



# **ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO**

## **CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**“ANÁLISIS DE FALLAS UTILIZANDO ENSAYOS MECÁNICOS EN  
PROTOTIPO ESTRUCTURAL DE PICOSATÉLITE TIPO  
“CUBESAT” PARA EL C.I.E. DE LA ESPE.”**

**PROYECTO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO  
MECÁNICO**

**DANIEL ALEJANDRO HERNÁNDEZ ECHEVERRÍA**

**DIRECTOR:**

**ING. JOSÉ PÉREZ ROSALES**

**CODIRECTOR:**

**ING. CARLOS NARANJO**

**Sangolquí, 2012 - Mayo**



## **CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO**

El proyecto: **“ANÁLISIS DE FALLAS UTILIZANDO ENSAYOS MECÁNICOS EN PROTOTIPO ESTRUCTURAL DE PICOSATÉLITE TIPO “CUBESAT” PARA EL C.I.E. DE LA ESPE”** fue realizado en su totalidad por Daniel Alejandro Hernández Echeverría como requerimiento parcial para la obtención del título de Ingeniero Mecánico.

---

**Ing. José Pérez**  
**DIRECTOR**

---

**Ing. Carlos Naranjo**  
**CODIRECTOR**

**Sangolquí, 2012-05-02**



## **LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO**

**“ANÁLISIS DE FALLAS UTILIZANDO ENSAYOS MECÁNICOS EN  
PROTOTIPO ESTRUCTURAL DE PICOSATÉLITE TIPO  
“CUBESAT” PARA EL C.I.E. DE LA ESPE.”**

ELABORADO POR:

---

Daniel Hernández

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

---

Ing. Xavier Sánchez

**DECANO**

**Sangolquí, 2012-05-02**



## DEDICATORIA

Este proyecto está dedicado a las personas que siempre han velado por mi bienestar y por apoyar todos mis sueños, mi familia, mi hermano, y sobre todo mis padres, Juan Hernández y Bernardina Echeverría que con amor y sacrificio han puesto disposición mía las herramientas y la guía necesarias para poder construir un camino de logros, de buenos valores y de ayuda a los demás.

Mi gran aspiración es que cada paso que dé y sueño que cumpla no sea solamente para mi beneficio propio sino para servir de mejor manera a las demás personas.

Daniel Alejandro Hernández Echeverría



## **AGRADECIMIENTO**

Principalmente agradezco a Dios, por ser la guía en mi vida y por la bendición en estos años de gran esfuerzo y sacrificio. Me dio motivación y una familia que ha sido pilar fundamental en mi formación. A la Escuela Politécnica del Ejército por haber proporcionado los recursos para el desarrollo de este proyecto. A mis amigos colegas de clase con los cuales compartimos experiencias, apoyo y aliento a lo largo del período universitario. A los señores docentes, en especial a mis directores de proyecto de grado que con gran entrega apoyaron con su conocimiento a la culminación de mi sueño. Al Ingeniero Francisco Navas por su gran colaboración en los laboratorios de Mecánica de Materiales.



## ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO .....	2
LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO .....	3
DEDICATORIA.....	4
AGRADECIMIENTO.....	5
ÍNDICE DE CONTENIDOS .....	6
LISTA DE TABLAS.....	10
LISTA DE FIGURAS .....	11
ANEXOS .....	15
RESUMEN .....	16

### CAPÍTULO 1: GENERALIDADES

1.1. ANTECEDENTES.....	17
1.2. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA .....	18
1.3. OBJETIVOS.....	19
1.3.1. General .....	19
1.3.2. Específicos.....	19
1.4. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA DEL PROYECTO.....	19
1.5. ALCANCE.....	20

### CAPÍTULO 2: MARCO TEÓRICO

2.1. CUBESAT .....	21
2.1.1. Razones para la introducción de satélites de dimensiones muy reducidas .....	21
2.1.2. Características especiales de los Picosatélites.....	22
2.1.3. Dimensionamiento .....	24
2.1.4. Generalidades del Programa CubeSat .....	27
2.1.5. Aplicaciones.....	27
2.1.6. Materiales del CubeSat.....	29
2.1.7. Descripción de Normas CDS .....	30
2.2. ESTRUCTURAS SATELITALES.....	31
2.2.1. Funciones primarias de las estructuras satelitales.....	31
2.2.2. Consideraciones de diseño.....	32
2.2.3. Estructura típica .....	34
2.3. SISTEMAS SATELITALES .....	35
2.3.1. Características especiales de operación en el espacio .....	35
2.3.1.1. Condiciones ambientales que pueden afectar los sistemas mecánicos .....	35
2.3.1.1.1. Cambios bruscos de temperatura .....	35
2.3.1.1.1. Temperaturas extremadamente altas.....	36



2.3.1.1.1. Temperaturas extremadamente bajas.....	36
2.4. ENSAYOS MECÁNICOS .....	38
2.4.1. Ensayo de Compresión.....	38
2.4.1.1. Fallas en elementos estructurales .....	38
2.4.1.2. Fallas por compresión .....	40
2.4.1.2.1. Plasticidad .....	40
2.4.1.2.2. Pandeo.....	41
2.4.1.2.3. Teorías de falla.....	43
2.4.1.3. Descripción del ensayo de compresión .....	43
2.4.2. Ensayo de Vibraciones .....	48
2.4.2.1. Vibraciones .....	48
2.4.2.2. Frecuencia natural y resonancia.....	50
2.4.3. Ensayo de Fatiga .....	51
2.4.3.1. Descripción.....	51
2.4.3.2. Curvas S-N .....	52
2.4.3.3. Fatiga térmica.....	55
2.5. INFLUENCIA DE LA TEMPERATURA EN EL COMPORTAMIENTO MECÁNICO DE LOS MATERIALES .....	56
2.5.1. En frío .....	56
2.5.2. En Caliente .....	58

### **CAPÍTULO 3: CONSTRUCCIÓN DE LOS PROTOTIPOS**

3.1. DISEÑO GEOMÉTRICO .....	59
3.1.1. Introducción .....	59
3.1.2. Mejoramiento de contactos .....	59
3.1.3. Modificación de chasis y reemplazo de tornillos .....	60
3.2. SELECCIÓN DE MATERIALES .....	61
3.3. DISEÑO DEL PROCESO CONSTRUCTIVO .....	61
3.3.1. Técnicas de proceso.....	61
3.3.1.1. Corte, perforación y plegado .....	61
3.3.1.2. Máquina de corte CNC .....	63
3.3.2. Diagrama de proceso.....	64
3.4. ARMADO Y ENSAMBLE.....	66
3.4.1. Componentes .....	66
3.4.1.1. Pesos y marcas .....	66
3.4.2. Elementos de ajuste .....	67

### **CAPÍTULO 4: ENSAYOS CON CARGAS CONTÍNUAS**

4.1. ENSAYOS DE TRACCIÓN .....	69
4.1.1. Elaboración de probetas .....	69
4.1.2. Procedimiento .....	71



4.1.3. Resultados .....	73
4.2. ENSAYOS DE COMPRESIÓN .....	75
4.2.1. Ensayos de compresión con datos de diseño .....	75
4.2.2. Ensayos de compresión hasta la falla .....	76
4.2.3. Simulaciones .....	78
4.3. RESULTADOS .....	86

### **CAPÍTULO 5: ENSAYOS CON CARGAS VIBRACIONALES DE FATIGA**

5.1. ENSAYO DE VIBRACIONES CON FRECUENCIA DE DISEÑO .....	91
5.1.1. Con frecuencia de diseño .....	91
5.1.2. Con frecuencia hasta la falla .....	93
5.1.3. Simulaciones .....	96
5.2. RESULTADOS .....	98

