓDIGO: MM – 30

MANUAL: MMM – 30

MARCA: MTS

MODELO: 810 – 14 – 2

Características Técnicas:

VOLTAJE: 230 [V]

REFRIGERANTE: N/A

FASES: 3

TIPO DE MOTOR: SC

CICLOS: 60 [Hz]

POTENCIA DEL MOTOR: 40 [HP]

PESO: 3000 [Kg]

VELOCIDAD DEL MOTOR: 1765 [rpm]

CAPACIDAD MÁXIMA: 500 [KN]

COMBUSTIBLES: N/A

⁴⁷ Escuela Politécnica del Ejercito , Laboratorio de mecánica de materiales, Sangolquí - Ecuador

Para la realización de los ensayos de fatiga en la estructura Hexasat se tuvo que fabricar un acople para que cumpla de función de sostener fijamente a la estructura en la parte inferior y no tenga ningún movimiento. Además se colocó un accesorio de una placa de acero de 20 mm de espesor con un tornillo instalado para colocarlo en la parte superior y así contenga toda la estructura. En la figura 6.1 se muestra el acople fabricado.



Figura 6.1: Accesorio fabricado para ensayo de fatiga

En la calibración y preparación de la máquina para los ensayos de fatiga de vibraciones fue necesario realizar un proceso de práctica con la máquina de ensayo MTS 810-14-2 para garantizar el ensayo sin ningún error e inconveniente.

El proceso de práctica se realizó con bloques de madera y un cilindro soldado como se muestra en la figura.



Figura 6.2: Proceso de práctica con la máquina MTS 810-14-2

6.1.1 CON FRECUENCIA DE DISEÑO

El ensayo de fatiga con las frecuencias de diseño especificadas no fue posible proceder a su realización debido a que no existe disponibilidad del equipo ni la maquinaria adecuada tanto en el país como en Latinoamérica.

6.1.2 CON FRECUENCIA HASTA LA FALLA

El ensayo de fatiga con frecuencia hasta la falla se realiza en la Máquina de Ensayos Universales como se muestra en la figura a continuación.



Figura 6. 3: Prototipo Hexasat listo para ensayo de fatiga

El ensayo se realizó con una temperatura ambiental de 18,4°C y una humedad de 52%, se aplicó una carga correspondiente al 50% de la carga máxima que soportó la estructura en el ensayo de compresión y cuya configuración en frecuencia y en números de ciclos se lo realizó como los ensayos a fatiga del cubesat para su posterior comparación⁴⁸. La carga soportada en el ensayo de compresión fue de 910 kg, por lo tanto el 50% que es la carga que le va a aplicar al picosatélite Hexasat en este ensayo es de 455 kg, los cuales fueron transformados a voltios para ingresarlos en la máquina de ensayos universales, sabiendo que 10 V. equivalen a 5000 kg, por lo que se obtuvo como resultado 0,91 V. En este ensayo se pudo observar una cedencia del material de manera casi imperceptible a la vista.

⁴⁸ Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo “cubesat” para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.

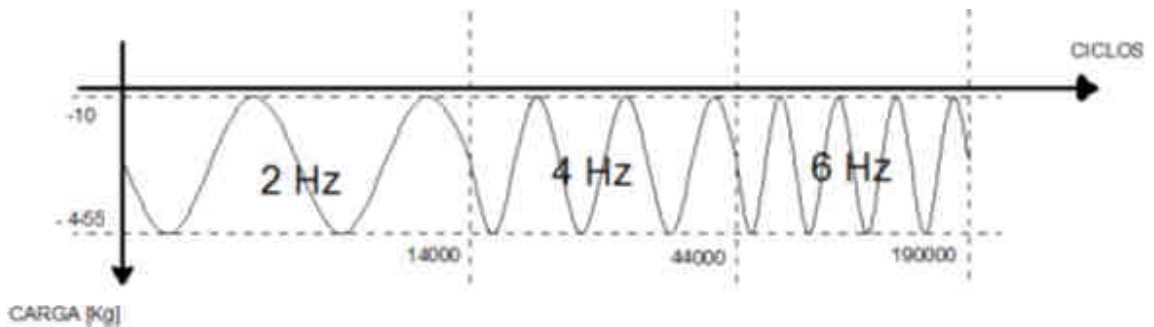


Figura 6.4: Ensayo de fatiga realizado con el 50% de carga máxima de compresión

Se procedió con la segunda resolución de los ensayos a fatiga del cubesat, en la cual se aumentó la carga al 75% del total de la fuerza máxima aplicada en compresión como se representa en la figura 5.17. Esta carga tiene el valor de 682 kg, cuyo valor en voltios es de 1,37 V. Obtenidos como en el procedimiento anterior, los cuales fueron ingresados en la máquina de ensayos universales.

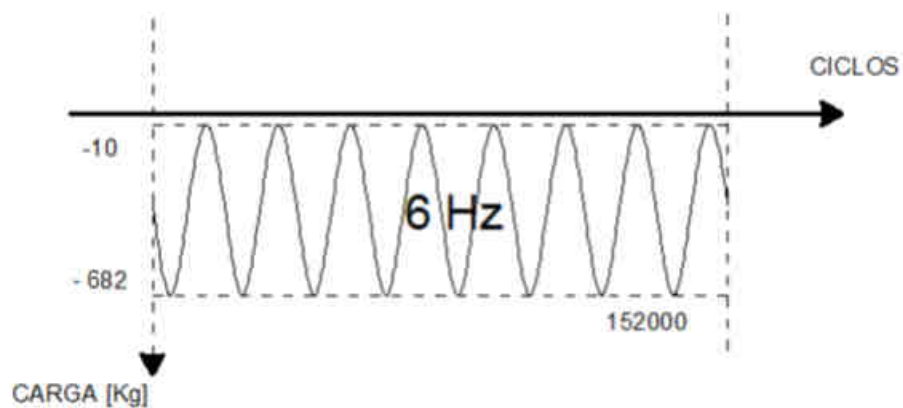


Figura 6.5: Ensayo de fatiga realizado con el 75% de carga máxima de compresión

6.1.3 SIMULACIONES

Para la realización de las simulaciones de fatiga hasta la falla en el software ANSYS 14 WORKBENCH 14.0, se trabaja con las cargas estáticas expuestas en

el estudio anterior, insertando la opción “Fatigue tool” como se muestra en la figura a continuación.

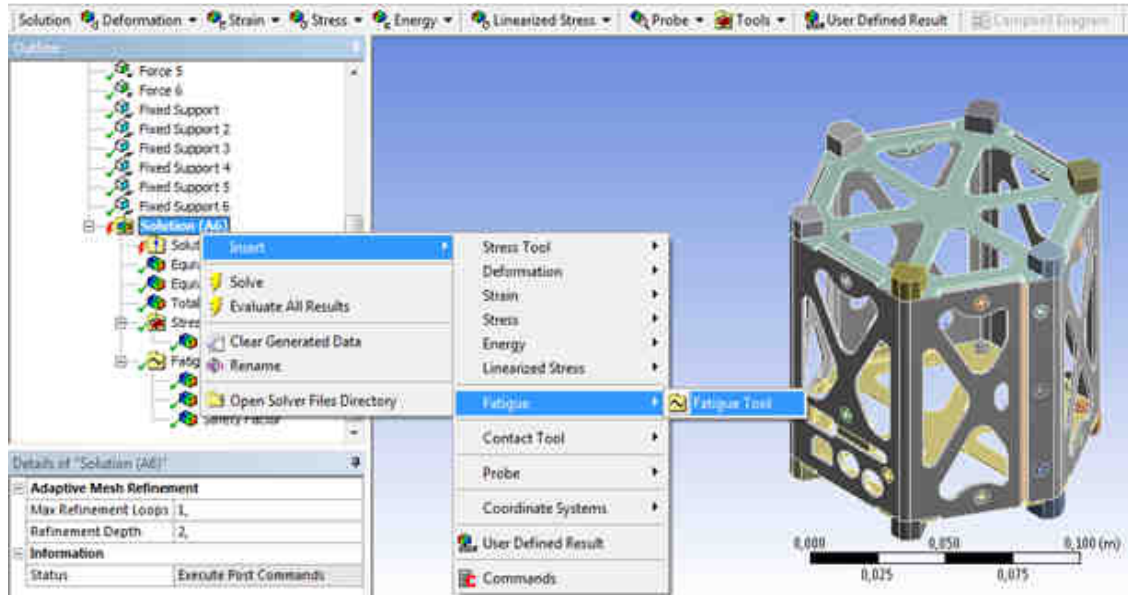


Figura 6.6: Selección de herramientas para análisis por fatiga

A continuación se agrega el tipo de análisis a fatiga que se aplicará, con base en cero para cargas netas de compresión únicamente, como se aprecia a continuación en la figura.

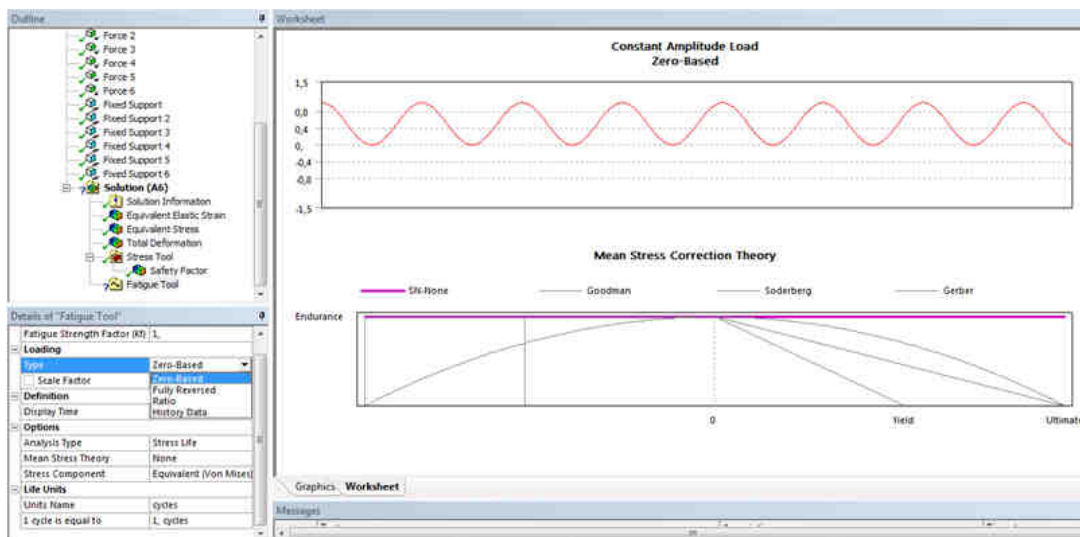





Figura 6.7: Selección de tipo de análisis a fatiga




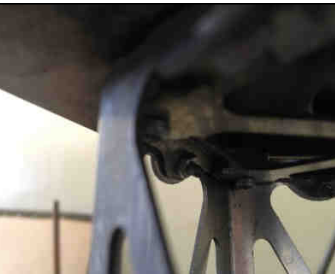

6.2 RESULTADOS


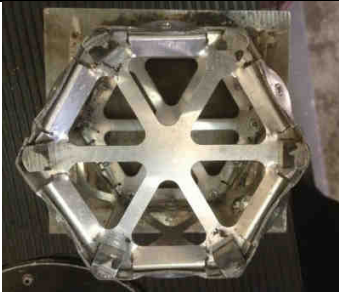
Resultados ensayo de fatiga

En la siguiente tabla se describe el número de ciclos que registraron las deformaciones, cedencias de material, rotura y novedades más significativas durante el ensayo de fatiga al cual fue sometido el prototipo estructural Hexasat con una carga de 75% de la carga total aplicada en el ensayo de compresión.

Tabla 6.1 Registro del comportamiento de prototipo Hexasat durante ensayo de fatiga (75% carga de falla)

No. Ciclos	Observaciones	Imagen
4480	Se registraron las primeras deformaciones de manera electrónica, es decir solamente se notaron mediante los indicadores de la Máquina de Ensayos Universales, dichas deformaciones no resaltaban de manera visual	
14377	Se observó la primera deformación en los asentamientos de cada contacto cabe recalcar que fueron deformaciones mínimas.	
20050	Las deformaciones se pronunciaron más significativamente.	

22490	Se registra un desplazamiento aproximado de 0.5mm de la tapa superior.	
60560	Cedencia total tapa superior y hundimiento contactos superiores.	
83420	Se presentan los primeros agrietamientos en tapa superior	
107280	Se presentan mayor agrietamientos y pronunciación en tapa superior	
137440	Doblado de pestaña de junta empernada superior	

149000	Fisura riostra.	
152000	Cedencia de contactos e incrustación en la estructura	

Resultados de las simulaciones

Después de realizar los diferentes ensayos de fatiga, y su correspondiente simulación se obtuvo los resultados presentados a continuación:

Como se observa en las siguientes figuras, en la simulación de fatiga con cargas hasta la falla se obtuvo un 10% de daño mínimo en todo el prototipo estructural a 14125 ciclos, obteniendo una concordancia bastante cercana a las primeras fallas encontradas en el ensayo que fueron a los 14377, a partir de estos valores el porcentaje de daño aumenta conforme avanzan los ciclos hasta terminar con la vida útil de toda la estructura.

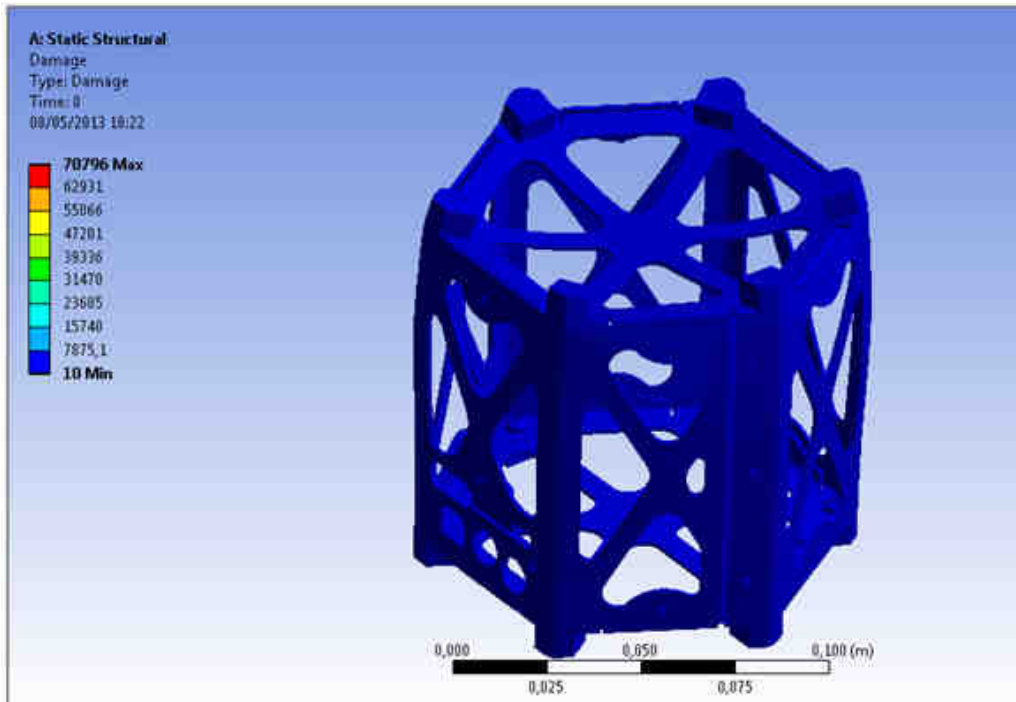


Figura 6.8: Resultados daño

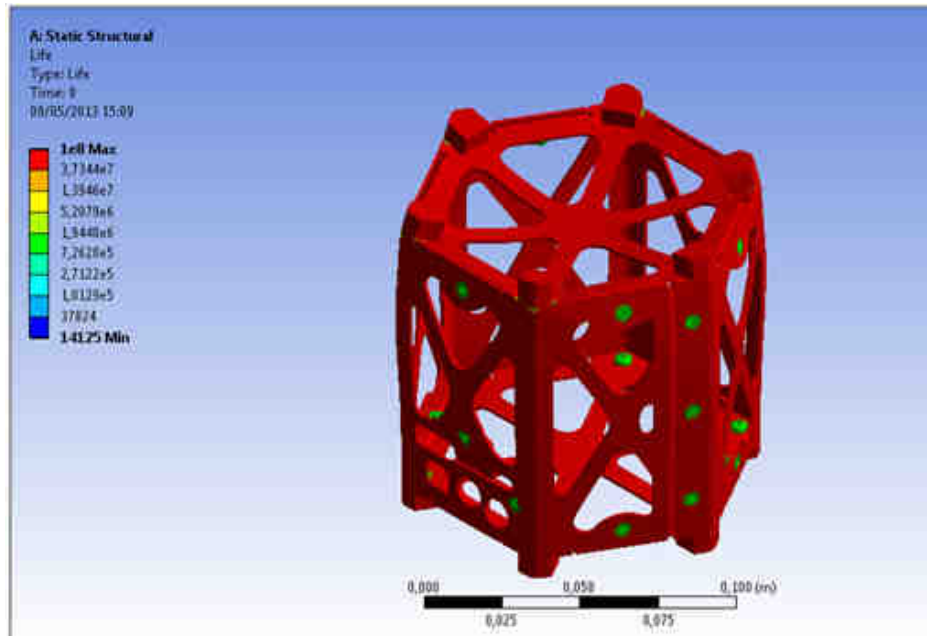


Figura 6.9: Resultados vida total del prototipo

Como se puede observar en la figura a continuación, el software expresa los resultados en función de factor de seguridad, se debe tomar en cuenta que la carga aplicada es una carga crítica de falla, es decir para este tipo de análisis no existe el criterio de factor de seguridad, solamente secciones de falla representadas numéricamente y en escala de colores, con un factor numérico menor a uno para secciones de deformación permanente con un factor de 0.37168 (color rojo), y factores mayores a 1 para las zonas que permanecen debajo del límite elástico o que no sufren deformación alguna. Los resultados obtenidos en la simulación tienen una clara concordancia con las zonas de deformación que se presentaron en los ensayos reales.

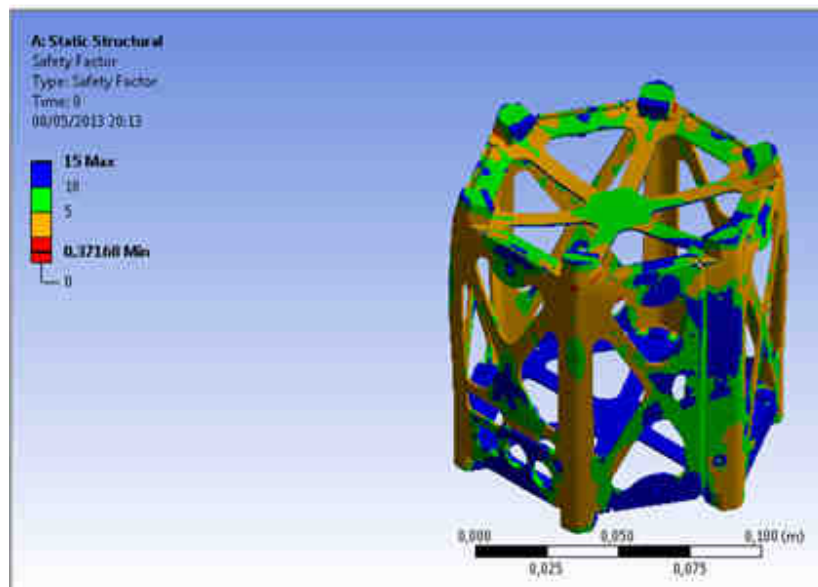


Figura 6.10: Zonas de falla

CAPÍTULO 7

ENSAYOS CON CARGAS DE FRACTURA TÉRMICA

7.1 ENSAYOS DE FRACTURA APLICANDO CARGAS TÉRMICAS

Se someterá a los picosatélites Hexasat a cargas de compresión conjuntamente con cargas térmicas hasta su fractura para la continua comparación de resultados con el prototipo Cubesat realizado anteriormente en la Escuela Politécnica del Ejército.

7.1.1 CON DILATACIÓN A ALTA TEMPERATURA

7.1.1.1 Aplicando criterios de diseño

El ensayo fue realizado con una carga de diseño de 18 Kg a una temperatura de 120 °C, sin registrar deformación alguna con un comportamiento lineal y elástico.

7.1.1.2 Hasta la falla

Ensayo de compresión

Para hacer el ensayo de compresión en este ensayo primero si tiene que someter a carga térmica a alta temperatura en este caso 120 °C, para esto se utilizó un horno mufla horizontal marca Wild Barfield el cual trabaja a 220 V, y cuya máxima temperatura es de 1000 °C.