### **CAPÍTULO 6: ENSAYOS CON CARGAS DE FRACTURA TÉRMICA**

6.1. ENSAYOS DE FRACTURA APLICANDO CARGAS TÉRMICAS .....	101
6.1.1. Con dilatación a alta temperatura .....	101
6.1.1.1. Aplicando criterios de diseño .....	101
6.1.1.2. Hasta la falla .....	102
6.1.1.3. Simulaciones .....	105
6.1.2. Con contracción a baja temperatura .....	108
6.1.2.1. Aplicando criterios de diseño .....	108
6.1.2.2. Hasta la falla .....	109
6.1.2.3. Simulaciones .....	111
6.2. RESULTADOS .....	111

### **CAPÍTULO 7: ANÁLISIS DE RESULTADOS**

7.1. ENSAYO DE COMPRESIÓN .....	118
7.2. ENSAYO DE FATIGA VIBRACIONAL .....	119
7.3. ENSAYOS MECÁNICOS BAJO CARGAS TÉRMICAS .....	120

### **CAPÍTULO 8: ANÁLISIS ECONÓMICO Y FINANCIERO**

8.1. ANÁLISIS ECONÓMICO .....	124
8.2. ANÁLISIS FINANCIERO .....	128

### **CAPÍTULO 9: CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

9.1. CONCLUSIONES .....	130
9.2. RECOMENDACIONES .....	131



## CAPÍTULO 10: BIBLIOGRAFÍA Y ANEXOS

10.1. BIBLIOGRAFÍA .....	133
10.2. ANEXOS .....	135



## LISTA DE TABLAS

Tabla 2.1 Características de cristales metálicos comunes.....	37
Tabla 2.2 Elongación del los aluminios 6061-T6 y 7075-T6 a temperaturas altas y bajas.....	56
Tabla 2.3 Esfuerzo de fluencia del los aluminios 6061-T6 y 7075-T6 a temperaturas altas y bajas .....	56
Tabla 2.4 Esfuerzo último del los aluminios 6061-T6 y 7075-T6 a temperaturas altas y bajas .....	57
Tabla 3.1 Pesos de los cinco prototipos estructurales tipo CubeSat fabricados	67
Tabla 4.1 Resultados del esfuerzo de fluencia, último y elongación. ....	75
Tabla 4.2 Factores de seguridad para distintas cargas de compresión. ....	90
Tabla 5.1 Resultados del ensayo de fatiga .....	98
Tabla 5.2 Factores de seguridad para varias cargas y ciclos.....	100
Tabla 6.1 Resultados de ensayo de impacto Charpy con probetas de aluminio 1050 a 20°C y a 120°C.....	114
Tabla 6.2 Resultados de ensayo de impacto Charpy con probetas de aluminio 1050 a 20°C y a -180°C.....	114
Tabla 6.3 Factores de seguridad para varios ciclos en fatiga térmica.....	117
Tabla 7.1 Resumen de resultados .....	123
Tabla 8.1 Costo de materiales y operación para el prototipo de ensayo .....	124
Tabla 8.2 Costo de preparación de las planchas .....	125
Tabla 8.3 Elaboración de perforaciones de ensamble .....	125
Tabla 8.4 Doblado de las placas .....	125
Tabla 8.5 Elaboración de los contactos cúbicos .....	126
Tabla 8.6 Costo de materiales .....	126
Tabla 8.7 Costo del equipo de seguridad.....	126
Tabla 8.8 Costo de los elementos de medición.....	127
Tabla 8.9 Costos Misceláneos .....	127
Tabla 8.10 Costos Directos .....	128
Tabla 8.11 Costos Indirectos .....	128
Tabla 8.12 Costo total .....	128



## LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 Armadura de la estructura del CubeSat XI-V de la Universidad de Tokio .....	23
Figura 2.2 Estructura CubeSat Kit diseñada por Pumpkin Incorporated .....	23
Figura 2.3 Dimensiones globales de un CubeSat, vista frontal .....	24
Figura 2.4 Configuración triple de un CubeSat (3U) diseñada por Pumpkin Incorporated .....	25
Figura 2.5 Dimensiones globales de un CubeSat, vista superior .....	25
Figura 2.6 Imagen tomada desde un picosatélite de Tokio Tech, el "CUTE 1.7"	28
Figura 2.7 Arista que funciona como riel en un CubeSat desarrollado por Pumpkin INC .....	30
Figura 2.8 Fotografía del satélite INTELSAT 5 .....	34
Figura 2.9 Armadura de tubos de fibra de carbono y paneles con forma de colmena .....	35
Figura 2.10 Ilustraciones de comportamiento elástico y plástico en esfuerzo-deformación .....	39
Figura 2.11 Representación de falla de una probeta de acero aleado deformada superplásticamente con alargamiento de 1100%.....	40
Figura 2.12 Curvas esfuerzo-deformación unitaria de tres aleaciones de Al .....	41
Figura 2.13 Demostración de pandeo .....	41
Figura 2.14 Curvas Esfuerzo Crítico vs. Relación de Esbeltez para una acero y una aleación de aluminio .....	42
Figura 2.15 Diagrama esfuerzo-deformación unitaria para el cobre en compresión.....	44
Figura 2.16 Diagrama típico de esfuerzo deformación de una aleación de aluminio.....	45
Figura 2.17 Esfuerzo de fluencia arbitrario, determinado por el método de desplazamiento .....	46
Figura 2.18 Diferencias en tensión y compresión .....	47
Figura 2.19 Vibración de una masa concentrada con un grado de libertad .....	48
Figura 2.20 Vibración sin amortiguamiento .....	49
Figura 2.21 Esfuerzos cíclicos característicos por fatiga .....	50



Figura 2.22 Resistencia a la fatiga para diversos materiales .....52

Figura 2.23 Un diagrama para especímenes de aleación de aluminio 7075-T6 .53

Figura 2.24 Valores de 0.2% del esfuerzo de fluencia en aleaciones de aluminio después de la exposición a 1000 horas a temperaturas entre 0 y 350°C .....58

Figura 3.1 Contacto del prototipo CubeSat modificado con perforación M3 con rosca fina.....60

Figura 3.2 Mejoramiento del diseño y planos del anterior prototipo .....61

Figura 3.3 Corte de hilo por electroerosión empresa AL-METAL.....62

Figura 3.4 Supervisión del trabajo, verificación de medidas .....62

Figura 3.5 Perforaciones de sujeción y avellanados realizados en fresadora.....63

Figura 3.6 Sistema computarizado de control numérico para la máquina de corte .....64

Figura 3.7 Máquina de corte por hilo de tungsteno mediante electroerosión, empresa “ALMETAL” Quito-Ecuador .....64

Figura 3.8 Diagrama de procesos simplificado para fabricación de estructuras CubeSat .....65

Figura 3.9 Proceso de numeración de los prototipos con números y letras de golpe .....66

Figura 3.10 Ejemplo de numeración en los prototipos .....66

Figura 3.11 Corrección de errores de construcción .....68

Figura 3.12 Construcción de los 5 prototipos estructurales tipo CubeSat terminados .....68

Figura 4.1 Probeta estándar para placas de Aluminio .....70

Figura 4.2 Probetas de aluminio 1050 listas para los ensayos de tracción .....71

Figura 4.3 Ensayo de tracción en probetas de aluminio.....72

Figura 4.4 Probetas luego del ensayo tracción .....73

Figura 4.5 Curvas resultantes de ensayo de tracción .....73

Figura 4.6 Curva Esfuerzo vs. % deformación del ensayo de tracción .....74

Figura 4.7 Puntos críticos de compresión en el CubeSat dentro del P-POD .....76

Figura 4.8 Proceso de práctica con las máquinas de ensayos .....77

Figura 4.9 Prototipo estructural tipo CubeSat sometido a ensayo de compresión hasta la falla .....77



Figura 4.10 Diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat.....78

Figura 4.11 Entorno inicial del WorkBench del ANSYS® 14.....79

Figura 4.12 Biblioteca de materiales .....80

Figura 4.13 Ingreso de propiedades mecánicas .....80

Figura 4.14 Ingreso de la geometría .....81

Figura 4.15 Asignación de materiales .....82

Figura 4.16 Ingreso de tipos de contactos entre piezas .....82

Figura 4.17 Refinamientos de malla.....83

Figura 4.18 Estructura CubeSat con mallado y refinamiento en partes críticas ..83

Figura 4.19 Asignación de cargas .....84

Figura 4.20 Asignación de restricciones en apoyos .....85

Figura 4.21 Listado de resultados .....85

Figura 4.22 Digitalización del diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat.....86

Figura 4.23 Uno de los vértices deformados del prototipo estructural del picosatélite CubeSat .....87

Figura 4.24 Resultados desplazamientos totales .....88

Figura 4.25 Resultados deformaciones unitarias equivalentes .....88

Figura 4.26 Resultados esfuerzos equivalentes.....89

Figura 4.27 Resultados factor de seguridad.....89

Figura 5.1 Accesorio fabricado para ensayo de fatiga .....92

Figura 5.2 Proceso de práctica con las máquinas de ensayos .....92

Figura 5.3 Vibración de la paredes de la estructura de un CubeSat.....93

Figura 5.4 Prototipo “CubeSat” listo para ensayo de fatiga.....94

Figura 5.5 Ensayo de fatiga realizado con el 50% de carga máxima de compresión .....94

Figura 5.6 Ensayo de fatiga realizado con el 75% de carga máxima de compresión.....95

Figura 5.7 Grietas en vértices a los 140000 y 152110 ciclos. ....96

Figura 5.8 Ingreso de la herramienta de fatiga en el ANSYS®14 .....97

Figura 5.9 Ingreso de parámetros del ensayo de fatiga .....98

Figura 5.10 Resultados de la vida total del elemento carga 550 Kg .....99



Figura 5.11 Resultados del Daño total del elemento carga 550 Kg .....99

Figura 5.12 Resultados del Factor de Seguridad del elemento carga 550 Kg ..100

Figura 6.1 Prototipo CubeSat dentro del horno.....102

Figura 6.2 Horno de mufla a 120°C.....102

Figura 6.3 Ensayo de compresión a temperatura 120° C.....103

Figura 6.4 Diagrama Carga vs. Desplazamiento del ensayo de compresión a 120°C .....103

Figura 6.5 Dimensiones de las probetas para pruebas Charpy .....104

Figura 6.6 Probetas construidas para ensayos Charpy.....104

Figura 6.7 Probeta preparada para el ensayo Charpy .....105

Figura 6.8 Probetas luego de los ensayos Charpy.....105

Figura 6.9 Ingreso de estudio con condiciones térmicas.....106

Figura 6.10 Asignación de temperatura .....107

Figura 6.11 Configuraciones para simulación de fatiga térmica.....108

Figura 6.12 Prototipo CubeSat dentro del recipiente con hielo seco y alcohol .109

Figura 6.13 Ensayo de compresión a temperatura -74.1°C .....110

Figura 6.14 Diagrama Carga vs Desplazamiento de ensayo de compresión a -74.1°C .....110

Figura 6.15 Disminución temperatura de probetas con hielo seco y alcohol.....111

Figura 6.16 Digitalización del diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat a 120°C.....112

Figura 6.17 Uno de los vértices deformados del prototipo estructural del picosatélite CubeSat .....113

Figura 6.18 Digitalización del diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat a -74.1°C.....113

Figura 6.19 Resultados de la vida total del elemento con fatiga térmica.....115

Figura 6.20 Resultados del daño total del elemento con fatiga térmica .....115

Figura 6.21 Resultados factor de seguridad del elemento con fatiga térmica ..116

Figura 6.22 Zona de mínimo factor de seguridad con fatiga térmica .....116

Figura 7.1 Fallas en el prototipo P1 .....118

Figura 7.2 Fallas del prototipo P2 .....119

Figura 7.3 Ejemplo de ruptura en orificios.....120

Figura 7.4 Probetas luego del ensayo de compresión temperatura baja y alta.121



## ANEXOS

ANEXO 1. Planos de Fabricación de la Estructura tipo CubeSat.....	136
ANEXO 2. Diagrama de Procesos de la Estructura tipo CubeSat.....	137
ANEXO 3. Norma CubeSat Design Specification Revisión 12.....	138
ANEXO 4. Manual de Usuario CubeSat Kit.....	139
ANEXO 5. Manual de Usuario Sistema de Lanzamiento DNEPR.....	140
ANEXO 6. Curvas resultantes de los diferentes ensayos .....	141
ANEXO 7. Resultados ANSYS® 14 .....	142
ANEXO 8. Norma ASTM B577M-02.....	143
ANEXO 9. Norma ASTM A370-03.....	144
ANEXO 10. Propiedades del Aluminio ASM Handbook .....	145



## RESUMEN

La Escuela Politécnica del Ejército, por medio del C.I.E, ha dado ya los primeros pasos en la investigación de un proyecto relativamente económico como el picosatélite “CubeSat” para poder fabricarlo localmente, de esta manera impulsaría la investigación científica del área espacial en nuestro país. El presente proyecto de tesis es una continuación de un proyecto que culminó en octubre de 2010 relacionado con el mismo tema.

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, pero no se han realizado pruebas o ensayos mecánicos reales para llegar a una aceptación definitiva del diseño.

Para el desarrollo de este proyecto se emplearon cálculos teóricos y simulaciones de computadora por lo que es de vital importancia someter a la estructura a las cargas que se consideraron en los cálculos previos pero ahora de manera real ya que en el análisis estructural se adoptó un modelo teórico de cálculo cercano al real debido a que las condiciones de borde reales que afectaban a la estructura haciéndola hiperestática y consecuentemente distorsionaban en gran manera los datos resultantes de la simulación.

De acuerdo a ese estudio sobre el diseño de la estructura del picosatélite tipo CubeSat, las cargas que intervienen en el cálculo son de cuatro tipos: Cargas Continuas, Cargas Vibracionales, Cargas de fatiga térmica y Cargas de Impacto. Existen otros tipos cargas de diferente naturaleza que son aplicados a la estructura, pero al ser relativamente pequeñas, son despreciables.

Al final de esta serie de ensayos mecánicos tanto estáticos como dinámicos, lo que se espera como resultado es que el prototipo soporte las cargas que se utilizaron para el diseño y construcción del mismo. También se comparará los resultados prácticos de los ensayos con los de las simulaciones del software ANSYS® 14.

Finalmente se detallarán datos técnicos que la estructura soportará ante cada tipo de carga antes de que falle.



# CAPÍTULO 1

## GENERALIDADES

### 1.1. ANTECEDENTES

Nuestro país ha estado un tanto aislado en lo que se refiere a temas de exploración espacial y atmosférica que países del primer mundo como Estados Unidos y Rusia iniciaron hace décadas. Sin embargo, varios países latinoamericanos han iniciado ya la investigación de este campo e incluso se encuentran desarrollando programas de exploración espacial.

Por ejemplo 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 incluso por la ubicación geográfica del mismo, resultaría sumamente favorable una exploración propia.

Teniendo en cuenta esta tendencia tecnológica y considerando que Ecuador no está en la capacidad económica de desarrollar proyectos espaciales a gran escala, la alternativa de un proyecto relativamente económico como el picosatélite "CubeSat" podría llevarse a cabo, de esta manera impulsaría la investigación científica del área espacial en nuestro país y permitiría unirse a la iniciativa de otras naciones de la región.