Figura 7.1: Prototipo Hexasat dentro del horno mufla

Al Hexasat se lo mantuvo dentro del horno a 120° C durante 40 minutos para que se mantenga la temperatura en la estructura. La temperatura fue medida mediante un termómetro electrónico marca Fluxe con termocupar.



Figura 7.2: Comprobación de temperatura en horno de mufla



Figura 7.3: Ensayo de compresión a temperatura 120 °C

Antes de pasar la estructura del horno a la máquina de ensayos universales se aumentó la temperatura para compensación de la temperatura perdida por convección al trasladar la estructura a la máquina de ensayo. El ensayo de compresión con alta temperatura duró 10 segundos aproximadamente y se obtuvo la siguiente gráfica resultante.

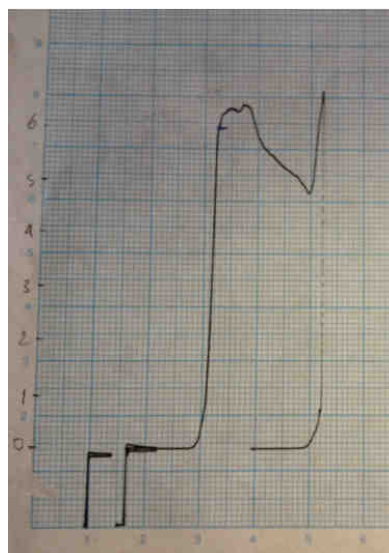


Figura 7.4: Diagrama Carga vs. Desplazamiento del ensayo de compresión a 120°C

Al aplicar al prototipo la carga este valor es reflejado en el eje Y en kilogramos en una escala que 1mm correspondiente a 10 Kg. Mientras que el eje X, da a conocer la deformación que sufre el prototipo al ser aplastado paulatinamente. Por lo que nos indica que la primera deformación fue a los 645 Kg.

7.1.1.3 Simulaciones

Los parámetros y procedimiento de simulación se realizaron con una carga estática de 910 kg anteriormente explicada, insertando el tipo de análisis a realizarse, en este caso de tipo térmico, como se aprecia en la figura a continuación.

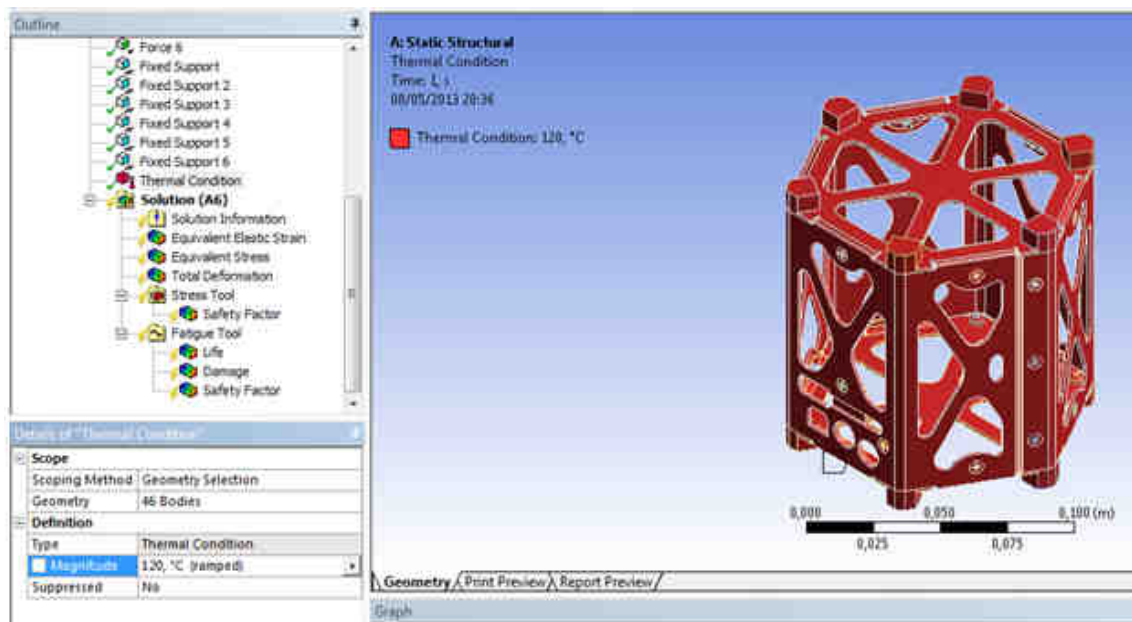


Figura 7.5: Especificaciones de carga térmica 120°C

En la figura siguiente se puede apreciar un desplazamiento máximo en el centro de la tapa superior de 4,579 mm aproximadamente

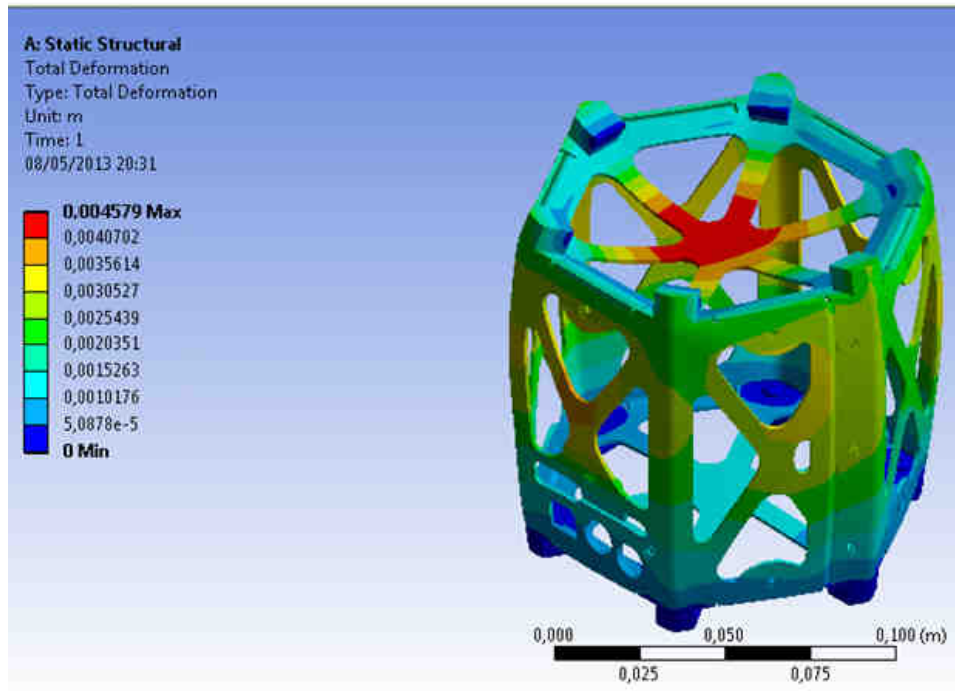


Figura 7.6: Desplazamientos carga térmica 120°C

Para la carga térmica de 120 °C, como se puede observar en la figura a continuación, el software expresa los resultados en función de factor de seguridad, representados numéricamente y en escala de colores, con un factor numérico menor a uno para secciones de deformación permanente de 0.15247 (color rojo), y factores mayores a 1 para las zonas que permanecen debajo del límite elástico o que no sufren deformación alguna. Los resultados obtenidos en la simulación tienen una clara concordancia con las zonas de deformación que se presentaron en los ensayos reales.

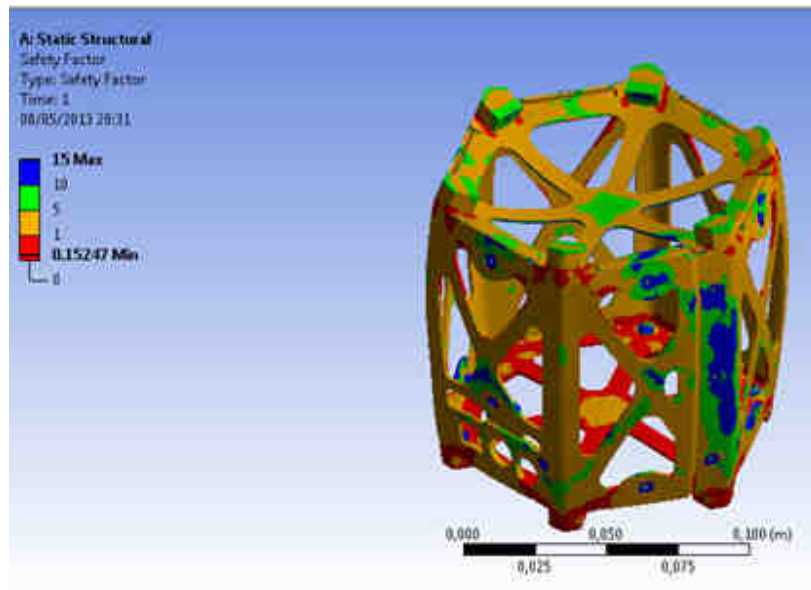


Figura 7.7: Factor de seguridad carga térmica 120°C

7.1.2 CON CONTRACCIÓN A BAJA TEMPERATURA

7.1.2.1 Aplicando criterios de diseño

El ensayo fue realizado con una carga de diseño de 18 Kg a una temperatura de -80 °C, sin registrar deformación alguna con un comportamiento lineal y elástico.

7.1.2.2 Hasta la falla

Para realizar el ensayo de compresión, primero se debe someter a una carga térmica de baja temperatura, en este caso se llegó a -77,8 °C, se sumergió al prototipo estructural Hexasat en un recipiente con una mezcla de 8 kg hielo seco y 2 litros alcohol industrial.



Figura 7.8: Hexaxat sumergido en mezcla de hielo seco y alcohol industrial

Al picosatélite se lo mantuvo durante 30 minutos en el recipiente con la mezcla de hielo seco y alcohol industrial para que tenga una temperatura uniforme en toda la estructura. La temperatura fue medida mediante un termómetro electrónico marca Fluke con termocupar.

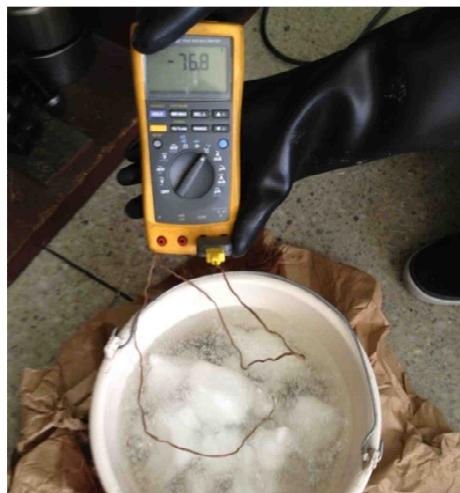


Figura 7.9: Medición de temperatura al recipiente con Hexasat

Al realizar el ensayo de compresión con baja temperatura se trasladó la estructura de manera inmediata del recipiente a la máquina de ensayos

universales para que no existan cambios de temperatura que afecten a la estructura, el ensayo duró 10 segundos aproximadamente y se obtuvo la siguiente gráfica resultante.