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, pero no se han realizado pruebas o ensayos mecánicos reales para llegar a una aceptación definitiva del diseño.

## **1.2. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA**

De acuerdo al proyecto previo sobre el diseño de la estructura del picosatélite tipo CubeSat, las cargas que intervienen en el cálculo son de cuatro tipos: Cargas Continuas, Cargas Vibracionales de fatiga, Cargas de fatiga térmica y Cargas de Impacto.

Las cargas continuas que recibe el picosatélite son causadas por fuerzas de compresión aplicadas en los contactos inferiores del mismo, debidas al resorte de la interfaz de lanzamiento P-POD. Para simular estas fuerzas, se utilizará la prensa de compresión de 100 tons y la máquina de ensayos universales AMSLER de 10 tons del Laboratorio de Mecánica de Materiales de la ESPE, aplicando la fuerza correspondiente a datos de diseño y hasta que la estructura falle para saber la carga máxima que soporta.

Las cargas de fatiga vibracionales se deben a la vibración inducida por el vehículo de propulsión del picosatélite, para dicho fenómeno se utilizará la máquina de ensayos universales MTS 810 de 50 tons para ensayos dinámicos, introduciendo el dato de diseño de la frecuencia de vibración del vehículo y variando la carga hasta la falla.

Los ensayos mecánicos con carga térmica están determinados por la variación la temperatura de la estructura. Para llegar a la temperatura de diseño máxima de 120°C se utilizará un horno de fundición y para enfriar a la estructura hasta la temperatura mínima de -74.1°C se utilizará el método de enfriamiento de alcohol industrial y hielo seco.



## 1.3. OBJETIVOS

### 1.3.1. General

Analizar las propiedades de resistencia del material del prototipo estructural del picosatélite tipo “CubeSat” del C.I.E de la ESPE.

### 1.3.2. Específicos

- Construir 5 prototipos para los diferentes ensayos.
- 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.
- Elaborar el modelo digital del prototipo estructural CubeSat y simular las condiciones de carga de los ensayos mecánicos utilizando el software ANSYS® 14.
- Elaborar tablas y curvas del comportamiento mecánico de los prototipos de acuerdo a los resultados obtenidos.

## 1.4. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA DEL PROYECTO

Los artefactos espaciales son fabricados con gran exigencia en cuanto a estándares de selección de materiales, diseño y fiabilidad de los sistemas que lo conforman debido las condiciones ambientales y físicas extremas que existen fuera de la atmósfera. Para estudiar y comprender la reacción que tendrá la estructura del picosatélite ante tales condiciones espaciales, es de suma importancia someterlo a ensayos computacionales y físicos.

Considerando que los ensayos computacionales intentan modelar lo que verdaderamente sucede con un diseño teórico frente a fenómenos y situaciones físicas, es un requerimiento importante someter un prototipo o modelo a pruebas



reales, como ensayos físicos, mecánicos, químicos, dependiendo del tipo de modelo que se quiera evaluar.

En octubre del 2010, el CIE de la ESPE, llevó a cabo un proyecto de diseño y construcción se basó en cálculos teóricos y simulaciones de computadora por lo que es de vital importancia someter a la estructura a las cargas que se consideraron en los cálculos previos pero ahora de manera real ya que en el análisis estructural se adoptó un modelo teórico de cálculo cercano al real.

Para ampliar un poco la adopción modelo de diseño, al analizar las condiciones de borde de la estructura se notó que durante el proceso de lanzamiento hasta la liberación del CubeSat, es soportado por los rieles internos del P-POD o interfaz de lanzamiento, que lo sostienen mediante un contacto lateral con las aristas verticales del satélite cúbico, y está apoyado con los contactos a la pared inferior del P-POD. Según el diseño estructural LRFD, los apoyos laterales se distribuyen como apoyos de línea que actúan como líneas de soldadura continua que distribuyen así la carga a lo largo de la estructura de una manera uniformemente proporcional a la dirección en la que se aplica la carga. Con estas condiciones, la estructura se vuelve hiperestática y consecuentemente distorsionaban en gran manera los datos resultantes de la simulación.

El presente proyecto trata de acercar a la estructura a las condiciones físicas más cercanas a la realidad a las que estaría sometido el prototipo al momento del lanzamiento y durante su funcionamiento en órbita mediante ensayos mecánicos y así certificar su fiabilidad ya que una falla en su estructura involucraría arriesgar toda la misión espacial y además grandes pérdidas económicas.

## **1.5. ALCANCE**

Poner a prueba la resistencia del prototipo estructural del picosatélite tipo "CubeSat" mediante ensayos mecánicos con condiciones ambientales y cargas extremas que puedan ser simuladas en el laboratorio con el presupuesto de 1200 dólares.



## **CAPITULO 2**

### **MARCO TEÓRICO**

#### **2.1 CUBESAT**

##### **2.1.1 RAZONES PARA LA INTRODUCCIÓN DE SATELITES DE DIMENSIONES MUY REDUCIDAS**

Por mucho tiempo el espacio fue explorado por muy pocas agencias espaciales que contaban con gran cantidad de recursos económicos, científicos y tecnológicos. Eventualmente, instituciones paralelas más pequeñas, como empresas y universidades, se han planteado la posibilidad de acceder al espacio para realizar sus investigaciones, de una forma económica y tecnológicamente alcanzable.

Dichas grandes agencias del espacio han dado un gran uso a toda clase de satélites artificiales de grandes dimensiones, con propósitos científicos, informativos, bélicos y muchos otros. La mayoría de los satélites utilizados por estas agencias fueron diseñados y construidos utilizando la mejor tecnología disponible al momento de su creación, con gran cantidad de recursos para incluir todas las opciones requeridas. Estos satélites presentan una variedad de prestaciones, por ejemplo, uno solo podía prestar servicios meteorológicos y de posicionamiento global (GPS, Global Positioning System), los cuales eran realmente costosos por sus altos requerimientos electrónicos y mecánicos. En la actualidad se han desarrollado estructuras satelitales que simplifican y especializan enormemente sus sistemas, para reducir sus dimensiones, su peso, y por lo tanto el coste total tanto de su construcción como de una misión que pueda llevarlos al espacio. Esta reducción de costes hace más accesible la investigación espacial y proyectos satelitales para acceder a información que antes estaba en manos de poca gente. Ahora prácticamente cualquier organización con moderados recursos puede desarrollar un pequeño sistema satelital, lanzarlo a la órbita con ayuda de alguna agencia espacial y darle seguimiento continuo a la información que arroje el sistema desde el espacio. Incluso hay proyectos, de los que ya se hablará más adelante, que permitirían



recuperar al satélite lanzado al espacio, repararlo, reequiparlo y reutilizarlo para una nueva misión.

## 2.1.2 CARACTERÍSTICAS ESPECIALES DE LOS PICOSATÉLITES

El objetivo de construir picosatelites cuyas dimensiones sean minúsculas está reflejado en algunas características especiales que se indican a continuación:

*Peso y tamaño reducido:* Un picosatélite es aquel que pesa 1 Kg o menos. Por lo general el volumen de estos dispositivos es aproximadamente de un litro ( $100\text{cm}^3$ ), aunque su medida exacta depende de la forma que su estructura presente. Por ejemplo, los picosatélites cúbicos, como el CubeSat, con su medida de  $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}$ , tienen una capacidad de  $10\text{cm}^3$  (1 litro) para los sistemas de vida y de misión, siempre y cuando el peso total del sistema no supere el límite de 1 kg.<sup>1</sup>

*Simpleza en su forma y facilidad de construcción:* La forma sencilla de un CubeSat permite tener un diseño simple y económico. La forma cúbica de este facilita alcanzar este objetivo. Para construir la estructura se pueden seguir varios procesos. Por ejemplo, para el CubeSat XI-V de la Universidad de Tokio, la estructura se construyó mediante una armadura básica cúbica elaborada con pequeñas barras de sección cuadrada de 7 mm de lado unidas entre ellas mediante soldadura especial. Las paredes se unieron mediante placas de aluminio de 0.7 mm de espesor unidas a la armadura mediante pernos de acero. Sobre esas placas se instalaron las placas solares y el mecanismo de despliegue de la antena.