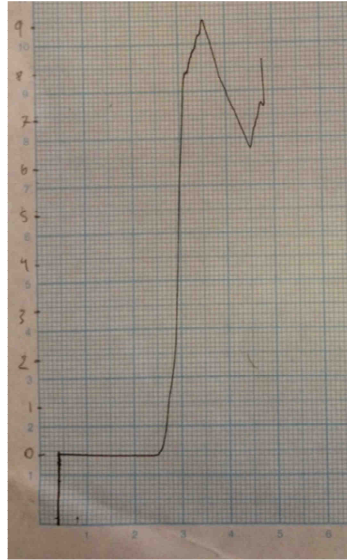


Figura 7.10: Diagrama Carga vs. Desplazamiento del ensayo de compresión a $-77,8\text{ }^{\circ}\text{C}$

Al aplicar al prototipo la carga este valor es reflejado en el eje Y en kilogramos en una escala que 1mm correspondiente a 5 Kg. Mientras que el eje X, da a conocer la deformación que sufre el prototipo al ser aplastado paulatinamente. Por lo que nos indica que la primera deformación fue a los 470 Kg.

7.1.2.3 Simulaciones

Los parámetros y procedimiento de simulación se realizaron con una carga estática de 910 kg anteriormente explicada, insertando el tipo de análisis a realizarse, en este caso de tipo térmico con una temperatura de $-77.8\text{ }^{\circ}\text{C}$, como se aprecia en la figura a continuación.

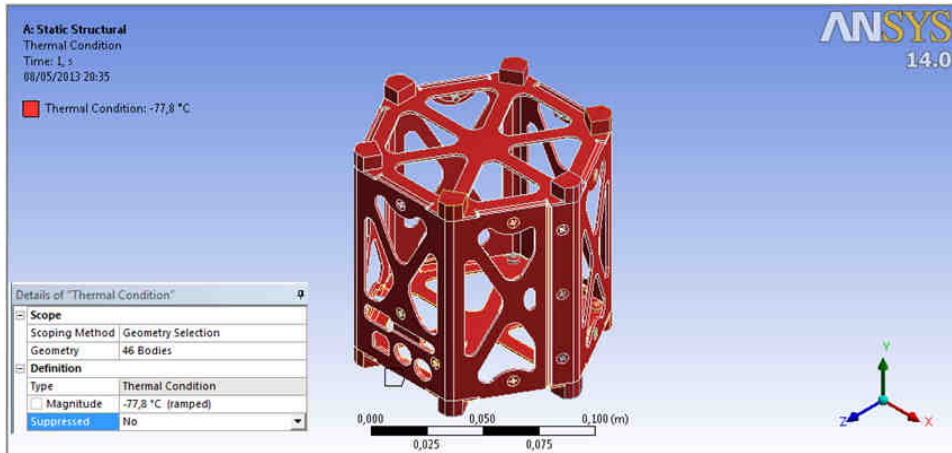


Figura 7.11: Especificaciones de temperatura y carga, ensayo de compresión a $-77,8\text{ }^{\circ}\text{C}$

Como se observa en la figura a continuación se tiene un desplazamiento máximo de 0.9239 mm en el centro de la tapa superior.

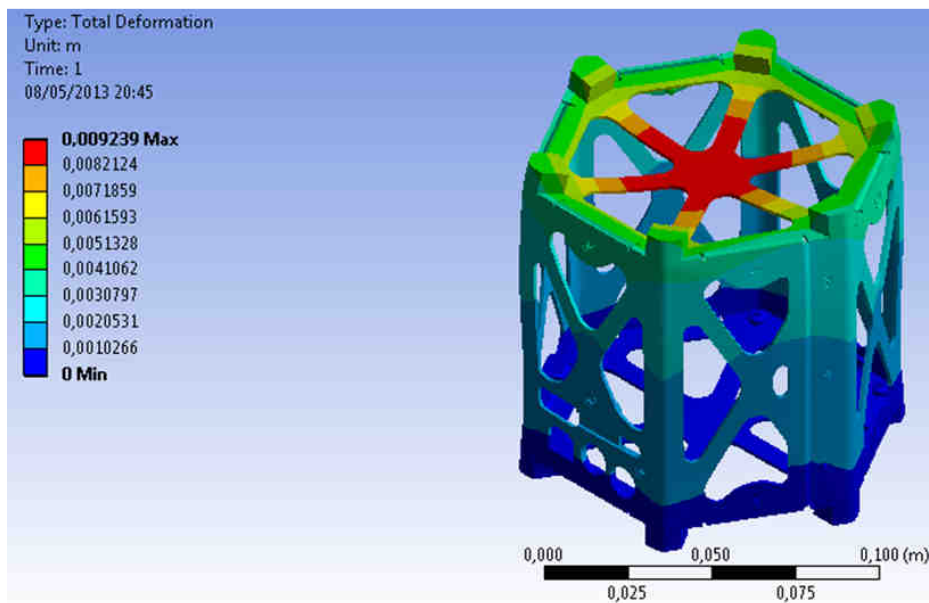


Figura 7.12: Desplazamientos carga térmica $-77,8\text{ }^{\circ}\text{C}$

Para la carga térmica de $-77.8\text{ }^{\circ}\text{C}$, como se puede observar en la figura a continuación, el software expresa los resultados en función de factor de seguridad, representados numéricamente y en escala de colores, con un factor numérico menor a uno para secciones de deformación permanente de 0.15461 (color rojo), y

factores mayores a 1 para las zonas que permanecen debajo del límite elástico o que no sufren deformación alguna. Los resultados obtenidos en la simulación tienen una clara concordancia con las zonas de deformación que se presentaron en los ensayos reales.

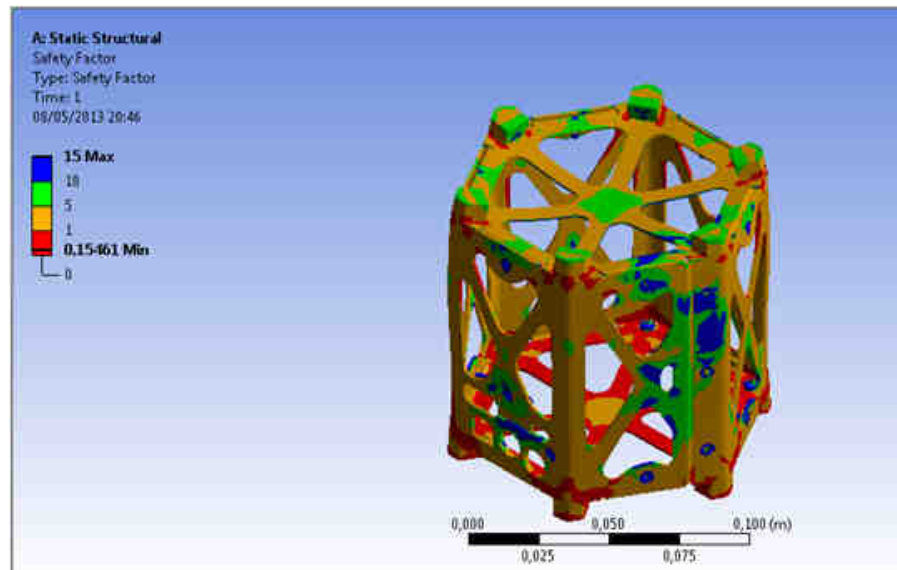


Figura 7.13: Factor de seguridad carga térmica $-77,8\text{ }^{\circ}\text{C}$

7.2 RESULTADOS

Ensayos de Compresión a alta temperatura

De la curva de compresión resultante de la máquina se digitalizó la siguiente gráfica de Carga vs. Desplazamiento.

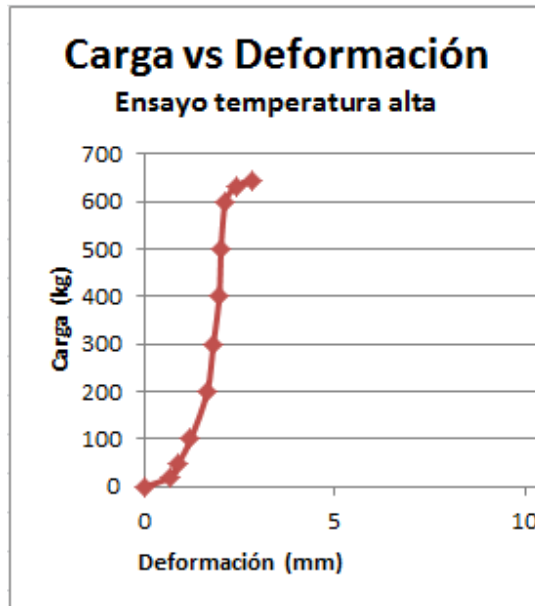


Figura 7. 14: Digitalización del diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat a 120°C

Como se puede apreciar en la figura siguiente, la carga máxima que pudo soportar el prototipo antes de su primera falla fue de 645 Kg, en las figuras a continuación se observa un claro desplazamiento y hundimiento de la tapa superior, así también la separación notable del pliegue de las paredes, a su vez las pestañas superiores para junta empernada se han doblado y deformado, todas de igual manera.

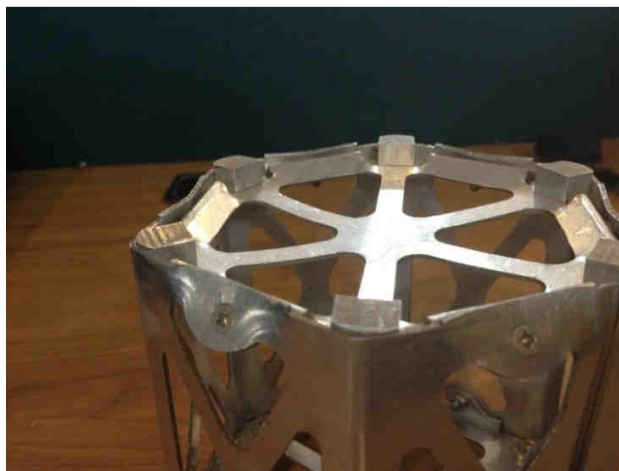


Figura 7.15: Hundimiento de la tapa superior del prototipo



Figura 7.16: Deformación en dobleces y pestañas

Ensayos de Compresión a baja temperatura

De la curva de compresión resultante de la máquina se digitalizó la siguiente gráfica de Carga vs. Desplazamiento.