---

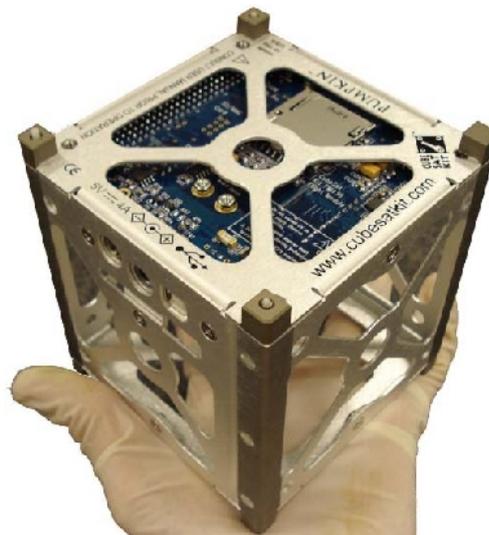
<sup>1</sup> RIKI MUNAKATA. CubeSat Design Specification. Traducido del inglés por Daniel Hernández. 12a ed. San Luis Obispo. Cal Poly. 2009. p. 8.



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

**Fuente:** SSETI Express, October 2005, All CubeSats Deployed Successfully

Por otro lado, el diseño propuesto por la compañía Pumpkin para su producto CubeSat Kit <sup>TM</sup> es elaborado a partir de una placa grande de aluminio, que al plegarse, forma el cuerpo lateral de la estructura. Al mismo tiempo, dos placas del mismo material y espesor que el original sirven como tapas superior e inferior, completando la forma de la estructura. Todas las uniones del ensamble pueden realizarse con remaches aeronáuticos o con tornillos de acero.<sup>2</sup>



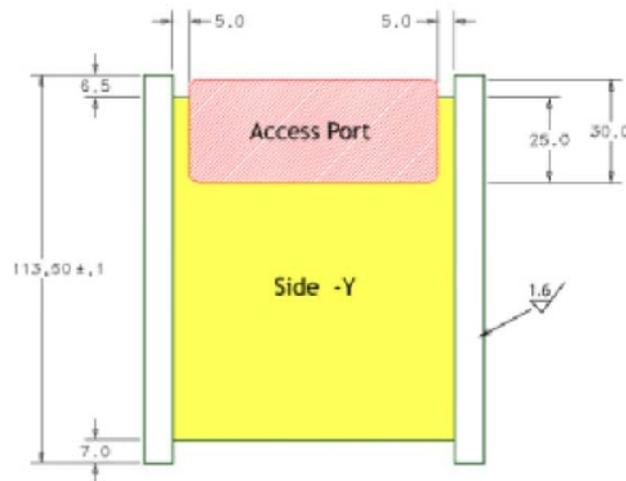
**Figura 2.2:** Estructura CubeSat Kit diseñada por Pumpkin Incorporated

**Fuente:** <http://www.cubesatkit.com/content/>; Revised February 2009, Pumpkin Incorporated

<sup>2</sup> <http://www.cubesatkit.com/content/>. CubeSat Kit Design. Inglés. Febrero 2009.

### 2.1.3 DIMENSIONAMIENTO<sup>3</sup>

Las dimensiones nominales de un CubeSat, acorde con la norma Cubesat Design Specification, Revisión 12, tiene que ser de 10 cm por lado. Además se pueden presentar configuraciones dobles y triples en la estructura, es decir variando sus dimensiones de alto o en otras palabras del eje Z. Para las configuraciones dobles esta medida es de 227 mm, y en triples es de 340.5 mm. La norma establece una sencilla notación para distinguir el número de módulos de un determinado CubeSat que es la siguiente: un módulo se notan 1U, dos módulos 2U y de tres 3U.



**Figura 2.3:** Dimensiones globales de un CubeSat, vista frontal

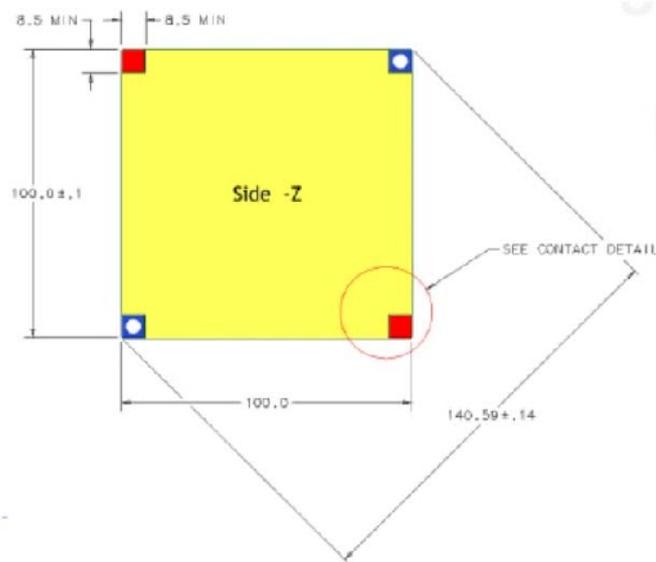
**Fuente:** CubeSat Design Specification, Revisión 12, Riki Munakata, 1/8/2009.

<sup>3</sup> RIKI MUNAKATA. CubeSat Design Specification. Traducido del inglés por Daniel Hernández. 12a ed. San Luis Obispo. Cal Poly. 2009. p. 8.



**Figura 2.4:** Configuración triple de un CubeSat (3U) diseñada por Pumpkin Incorporated  
**Fuente:** <http://www.cubesatkit.com/content/>; Revised February 2009, Pumpkin Incorporated

Las cuatro aristas verticales de cada CubeSat servirán como rieles de deslizamiento cuando estos dispositivos sean expulsados al espacio, por lo que esta sección tendría un diseño especial. El acabado de esta sección es de  $\frac{16}{\sqrt{}}$  tal como se muestra en la figura 1.3, y su ancho mínimo es de 8.5 mm, tal como se muestra en la figura 1.5.



**Figura 2.5:** Dimensiones globales de un CubeSat, vista superior  
**Fuente:** CubeSat Design Specification, Revisión 12, Riki Munakata, 1/8/2009.



En la figura 2.5 presenta entre otras cosas las tolerancias, la tolerancia general es de 0.1 mm, y las tolerancias diagonales son de 0.14 mm. Comentando este punto, se puede ver que esta es una tolerancia bastante amplia, lo cual facilita la construcción con instrumentos y herramientas cuya precisión y exactitud son accesibles para cualquier empresa o institución. Además se recomienda redondear todos los bordes y aristas.

Cabe notar los siguientes aspectos en el presente punto:

- Un componente ubicado en la pared del satélite puede sobresalir un máximo de 6.5 mm en dirección vertical a esas superficies ya que puede entrar en contacto con el Dispositivo de Despliegue en Órbita (P-POD). Comúnmente se colocan paneles solares en las paredes, por lo que hay que tener cuidado con aquello.
- El centro de gravedad del satélite debe estar ubicado a una distancia máxima de 2 cm de su centro geométrico, con todos los equipos internos incorporados.
- Hay que tomar en cuenta, como muestra la figura 1.5, se deben incluir en los vértices 8 puntos de contacto para separar el cuerpo principal del CubeSat de la superficie de otros satélites y del P-POD. En la parte superior, estos contactos deben sobresalir 6.5 mm, y en la parte inferior 7 mm.
- Las tolerancias especificadas deben cumplirse con total cuidado, ya que, aunque son amplias, deben cumplirse estrictamente para que sean enteramente compatibles con las dimensiones del P-POD.

Existen empresas que se han dedicado a dar asesoría y fabricar estos dispositivos y estructuras de manera estándar para reducir costos y facilitar el desarrollo de estas misiones. La empresa Pumpkin, Inc. es una de ellas. Fue fundada en 1995 y dedicada a la asesoría y consultoría en análisis electrónico para principiantes y semiprofesionales, también se ha dedicado a diseñar y elaborar soluciones de hardware para diferentes proyectos internacionales, entre los cuales destacamos el desarrollo de su producto CubeSat Kit, que incluye componentes electrónicos y el sistema estructural requerido para un proyecto CubeSat. <sup>4</sup>

---

<sup>4</sup> [http://www.cubesatkit.com/content/pumpkin/about\\_pumpkin\\_inc.html](http://www.cubesatkit.com/content/pumpkin/about_pumpkin_inc.html). About Pumpkin. Inglés. Febrero 2005



En vista de que empresas como Pumpkin construyen estos productos en serie, el coste de adquisición y la consecuente inversión se reducen drásticamente, en comparación con una estructura y sistema satelital contruidos localmente. Muchas universidades que han desarrollado proyectos CubeSat se han valido de los productos y de la asesoría que brindan este tipo de empresas. Solo cuando una institución requiere desarrollar diseños personalizados, no se valdría del asesoramiento y adquisición de productos como el CubeSat Kit, de la empresa Pumpkin Inc.

#### **2.1.4 GENERALIDADES DEL PROGRAMA CUBESAT**

California Polytechnic State University (Cal Poly) fue la iniciadora de este programa, que ahora hace la labor de coordinadora de los diferentes proyectos CubeSat en todo el mundo. La responsabilidad principal de la Cal Poly como coordinadora de lanzamiento es garantizar la seguridad de los CubeSats y proteger el vehículo de lanzamiento (LV, por sus siglas en inglés), además de la carga primaria y a otros CubeSats.

Este proyecto tiene la colaboración internacional de más de 40 universidades, escuelas superiores y empresas privadas para el desarrollo de Picosatélites. Un CubeSat es un satélite cúbico de 10 cm de arista y con una masa no superior a 1 Kg. La comunidad CubeSat retroalimenta con información técnica y de desempeño a los diseñadores, creando un flujo de información ágil y progresivo. El término CubeSat aplica específicamente a nano-satélites que se adhieren a los estándares de la Norma CubeSat Design Specification creada y publicada por la CalPoly. En el presente trabajo se está utilizando la doceava edición de dicha norma cuyo código es CDS R12.<sup>5</sup>

#### **2.1.5 APLICACIONES**

Los picosatélites tienen un gran número de aplicaciones y servicios una vez estando en órbita, a pesar de que su costo no es relativamente caro y su tamaño tampoco.

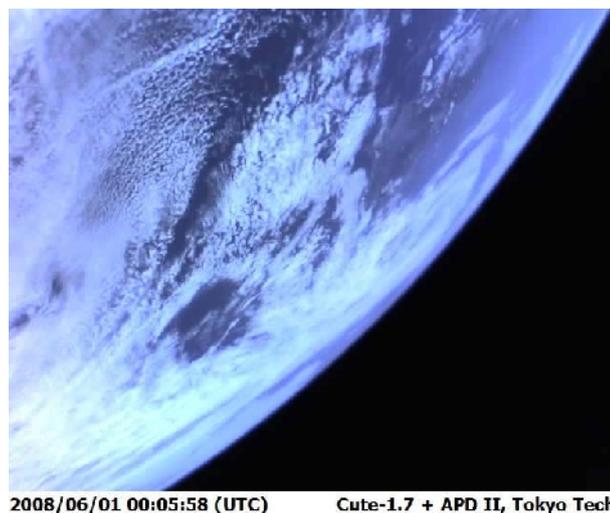
---

<sup>5</sup> <http://www.nasa.gov/pro/mepsi>. NASA - NASA Multimedia Page. Inglés. Octubre 2009

Comúnmente se colocan instrumentos y equipos electrónicos tradicionales capaces de medir diferentes condiciones del ambiente espacial, de la atmósfera terrestre, de la superficie terrestre o de astros y objetos relativamente lejanos. Por ejemplo, el Quakefinder's Quakesat de la Universidad de Stanford en los Estados Unidos está direccionado a observar los terremotos desde el espacio, conocer más su funcionamiento y, si es posible, encontrar técnicas de detección y alarma.

La utilidad más importante que se ha dado a los satélites CubeSat es el de las comunicaciones, con una aplicación muy específica, generalmente dirigidas a uno o pocos más canales de comunicación. El CubeSat colombiano "Libertad I" tiene este objetivo.

Adicionalmente se puede equipar el picosatelite de pequeños telescopios que puedan observar el espacio sin la interferencia de la luz artificial terrestre, o para visualizar la Tierra desde el espacio. Esta aplicación se les ha dado a los satélites ICE CubeSat I y II, de la Universidad de Cornell, Nueva York, Estados Unidos, los cuáles observan la evolución de la extensión de los hielos polares al norte y al sur del planeta, respectivamente. También el picosatelite "CUTE 1.7" del Tokio Institute of Technology cumple funciones fotográficas en el espacio.<sup>6</sup>



**Figura 2.6:** Imagen tomada desde un picosatélite de Tokio Tech, el "CUTE 1.7"

**Fuente:** Small Satellite Program (SSP), Laboratory for Space Systems (LSS), Tokyo Institute of Technology 2006-2008

<sup>6</sup> TOORIAN A. All CubeSats Deployed Successfully. SSETI Express. Los Angeles. CubeSat Revisions 3. 2009. 121.p.



### 2.1.6 MATERIALES DEL CUBESAT <sup>7</sup>

Los materiales a usarse en la construcción de la estructura deben ser con materiales aprobados por la NASA según lo que especifica la norma CubeSat Design Specifications (CDS R12), para prevenir la contaminación de otros vehículos espaciales durante las etapas de integración, pruebas y lanzamiento. Se puede acceder a la información referente a estos materiales mediante el Materials and Processes Laboratory, EM01, NASA, del Marshall Space Flight Center, Huntsville, AL. Este instituto ha lanzado la base de datos MAPTIS II, versión 3.8.0.4, que muestra los materiales aprobados por la NASA. Esta es una base de datos confidencial y no se puede acceder a ella como persona natural. Una institución debe cumplir una serie de requisitos para poder acceder a ella.<sup>8</sup> Si una institución está desarrollando un proyecto CubeSat y requiere acceder a esta información, se recomienda hacerlo mediante la Cal Poly y los representantes internacionales del proyecto CubeSat.

La norma CDS-R12, recomienda la utilización de Aluminio 7075 o 6061-T6 como material de construcción del chasis principal. En caso de usarse otros materiales, su coeficiente de expansión térmica debe ser similar al del Aluminio 7075-T73, que es el material en el que está construido el P-POD. Utilizar materiales diferentes a los recomendados puede provocar deformación del CubeSat o del P-POD, daños irreparables en ambos y el consecuente fracaso de la misión. La Cal Poly no aceptará un CubeSat si no cumple sus recomendaciones de materiales.