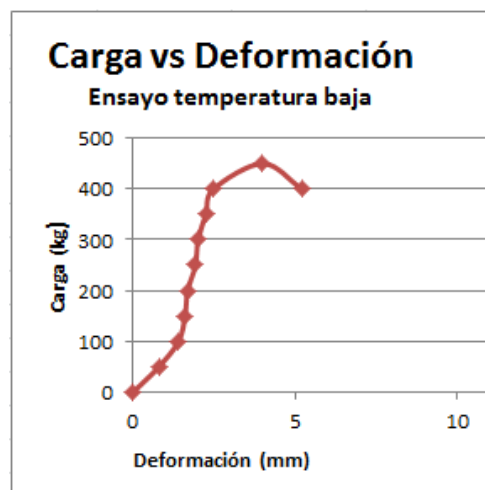


Figura 7.17: Digitalización del diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat a 120°C

Como se puede apreciar en la figura, la carga máxima que pudo soportar el prototipo antes de su primera falla fue de 470 Kg, en las figuras siguientes se puede apreciar la deformación de las columnas y se observa un claro desplazamiento y hundimiento de la tapa superior, como también de los contactos superiores, a su vez las pestañas superiores para junta empernada se han doblado y deformado, todas de igual manera.



Figura 7.18: Deformación de columnas del prototipo

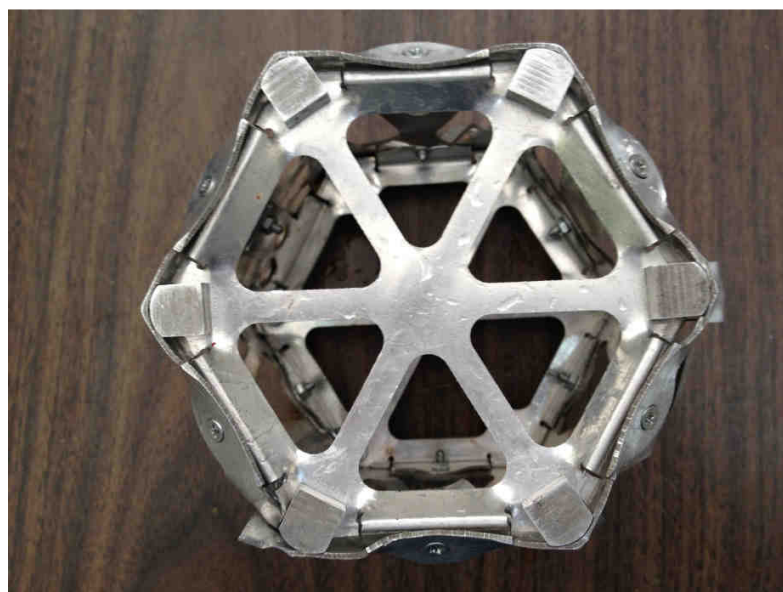


Figura 7.19: Hundimiento de la tapa superior del prototipo

CAPÍTULO 8

ANÁLISIS DE RESULTADOS

La finalidad en el análisis de resultados es realizar una comparación de los valores obtenidos en cada uno de los diferentes ensayos entre el prototipo Hexasat realizado en la presente tesis de grado con los ensayos del prototipo CubeSat desarrollados en la tesis “ANÁLISIS DE FALLAS UTILIZANDO ENSAYOS MECÁNICOS EN PROTOTIPO ESTRUCTURAL DEL PICOSATÉLITE TIPO CUBESAT PARA EL C.I.E. DE LA ESPE”.

Previo al estudio de comparación de resultados se procede a realizar una comparación de pesos entre los prototipos fabricados Hexasat vs CubeSat detallado en las tabla a continuación.

Tabla 8.1 Pesos de los prototipos estructurales tipo Hexasat & CubeSat

Prototipo estructural	Peso (gramos)	Prototipo estructural	Peso (gramos)
Hexasat 1	161,8	CubeSat-P1	133,31
Hexasat 2	162,0	CubeSat-P2	132,85
Hexasat 3	161,7	CubeSat-P3	133,07
Hexasat 4	161,7	CubeSat-P4	134,39
Hexasat 5	161,5	CubeSat-P5	136,45
Promedio (grs)	161,74	Promedio (grs)	134,02

Fuente: Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo “cubesat” para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.

Con los promedios de peso del prototipo Hexasat en comparación con el prototipo CubeSat se obtuvo una diferencia de 27,72 gramos lo cual para un diseño de similares dimensiones es sumamente favorable, este aumento se debe a las consideraciones de diseño para aumentar su espacio sin ganar peso de

manera considerable y de esta forma poder añadir una mayor cantidad de componentes.

Relación demanda-capacidad prototipo Hexasat para cargas de diseño:

Si el elemento presenta su primera deformación a los 650 kg obtenidos en el ensayo de laboratorio (P_u), a una carga de diseño aplicada de 18 kg (P_n) y con un factor de carga ϕ de 1 considerando que no se tendrán cargas mínimas de aumento o disminución, se representan en la siguiente relación:

$$D/C = \frac{P_u}{\phi * P_n} = \frac{18}{1 * 650} = 0,0276 \approx 2,76 \%$$

Se obtiene que el prototipo con la carga de diseño aplicada, la estructura trabajara al 2,76 % de su capacidad.

Análisis de resultados favorables para perforaciones en concentradores de tensión (tapas superior e inferior)

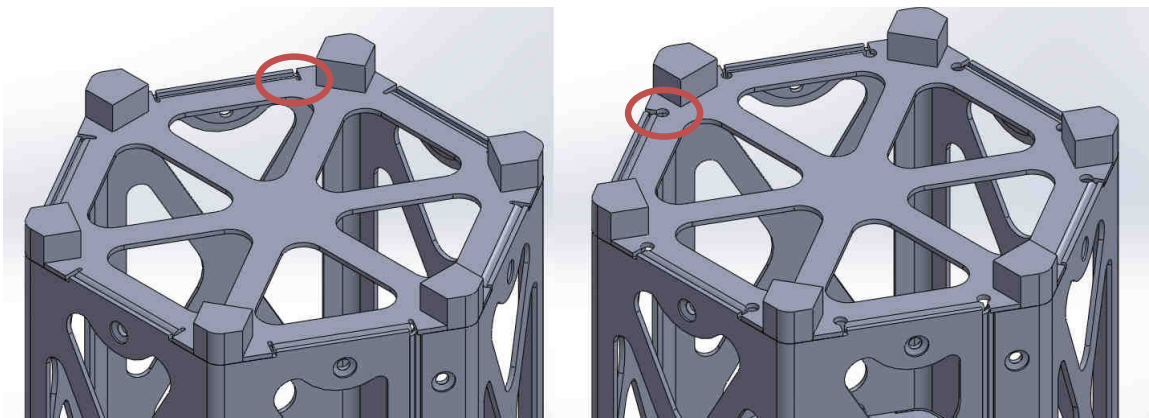


Figura 8.1: Concentradores de tensiones

Comparación de Factor de seguridad con y sin los concentradores de tensiones en las estructuras.

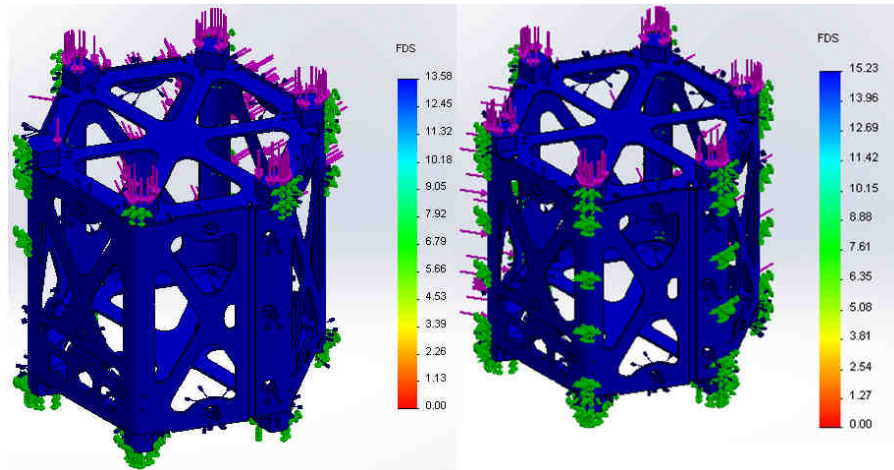


Figura 8.2: Factor de seguridad

Como se observa en la figura se tiene un factor de seguridad mayor de 15.23 con las perforaciones en aliviadores de tensión en comparación del prototipo que no presenta tal modificación con un factor menor de 13.58, demostrando en base a dicho análisis que el prototipo trabaja de manera mucho más favorable con dichas perforaciones.

En los ensayos mecánicos especialmente en el de fatiga se notó un excelente desempeño de las perforaciones con cargas críticas y vibracionales ya que claramente evitaron la rotura y prolongaron la vida del prototipo.



Figura 8.3: Factor de seguridad

8.1 ENSAYOS DE COMPRESIÓN

Relación demanda-capacidad prototipo Hexasat:

Si el elemento presenta su primera deformación a los 650 kg obtenidos en el ensayo de laboratorio, a una carga máxima aplicada de 910 kg se presenta la siguiente relación:

$$D/C = \frac{Pu}{\phi * Pn} = \frac{910}{1 * 650} = 1,4 \approx 140 \%$$

Se obtiene que el prototipo con la carga máxima aplicada en el ensayo, la estructura trabajo al 140 % de su capacidad.

Comparación de resultados obtenidos en ensayos reales Hexasat vs CubeSat

El ensayo de compresión para ambos prototipos se realizó con el mismo procedimiento y en condiciones similares, obteniendo los resultados mostrados en las figuras a continuación.



Figura 8.4: Fallas prototipo Cubesat

Fuente: Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo "cubesat" para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.



Figura 8.5: Fallas prototipo Hexasat

Como se puede observar en las figuras, el modo de falla de deformación plástica de la estructura en los vértices donde se unen los contactos con la estructura principal es similar en ambos prototipos, tanto en el CubeSat como en el Hexasat; contrariamente es notorio una gran diferencia en la presencia de falla en la estructura principal de ambos prototipos siendo el pandeo de las columnas en el prototipo CubeSat, deformando así todos los arrojamientos a diferencia del prototipo Hexasat que presenta un pandeo nulo.

En las pestañas de doblez superiores el prototipo Hexasat presenta un mayor índice de deformidad, en tanto que en el prototipo CubeSat este índice se reduce. Como consecuencia de los 6 contactos existentes en el prototipo Hexasat, se obtuvo un incremento de deformidad en la tapa superior con respecto a la presentada en el prototipo CubeSat.

A continuación en la tabla se muestra los resultados obtenidos en el ensayo para ambos prototipos.

Tabla 8.2 Resultados del ensayo a compresión de los prototipos estructurales Hexasat & CubeSat

	Hexasat	CubeSat
Primera deformación presentada (Kg)	650	500
Carga Máxima aplicada (Kg)	910	1080.6

Fuente: Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo “cubesat” para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.

Como refleja la tabla, se obtiene la primera deformación plástica del prototipo CubeSat a los 500 Kg de carga aplicada, en tanto que en el prototipo Hexasat se obtuvo esta deformación a los 650 Kg, obteniendo así un 30 % mayor de resistencia a la compresión en la estructura principal del Hexasat que en la estructura del prototipo CubeSat.

8.2 ENSAYOS DE FATIGA VIBRACIONAL

Comparación de resultados obtenidos en ensayos reales Hexasat vs CubeSat

El ensayo de fatiga vibracional para ambos prototipos se realizó con el mismo procedimiento y en condiciones similares, obteniendo los resultados mostrados en las figuras a continuación.



Figura 8.6: Fallas del prototipo Hexasat



Figura 8.7: Fallas del prototipo CubeSat

Fuente: Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo “cubesat” para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.

Como se puede observar en las figuras, el prototipo CubeSat presenta una clara deformación en las uniones entre contacto y dobléz de columna, en tanto que en el prototipo Hexasat presenta un hundimiento total de la tapa superior con sus respectivos contactos.

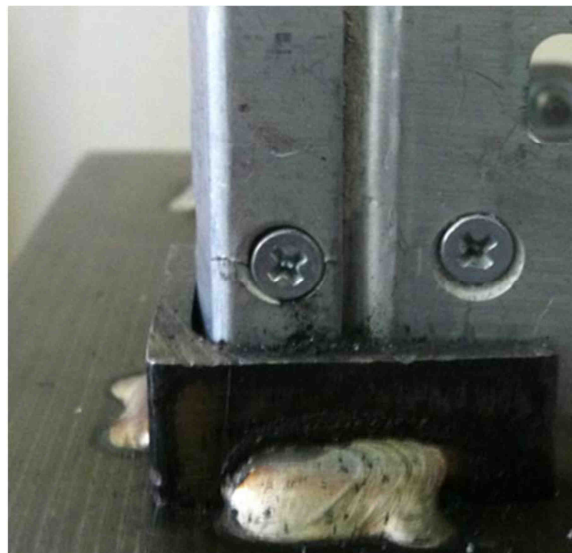


Figura 8.8: Ejemplo de ruptura en orificios CubeSat

Fuente: Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo “cubesat” para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.



Figura 8.9: Ejemplo de durabilidad en orificios Hexasat

Apreciando las figuras se observa claramente que los orificios de juntas empernadas en la pestaña de unión de la estructura principal en el prototipo Hexasat no sufren daño alguno, mientras que en el prototipo CubeSat sufren agrietamientos.

A continuación en la tabla se muestra los resultados obtenidos en el ensayo para ambos prototipos.

Tabla 8.3 Resultados del ensayo a fatiga de los prototipos estructurales Hexasat & CubeSat

Ciclos	Hexasat	CubeSat
5000	Deformaciones insignificantes	Pequeños aplastamientos en los vértices
20000	Primera deformación en los asentamientos de cada contacto, las deformaciones se pronunciaron más significativamente	Aplastamientos mucho más pronunciados
130000	Doblado de pestaña de junta empernada superior	Surgimiento de pequeñas grietas junto a los

		aplastamientos de los vértices
140000	Fisura riostra	Grietas y fisuras en uniones atornilladas
152000	Cedencia de contactos e incrustación en la estructura	Cedencia de contactos e incrustación en la estructura

Fuente: Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo "cubesat" para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.

8.3 ENSAYOS MECÁNICOS BAJO CARGAS TÉRMICAS

Comparación de resultados obtenidos en ensayos reales Hexasat vs CubeSat

Los ensayos de compresión bajo cargas térmicas tanto de alta como baja temperatura para ambos modelos de prototipos se realizaron con el mismo procedimiento y bajo condiciones similares, obteniendo los resultados mostrados en las figuras a continuación.

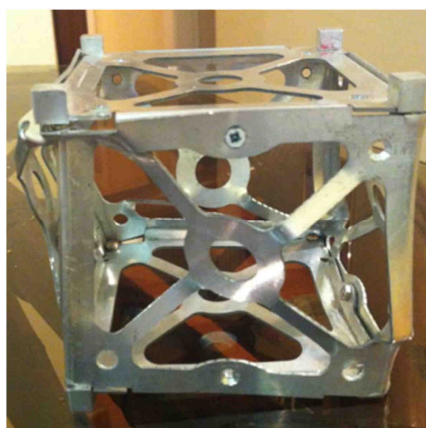


Figura 8.10: Fallas prototipo CubeSat (temperatura -74.1 °C)

Fuente: Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo "cubesat" para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.



Figura 8.11: Fallas prototipo Hexasat (temperatura $-77.8\text{ }^{\circ}\text{C}$)

Claramente en las figuras expuestas anteriormente se aprecia un comportamiento similar en ambas estructuras registrando pandeo total en columnas y arriostras, en este ensayo a baja temperatura se generaron las más altas deformaciones en ambos prototipos.

A continuación en las figuras se tiene los prototipos expuestos a cargas de compresión, a una temperatura de $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ para ambas estructuras.

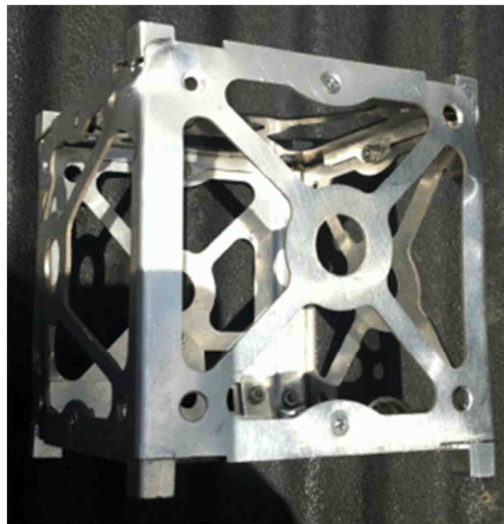


Figura 8.12: Fallas prototipo CubeSat (temperatura $120\text{ }^{\circ}\text{C}$)

Fuente: Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo "cubesat" para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.



Figura 8.13: Fallas prototipo Hexasat (temperatura 120 °C)

La estructura principal de los 2 prototipos presentaron resultados similares, con una baja tasa de deformación en comparación con el ensayo a baja temperatura, las secciones más críticas deformadas como son la parte superior de las columnas de doblez y las pestañas para juntas empernadas, además se puede apreciar la no deformación de arrostramientos en ambos casos.

Tabla 8.4 Resultados del ensayo a compresión bajo cargas térmicas de los prototipos estructurales Hexasat & CubeSat

	Hexasat	CubeSat
120 °C Primera deformación presentada (Kg)	645	400
-77,8 °C Primera deformación presentada (Kg)	470	600

Fuente: Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo "cubesat" para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.

CAPÍTULO 9

ANÁLISIS ECONÓMICO

Este capítulo se enfoca en el detalle de los costos del presente proyecto, tanto como en materiales, prestaciones de servicios de equipos, herramientas, máquinas e instrumentos necesarios para llevar a cabo el desarrollo de este.

El auspiciante para el desarrollo del proyecto es el CEINCI ya que se enmarca dentro de la línea de investigación Geoespacial y del programa de investigación Misión Espacial, por lo que dicha entidad carga con la responsabilidad de los gastos.

9.1 COSTOS DIRECTOS

A continuación se especificaran los costos directos los cuales intervienen de manera directa con el desarrollo del proyecto.

DISEÑO E INGENIERÍA

Se refiere al tiempo invertido en investigación, preparación, simulación, y desarrollo del diseño del prototipo estructural.

Tabla 9.1 Costo de diseño e ingeniería

Diseño e Ingeniería	Cantidad (horas)	Costo Unitario	Costo total
Desarrollador 1	160	\$ 8	\$ 1280
Desarrollador 2	160	\$ 8	\$ 1280
Asesor 1	21	\$ 62,5	\$ 1312,5
Asesor 2	15	\$62,5	\$ 937,5
		TOTAL	\$ 4810

MATERIALES PARA LA ELABORACIÓN DE LOS PROTOTIPOS

Se adquirió una plancha de aluminio A1050 con dimensiones 1m x 2m x 1.2mm, que son las estándares en el mercado, fue utilizada para construir las partes de la estructura es decir el cuerpo y las caras. A su vez se adquirió una barra de aluminio con un diámetro de 5/8 de pulgada y 1 metro de largo, que fue utilizada para la construcción de los contactos de la estructura. Y por último se adquirió tornillos de cabeza cónica M3 con 10 mm de largo, 0.5 mm de paso, adjuntos con las tuercas correspondientes de las mismas especificaciones; y tornillos de cabeza redonda M3 con 10 mm de largo, 0.5 mm de paso.

La plancha de aluminio fue adquirida en “MACAR REPRESENTACIONES”, la barra de aluminio se adquirió en “ACEROS & BRONCES INSUMOS PARA INGENIERÍA”, y los tornillos y tuercas se adquirieron en “LA CASA DEL PERNO”.

Tabla 9. 2 Costo de materiales

Material y operación	Características	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Planchas de aluminio A1050	Ancho: 1000 mm Largo: 2000 mm Espesor: 1,2 mm	1	\$ 34,72	\$ 34,72
Barra de aluminio	Diámetro: 5/8' Largo: 1000 mm	1	\$ 22,87	\$ 22,87
Tornillo Cabeza Redonda (acero inoxidable)	M3X10X0,5	72	\$ 0,05	\$ 3,60
Tornillo Cabeza Cónica(acero inoxidable)	M3X15X0,5	96	\$ 0,05	\$ 4,80
Tuerca	M3X0,5	96	\$ 0,05	\$ 4,80
Arandelas planas	M3	15	\$ 0,05	\$ 0,75
			TOTAL	\$ 71,54

PREPARACIÓN DE LA PLANCHA PARA ESTRUCTURAS

El primer proceso de fabricación consistió en la realización de los cortes necesarios con dimensiones específicas para la formación de las partes de la estructura, es decir el cuerpo y las caras tanto superior como inferior.