Las cuatro aristas (figura 2.7) que servirán de rieles para el deslizamiento de los CubeSats dentro del P-POD deberán recibir el tratamiento térmico de anodizado para alcanzar el acabado  $\frac{1.6}{\sqrt{2}}$  requerido por la norma para el adecuado deslizamiento del CubeSat en la fase de despliegue en órbita.

---

<sup>7</sup> RIKI MUNAKATA. CubeSat Design Specification. Traducido del inglés por Daniel Hernández. 12a ed. San Luis Obispo. Cal Poly. 2009. p. 8.

<sup>8</sup> <http://maptis.nasa.gov/announce.htm>. Privacy Legal Statements. Materials and Processes Laboratory. Inglés. Noviembre 2009.



**Figura 2.7:** Arista que funciona como riel en un CubeSat desarrollado por Pumpkin INC.

**Fuente:** Laboratorio CEINCI, ESPE 2011

### 2.1.7 DESCRIPCIÓN DE NORMAS CDS<sup>9</sup>

El desarrollo de una norma que brinde una estandarización en la construcción de picosatélites tipo CubeSat permitiría que en muchos países y múltiples instituciones se pudieran fabricar sistemas satelitales de este tipo con gran versatilidad y flexibilidad. Fue creada la norma CubeSat Design Specification (CDS), Revisión 12, por varios científicos de la Universidad Politécnica de California (Cal Poly), Amy Hutputtanasingh y Armen Toorian, que trabajaron en la Revisión 9, y los autores de las revisiones 10, 11 y 12 son: Wenschel Lan y Riki Munakata, con el propósito de homogeneizar los parámetros de fabricación de estos picosatélites y también brindar directrices de importancia. La fecha de edición de la Revisión número 12 es el 1 de agosto de 2009. En sus 22 páginas trata los siguientes puntos:

- Una pequeña introducción al proyecto CubeSat, lo que incluye contactos básicos vía mail para ampliar la información.
- Descripción del diagrama de flujo del Proceso de Exoneración o desviación para llevar a cabo el lanzamiento.

---

<sup>9</sup> RIKI MUNAKATA. CubeSat Design Specification. Traducido del Inglés por Daniel Hernández. 12a ed. San Luis Obispo. Cal Poly. 2009. p. 8.



- Descripción general básica de la interfaz de lanzamiento P-POD (Poly Pico Satellite Orbital Deployer – Dispositivo de Despliegue Orbital de Varios Picosatélites).
- Requerimientos dimensionales, de materiales y de masa 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.
- Requerimientos eléctricos, en particular, características de seguridad de los sistemas electrónicos.
- Requerimientos opcionales, especialmente dirigidos para garantizar la seguridad de otros CubeSats adyacentes.
- Requerimientos 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.
- Planos dimensionales de un CubeSat 1U. ESTOS NO SON PLANOS CONSTRUCTIVOS, SOLO SE USAN PARA ESPECIFICAR LAS DIMENSIONES ESTÁNDAR OBLIGATORIAS.
- Checklist de aceptación de un CubeSat para su lanzamiento de un CubeSat tipo 1U.
- Planos dimensionales de un CubeSat 3U. ESTOS NO SON PLANOS CONSTRUCTIVOS, SOLO SE USAN PARA ESPECIFICAR LAS DIMENSIONES ESTÁNDAR OBLIGATORIAS.
- Checklist de aceptación de un CubeSat para su lanzamiento de un CubeSat tipo 3U.
- Formulario de Solicitud de Aprobación de Exoneración del proceso de aceptación para acceder al lanzamiento.



## 2.2 ESTRUCTURAS SATELITALES<sup>10</sup>

### 2.2.1 Funciones primarias de las estructuras satelitales

El sistema estructural de un satélite, o en otras palabras, el chasis de este, tiene generalmente las siguientes funciones: Soporte para la instalación o montaje de otros sistemas o subsistemas de cualquier tipo, otra función es actuar como interfaz con el LV o vehículo de lanzamiento.

Cabe aportar que en el peso total de un satélite, su sistema estructural mecánico ocupa entre el 7 y 15% de ese total.

Específicamente, la estructura de un satélite cumple tres funciones principales:

La primera es ser la interfaz entre el vehículo de transporte espacial y el satélite. El diseño de esta interfaz permite una funcional interacción durante el el viaje y al momento del lanzamiento cuando el vehículo llegue al espacio. Para el caso específico de los picosatélites CubeSat, la estructura no fue diseñada para cumplir la función de interfaz con el LV por lo que se necesita un dispositivo adicional que cumpla esta función como lo es el P-POD que se mencionó anteriormente.

Además cumple la función de sostén para muchos dispositivos y sistemas, sean electrónicos, neumáticos, energéticos, hidráulicos, etc. Para el caso del CubeSat, en su mayoría dispositivos electrónicos y los paneles solares exteriores son los que la estructura sostiene.

También la estructura satelital protege al los demás sistemas contra la radiación, polvo cósmico y micrometeoritos que pueden chocar con el satélite.

Estos detalles funcionales deben ser tomados en cuenta para el diseño de la estructura y también debe tomarse ciertas consideraciones de diseño que se explican a continuación.

### 2.2.2 Consideraciones de diseño

Uno de los requerimientos importantes al momento del diseño del sistema estructural de los satélites, es el que su peso sea el menor posible ya que de este factor depende el costo de lanzamiento. Se debe asegurar que esta reducción de peso garantice el funcionamiento correcto y seguridad del satélite.

---

<sup>10</sup> MAINI A. K. y AGRAWAL V. Satellite Technology, Principles and Applications. Primera Ed. Pondicherry. John Wiley. 2007. p. 120.



Los materiales más utilizados en estas misiones por su baja densidad y alta resistencia son: aluminio y sus aleaciones, magnesio, titanio, berilio, fibras de Kevlar, entre otros, como los materiales compuestos.

El Kevlar es una fibra descubierta de alta resistencia fabricada por una empresa llamada DuPont. Se caracteriza por ser rígida, resistente y baja densidad. La propiedad del peso específico también es importante para la elección del material.

El diseño es uno de los factores que rigen la resistencia de la estructura ante las diversas cargas que soportará. Estas cargas se las aplica en pruebas y en simulaciones de computadora para poner a prueba el desempeño de la estructura durante el desarrollo de la misión.

Las aceleraciones y las vibraciones mecánicas son unos de los factores importantes a considerar dentro del diseño estructural de un satélite. Estos factores son determinantes en la fase de lanzamiento del vehículo espacial. El material y el diseño deben ser capaces de soportar estas cargas cíclicas y vibracionales durante el lanzamiento de la misión.

Otra de las consideraciones de diseño para una estructura satelital es el sometimiento a ciclos térmicos a lo largo de su vida útil. Debido a que el Sol es eclipsado por la Tierra de forma cíclica, la estructura está sujeta a grandes diferencias de temperaturas, por ejemplo, durante el día está sometido a temperaturas de aproximadamente  $122^{\circ}\text{C}$ , y en la fase noche, las temperaturas llegan a bajar hasta los  $-180^{\circ}\text{C}$ , en la órbita LEO. Es necesario analizar el comportamiento del material bajo cargas térmicas de este tipo para poder llegar a una selección.