El corte de la plancha en pequeñas dimensiones se realizó en la empresa “IMACAC”; en la cual se utilizó una cizalla eléctrica de precisión.

Tabla 9.3 Costo de preparación de la plancha

Descripción del Proceso	Cantidad	Costo Unitario	Costo Total
Corte de la plancha de aluminio	22	0,30	\$ 6,6
TOTAL			\$ 6,6

OBTENCIÓN DE FORMAS INTRINCADAS

El siguiente proceso de fabricación es el corte CNC con hilo de tungsteno de los pedazos obtenidos en el anterior proceso para conseguir las formas intrincadas de los vaciados que tiene el cuerpo y las paredes.

El corte con hilo de tungsteno se realizó en la empresa “AL METAL SERVICIO”.

Tabla 9.4 Costo de formas intrincadas en los pedazos

Descripción del Proceso	Cantidad	Costo Unitario	Costo Total
Corte de electroerosión por hilo de tungsteno	15	\$ 23,60	\$ 354
TOTAL			\$ 354

ELABORACIÓN DE PERFORACIONES EN ENSAMBLE

Las perforaciones en los ensambles se realizaron en la empresa “AL METAL SERVICIO”, en la cual se utilizó una fresadora de precisión.

Tabla 9.5 Elaboración de perforaciones en ensamble

Operación	Características	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Perforaciones	Perforaciones de 3 mm	90	\$ 1	\$ 90
			TOTAL	\$ 90

DOBLADO DE CUERPO Y CARAS

El doblado del cuerpo y las caras superior e inferior se realizó en el taller “METÁLICAS SUQUILLO”, se utilizó una dobladora manual de precisión.

Tabla 9.6 Doblado de cuerpo y caras

Operación	Características	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Doblado	Por prototipo	5	\$ 15	\$ 75
			TOTAL	\$ 75

ELABORACION DE LOS CONTACTOS

Los contactos de aluminio se realizaron en la empresa “AL METAL SERVICIO”, utilizando una fresadora de precisión.

Tabla 9.7 Elaboración de los contactos

Operación	Características	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Maquinado	Piezas maquinadas	72	\$ 1.5	\$ 108
			TOTAL	\$ 108

MATERIALES PARA LA ELABORACIÓN DE PROBETAS

La barra de aluminio para la elaboración de las probetas cilíndricas se adquirió en “ACEROS & BRONCES INSUMOS PARA INGENIERÍA”.

Tabla 9.8 Material para probetas cilíndricas

Material	Características	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Barra de Aluminio dúctil	Diámetro: 1.0 plg Largo: 770 mm	1	\$ 32,63	\$ 32,63
			TOTAL	\$ 32,63

ELABORACION DE PROBETAS

Las probetas de aluminio fueron maquinadas en la empresa “AL METAL SERVICIO”, utilizando la máquina por corte CNC con hilo de tungsteno para las planas, y el torno para las cilíndricas.

Tabla 9.9 Elaboración de probetas

Operación	Características	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Maquinado	Probetas planas	3	\$ 10	\$ 30
Torneado	Probetas cilíndricas	3	\$ 5	\$ 15
			TOTAL	\$ 45

EQUIPO DE SEGURIDAD.

El equipo de seguridad industrial es fundamental y necesario para el proceso de ensamble, construcción de las partes de los prototipos estructurales y ensayos mecánicos, se utilizaron los equipos especificados en la tabla a continuación.

Tabla 9.10 Costo del equipo de seguridad

Elemento	Cantidad	Costo Unitario	Costo Total
Gafas protectoras	2	\$ 3	\$ 6
Tapones de oídos	2	\$ 3	\$ 6
Botas seguridad industrial	2	\$ 50	\$ 100
Mandil	2	\$ 10	\$ 20
Guantes de caucho industrial	1	\$ 20	\$ 20
Guantes de napa	2	\$ 3	\$ 6
TOTAL			\$ 158

INSTRUMENTOS DE MEDICIÓN

Los elementos de medición fueron fundamentales en el momento de la verificación de medidas de las estructuras tanto al principio, en el proceso, y en el final de la construcción, por tal razón fue necesario un instrumento de medición de precisión como lo es el pie de rey con una apreciación de +/- 0,02 mm; y se utilizó una escuadra para la realización del rayado.

Tabla 9.11 Costo de los instrumentos de medición

Elemento	Cantidad	Costo Unitario	Costo Total
Pie de Rey +/- 0,02mm	1	\$ 25,00	\$ 25,00
Escuadra	1	\$ 8,50	\$ 8,50
TOTAL			\$ 33,50

ENSAMBLAJE E INSPECCIÓN

El ensamblaje e inspección se realizaron en el laboratorio de máquinas y herramientas de la Escuela Politécnica del Ejército, utilizando las herramientas e instrumentos de medición ya mencionados.

Tabla 9.12 Costo de ensamblaje e inspección

Operación	Cantidad (horas)	Costo Unitario	Costo Total
Ensamblaje	40	\$ 8	\$ 320
Inspección	12	\$ 8	\$ 96
		TOTAL	\$ 416

ENSAYOS MECÁNICOS

Se realizaron varios tipos de ensayos mecánicos, tales como estáticos, térmicos y vibratoriales, en el laboratorio de mecánica de materiales de la Escuela Politécnica del Ejército.

Tabla 9.13 Costo de ensamblaje e inspección

Operación	Cantidad	Costo Unitario	Costo Total
Ensayo Tracción (Probetas)	6	\$20	\$ 120
Ensayo Compresión (Prototipo)	1	\$ 25	\$ 25
Ensayo Térmico (Prototipo)	2	\$40	\$ 80
Ensayo Fatiga (Prototipo)	1	\$ 100	\$ 100
		TOTAL	\$ 325

Fuente: Perez, J. (2013). Costos ensayos mecánicos laboratorio de mecánica de materiales. Sangolqui: Escuela Politécnica del Ejército.

9.2 COSTOS INDIRECTOS

Los costos indirectos son aquellos que no pueden identificarse con la producción de los modelos estructuras, ni en las pruebas mecánicas realizadas, pero que sí constituyen un costo aplicable a la producción y elaboración en general de todas las partes que componen el presente proyecto.

A continuación se muestra detalladamente los costos misceláneos que se presentaron en el transcurso de la preparación, elaboración, y obtención del proyecto:

Tabla 9.14 Costos Misceláneos

Descripción	Costo
Material de oficina	\$ 25
Servicio de Internet	\$ 60
Servicio telefónico	\$ 60
Transporte	\$ 200
Fotocopias	\$ 25
Impresiones	\$ 35
Servicios básicos	\$ 30
Materiales varios	\$20
TOTAL	\$ 455

9.3 COSTOS TOTALES

En la siguiente tabla se presenta los costos directos e indirectos del proyecto.

Tabla 9.15 Costos Directos

COSTOS DIRECTOS	
Diseño e Ingeniería	\$4810
Costo de materiales	\$ 71,54
Costo de preparación de la plancha	\$ 6,60
Costo de formas intrincadas	\$ 354
Elaboración de perforaciones en ensamble	\$ 90
Doblado de cuerpo y caras	\$ 75

Elaboración de los contactos	\$ 108
Material de probetas	\$ 32,63
Elaboración de probetas	\$ 45
Costo del equipo de seguridad	\$ 158
Costo de los instrumentos de medición	\$ 33,50
Ensamblaje e Inspección	\$416
Ensayos mecánicos	\$325
TOTAL DE COSTOS DIRECTOS	\$6525,27

Tabla 9.16 Costos Indirectos

COSTOS INDIRECTOS	
Costos Misceláneos	\$ 455
TOTAL DE COSTOS INDIRECTOS	\$ 455

Tabla 9.17 Costo Total

Costos Directos	\$6525,27
Costos Indirectos	\$ 455
COSTO TOTAL	\$ 6980,27

Es crucial el análisis económico del proyecto ya que con este se podrá reflejar la inversión que se realizó para el estudio y desarrollo del proyecto, permitiendo así valorar los beneficios de este, siendo de gran utilidad para investigaciones futuras.

CAPÍTULO 10

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

10.1 CONCLUSIONES

- Los prototipos Hexasat presentaron una resistencia a la compresión del 30% mayor, frente a los prototipos CubeSat, lo cual representa una confiabilidad mayor para las condiciones estáticas a las cuales serán expuestos. El peso del prototipo Hexasat, en comparación con el prototipo CubeSat es superior con solamente 30 gramos, lo cual es un incremento mínimo para propiedades favorables como incremento de espacio interior y mayor resistencia estática.
- El prototipo estructural Hexasat está conformado con pequeños aliviadores de tensión de diámetro 2 mm ubicados en las tapas superior e inferior, que demostraron una alta eficacia en su mayoría para trabajo de fatiga ya que evitaron agrietamientos y rotura de material en cargas de falla.
- El Hexasat garantiza el 100% de protección a los sistemas y subsistemas interiores eléctricos y electrónicos ya que en todos los ensayos mecánicos realizados no presento deformación alguna en la tapa inferior, que es la base fundamental del sistema electrónico principal.
- Las consideraciones de diseño para la construcción del prototipo Hexasat fueron tomadas en cuenta en función a las propiedades mecánicas del aluminio A 1050, el material de menor resistencia (100 N/mm^2) entre las aleaciones de aluminio para uso aeroespacial, con estas especificaciones se asegura un diseño estructural totalmente seguro y confiable, con la certeza de mejores resultados si se utilizan aleaciones como 7075 (170 N/mm^2) y 6061 (480 N/mm^2) en el futuro.
- Se tomó una carga crítica de diseño de 1kg multiplicado por 9G como fuerza aplicada en 3 caras laterales al momento de ejercer una fuerza

centrífuga, garantizando que la estructura del modelo Hexasat trabajará sin daño alguno en tales condiciones.

- Se concluye en base a los cálculos realizados mediante pandeo para las columnas del modelo estructural, que estas cumplen con el equilibrio estable ya que la carga crítica de diseño no sobrepasa el equilibrio neutro.
- Como se observó el comportamiento estructural de hundimiento en el centro de la tapa superior en aplicación de cargas críticas, se debe a que la fuerza axial de compresión tiende a aumentar los desplazamientos, y al ser esta mayor al momento restitutivo, sufren todos los desplazamientos observados tanto en columnas como el centro de la tapa superior.
- Utilizando las cargas de diseño reales que soportará la estructura en las fases de lanzamiento, transición y puesta en órbita, el prototipo estructural Hexasat no sufrirá daño alguno ya sea por cargas estáticas, fatiga o térmicas, ya que los valores para su primera deformación o fallo están demasiado elevados en comparación a dichas cargas de diseño.
- La plataforma de software SOLIDWORKS SIMULATION es útil únicamente para análisis de elementos hasta su respectivo límite elástico, ya que analiza únicamente comportamientos lineales, para trabajar con cargas críticas y analizar los elementos sometidos a estas se debe utilizar una plataforma obtener resultados de comportamiento no lineal, en el presente proyecto se trabajó con ANSYS WORKBENCH.
- Debido a la no disponibilidad de máquinas y equipos adecuados en el país para realizar los ensayos vibracionales con ciclos y frecuencias iguales a las de lanzamiento (20-2000 Hz), no se los pudo realizar, cabe recalcar que dichos ensayos deben realizarse con el prototipo completo con todos los sistemas y subsistemas que lo componen.
- Como se pudo observar en los ensayos de compresión bajo cargas térmicas, se concluye que la estructura del prototipo Hexasat se comporta de una manera más crítica a bajas temperaturas, en tanto que en altas temperaturas la estructura tiene un comportamiento más resistente y confiable.

- Se concluye una concordancia altamente acertada entre los ensayos reales y las simulaciones por software en todos los aspectos y parámetros analizados como deformaciones y factor de seguridad.

10.2 RECOMENDACIONES

- Debido a que es un proyecto para continuar su desarrollo e implementación a futuro, se recomienda para futuras fabricaciones seguir de manera estricta todas las especificaciones y consideraciones expuestas en los planos presentados y diagramas de proceso.
- Se recomienda la implementación de maquinaria apta para brindar las frecuencias específicas de diseño y desarrollar los respectivos ensayos semejantes a condiciones reales.
- Se recomienda la implementación de maquinaria de vacío térmico para altas y bajas temperaturas, apta para brindar las especificaciones de diseño y desarrollar los respectivos ensayos semejantes a condiciones reales.
- Se recomienda para el diseño del interior del vehículo de lanzamiento priorizar los rieles por los cuales se deslizará y sujetará el prototipo estructural, ya que de esta sujeción depende el óptimo desempeño de la estructura por las cargas de diseño propuestas principalmente en condiciones extremas como las 9G tomadas entre las más críticas.
- Para el proceso de doblado y ensamblaje, se recomienda tener la máxima precisión posible y todas las mediciones & tolerancias para obtener un modelo estructural totalmente eficiente y que cumpla con todas las especificaciones de diseño expuestas.
- Se recomienda a futuro un diseño, construcción e implementación en conjunto y de forma paralela de todos los sistemas y subsistemas que formaran parte del presente proyecto, para evitar complicaciones e inconvenientes futuros.

BIBLIOGRAFÍA

- Al Rais, A. (1999). Resumen Misión, Estado de desarrollo y futuras aplicaciones. Dubai.
- American Society of Materials. (1990). Properties and selection: Non Ferrous alloys and special purpose materials. 19. Estados Unidos.
- Antelecom. (2012). *Tubesat*. Obtenido de http://interorbital.com/TubeSat_1.htm
- Arqhys. (13 de Septiembre de 2008). *Pandeo*. Obtenido de <http://www.arqhys.com/construccion/plasticidad-mecanica-solidos.html>
- Arqhys. (13 de septiembre de 2008). *Plasticidad*. Obtenido de <http://www.arqhys.com/construccion/plasticidad-mecanica-solidos.html>
- Askeland, D. (1998). Ciencia e Ingeniería de los materiales. Mexico: Thomson.
- Cabreizo, A. (1995). Instalaciones solares fotovoltaicas. ProgenSA.
- DelMetal. (12 de junio de 2004). *Aluminio 1050*. Obtenido de <http://www.delmetal.com.ar/productos/aluminio/1050%20A.pdf>
- DelMetal. (18 de diciembre de 2012). *Vehículo de lanzamiento*. Obtenido de <http://www.delmetal.com.ar/productos/aluminio/7075.pdf>
- EverySpec. (2009). *Handbook Metallic Materials and Element for Aerospace Vehicle Structures*. Obtenido de <http://www.everyspec.com>
- FayerWayer. (12 de octubre de 2010). *Tubesat*. Obtenido de <http://www.fayerwayer.com/2009/08/tubesat-satelite-personal-en-orbita-por-usd8000>
- García, L. (2009). Análisis de Fatiga en piezas mecánicas usando el método de elementos finitos. Piura: Universidad de Piura.
- Gere, J. M. (2002). Mecánica de Materiales. Mexico: Thomson Learning.
- Gunter's Space. (11 de Enero de 2012). *Dubaisat*. Obtenido de http://space.skyrocket.de/doc_sdat/dubaisat-1.htm
- Gunter's Space. (21 de abril de 2012). *Rasat*. Obtenido de http://space.skyrocket.de/doc_sdat/rasat.htm

- Hernandez, D. (2012). Análisis de fallas utilizando ensayos mecánicos en prototipo estructural de picosatélite tipo “cubesat” para el C.I.E. de la ESPE. 94. Sangolqui, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército.
- Hibbeler, R. (2006). *Mecánica de Materiales*. Mexico: Pearson Educación.
- Husky. (2002). *Estándar de Especificación de Torque HGT-50*. Obtenido de <http://es.scribd.com/doc/46568211/Torque>
- International Cansat Workshop. (9 de agosto de 2007). *Cansat*. Obtenido de <http://www.unisec.jp/history/cansatws/programandabstract.pdf>
- Justz H. Scharkus E., L. R. (2004). *Tablas para la industria metalúrgica*. México: Reverte.
- Leiva, F. (29 de agosto de 2012). *Elementos Estructurales*. Obtenido de <http://es.scribd.com/doc/44992846/Elementos-Estructurales>
- Lumetal. (14 de junio de 2007). *Aluminio*. Obtenido de http://www.lumetalplastic.com/dural_carac_mec.html
- Maini, A. (2007). *Satellite Technology, Principles and applications*. California: Pondicherry.
- Munukata, R. (2009). *CubeSat Design Specification*. California: San Luis Obispo.
- Muñiz, A. (25 de marzo de 2009). *Aluminio 6061*. Obtenido de <http://es.scribd.com/doc/15574856/Trabajo-Final-Aluminio-6061>
- National Aeronautics and Space Administration. (Octubre de 2009). *Programa CubeSat*. Obtenido de <http://www.nasa.gov/pro/mepsi/>
- National Aeronautics and Space Administration. (07 de Octubre de 2013). *Standard Materials and Processes*. Obtenido de <https://standards.nasa.gov/documents/viewdoc/3315591/3315591>
- Perez, J. (2007). *Prácticas de laboratorio Columnas Largas*. Sangolqui: Escuela Politécnica del Ejército.
- Princeton Satellite Systems. (2013). *Aplicaciones CubeSat*. Obtenido de <http://www.psatellite.com/cst/index.php>
- Pumpkin Incorporated. (Febrero de 2009). *CubeSat Kit Design*. Obtenido de <http://www.cubesatkit.com/content/>

- QuakeFinder. (17 de marzo de 2013). *QuakeSat*. Obtenido de <http://www.quakefinder.com/services/spaceproducts.php>
- Rao, S. (1995). *Mechanical Vibrations*. California: Purdue University.
- Riosoft. (17 de abril de 2006). *Temperatura en el espacio*. Obtenido de <http://mezvan.blogsome.com/2006/08/29/p420/>
- Rodriguez, R. (2009). *Tipo de órbitas, Constelaciones de satélites*. España: ETSI.
- SamMetal. (2010). *Propiedades Aluminio*. Obtenido de <http://www.sanmetal.es/administrador/userfiles/file/Aluminios/Aluminio%20-%201050.pdf>
- Sharing Earth Observation Resources. (2006). *Rasat*. Obtenido de <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/rasat>
- Solano R, L. J. (2010). *Diseño de los sistemas estructural y de alimentación de energía solar, construcción de prototipo estructural y procedimientos operacionales de lanzamiento de picosatélite tipo "Cubesat" para el C.I.E. de la ESPE*. Quito, Ecuador.
- Standard Test Methods of Tension Testing Wrought and Cast Aluminum- and Magnesium-Alloy Products. (2002). American Society for Testing and Materials . Estados Unidos.
- State Space Agency of Ukraine. (mayo de 2007). *Sich-2 Satellite*. Obtenido de <http://www.nkau.gov.ua/nsau/catalogNEW.nsf/systemE/4292067D377BB47CC2256F330055DF6E?OpenDocument&Lang=E>
- Titanium Dream Factory. (7 de febrero de 2008). *Propiedades de Titanio*. Obtenido de <http://www.jeronimocycles.com/iporque-en-titanio.html>
- Universidad de Tokio . (2001). *Desing Review - Power subsystem*. Tokio.
- Universitat Wurzburg. (22 de agosto de 2007). *Cansat*. Obtenido de <http://www.hakenberg.de/automation/cansat.htm>
- Vallejo, J. (21 de julio de 2010). *Fallas en elementos estructurales*. Obtenido de <http://ingesite.com/construccion/fallas>
- Villalba Hervas Tecnologia. (2010). *Ensayos de tracción*. Obtenido de <http://iesvillalbahervastecnologia.files.wordpress.com/2009/09/ensayos.pdf>
- Whipple, L. (2013). *Estructura CubeSat*. Obtenido de <http://lucaswhipple.com/wordpress/>

PLANOS

ANEXOS

A. DIAGRAMA DE PROCESO DE FABRICACIÓN

B. NORMA CUBESAT DESIGN SPECIFICATION REVISIÓN 12

**C. FORCE LIMITED
VIBRATION TESTING NASA
TECHNICAL HANDBOOK**

D. NORMA ASTM B577M-02

E. NORMA ASTM A370-03

F. GRÁFICAS RESULTANTES DE LOS DIFERENTES ENSAYOS

G. INFORMES SOLIDWORKS PREMIUM 2012

H. RESULTADOS ANSYS® 14