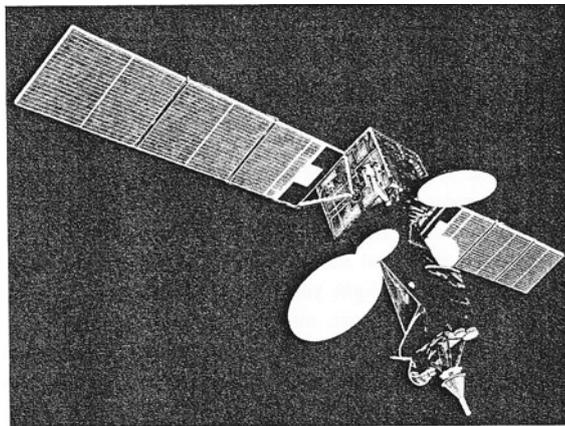
En el espacio se puede encontrar otros efectos potencialmente peligrosos. El sistema estructural debe garantizar la protección contra la colisión de micrometeoritos, basura espacial y partículas cargadas que flotan en el espacio. El satélite deber ser lo suficientemente resistente para amortiguar estos impactos de partículas que viajan a grandes velocidades hasta donde le sea posible.

También se debe asegurar que la estructura mantenga una operación confiable durante los procesos de separación entre el satélite y el vehículo de lanzamiento o la interfaz de lanzamiento, como para el caso de los picosatélites CubeSat.

El diseño también debe considerar operaciones como: el despliegue y orientación de los paneles solares, despliegue y direccionamiento de la antena o del sistema de antenas, operación de partes móviles, y muchos otros.

### 2.2.3 Estructura típica

El satélite de telecomunicaciones Intelsat – 5, es uno de los claros ejemplos de una estructura típica de un satélite como muestra la figura 2.8. La estructura mecánica pesa solo 140 kg, mientras que el peso total del satélite supera los 1000 kg.



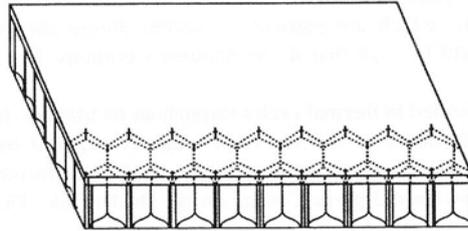
**Figura 2.8:** Fotografía del satélite INTELSAT 5 (Reproducido con permiso de INTELSAT)

**Fuente:** MAINI A. K. y AGRAWAL V. Satellite Technology, Principles and Applications. Primera Ed. Pondicherry. John Wiley. 2007. p. 122.

La estructura se encuentra fabricada con una armadura de tubos de fibra de carbono, y está recubierta con paneles tipo colmena, cuyo diseño puede apreciarse en la figura 2.9. El núcleo del satélite consiste en una estructura de aluminio, y está cubierta por ambos lados por dos capas delgadas de fibra de carbono.

Así se configura típicamente los paneles de muchos satélites en órbita, debido a que ofrece una gran resistencia a los impactos, a las vibraciones, a la radiación y a la aceleración, combinadas con un bajo peso. La única desventaja es el volumen que ocupan los paneles por su espesor grueso. Para micro y picosatélites, y en algunos puntos de satélites de tamaño normal, se utilizan

paredes sencillas elaboradas con aluminio y sus aleaciones, fibras de carbono, Kevlar y similares.



**Figura 2.9:** Armadura de tubos de fibra de carbono y paneles con forma de colmena

**Fuente:** MAINI A. K. y AGRAWAL V. *Satellite Technology, Principles and Applications*.

Primera Ed. Pondicherry. John Wiley. 2007. p. 122.

## 2.3 SISTEMAS SATELITALES

### 2.3.1 Características especiales de operación en el espacio

#### 2.3.1.1 Condiciones ambientales que pueden afectar los sistemas mecánicos

Los sistemas mecánicos de todo tipo están sujetos a la influencia de las condiciones ambientales que se presenten. Estas condiciones pueden ser la temperatura, la humedad, cambios bruscos de temperatura, etc. Los materiales que se seleccionen tienen que tomar en cuenta estas condiciones. Las condiciones ambientales de más influencia en la estructuras espaciales tienen que ver con las cargas térmicas y variaciones constantes de temperatura gracias a las fases de día y de noche que se presentan por la obstrucción de los rayos solares.

##### 2.3.1.1.1 Cambios bruscos de temperatura

Los cambios bruscos de temperatura o choques térmicos se refiere al rompimiento de algún material al sufrir un cambio drástico de temperatura. Sucede cuando un material sólido se quiebra al someterse a un brusco aumento o descenso de la temperatura. Objetos de vidrio o cerámica son vulnerables a este efecto debido a su bajo nivel de tenacidad, a su baja conductividad térmica y a su alto coeficiente de expansión térmica. La variación de temperatura causa que diferentes partes de un objeto se expandan más que otras, haciendo que la



tensión del objeto no sea lo suficientemente fuerte y entonces se quiebra. Un ejemplo común es, en los laboratorios, al utilizar baño María.<sup>11</sup>

Para que un material sea resistente a choques térmicos debe tener alto nivel de tenacidad, alta conductividad térmica y bajo coeficiente de expansión térmica.

En la órbita terrestre, entre el día y la noche existe una diferencia de aproximadamente 300°C. Con el cambio de temperatura, el material se contraerá y se dilatará continuamente. Al repetirse este fenómeno repetitivamente, puede producirse el fenómeno de fatiga térmica, produciéndose una falla por ruptura en el elemento más afectado por las cargas mencionadas.

#### **2.3.1.1.2 Temperaturas extremadamente altas**

Todos los materiales sufren cambios en sus propiedades al exponerlos a cargas térmicas, en especial los metales, que pueden tener cambios por ejemplo en su densidad, en su conductividad, en su estructura, pero el relevante sería el cambio de estado de sólido a líquido o temperatura de fusión. En el espacio y en la órbita espacial, la temperatura más alta a la que el ambiente podría estar es 122°C. Los materiales como el la aleación de aluminio 7075-T6 tiene un punto de fusión de 635°C ó 908 K, el aluminio puro se funde a 660°C o 933 K, etc. Estos materiales no llegarán a fundirse al llegar a los 122°C de temperatura pero sus propiedades mecánicas si varían considerablemente y también sus elementos aumentarán sus dimensiones debido a la expansión volumétrica de los materiales al incrementar su temperatura.<sup>12</sup>

#### **2.3.1.1.3 Temperaturas extremadamente bajas**

Durante un eclipse solar en la órbita espacial, la temperatura baja hasta los – 180° C. Los metales con estructura cúbica centrada en el cuerpo (CC) y hexagonal compacta (HC) casi siempre presentan una transición abrupta en su comportamiento mecánico con el descenso de su temperatura. Por encima de un cierto rango de temperatura son dúctiles, y por debajo son frágiles. Se presenta

---

<sup>11</sup> [http://es.wikipedia.org/wiki/Colapso\\_térmico](http://es.wikipedia.org/wiki/Colapso_térmico)

<sup>12</sup> ASKELAND, D. R. Ciencia e Ingeniería de los Materiales. Traducido del Inglés por Gabriel Sánchez García. 3ra ed. México D.F. Thomson. 1998. p. 772.



lo que se denomina temperatura de transición dúctil-frágil, que oscila entre 0.1 y 0.2  $T_H$  ( $T_H$ =Temperatura Homóloga;  $T_H = \frac{T \text{ de prueba (K)}}{T \text{ de fusión (K)}}$ )<sup>13</sup>

Las aleaciones de aluminio no sufren esta transición de dúctil a frágil ya que sus propiedades mecánicas mejoran a medida que se disminuye su temperatura.<sup>14</sup>

En la siguiente tabla vemos las características de los cristales metálicos comunes:

**Tabla 2.1:** Características de cristales metálicos comunes

Estructura	$A_0$ En Función De R	Átomos Por Celda	Número de Coordinación	Factor De Empaquetamiento	Metales Típicos
Cúbica Simple (CS)	$a_0=2r$	1	6	0.52	Ninguno
Cúbica Centrada en el Cuerpo (CC)	$a_0=4r/\sqrt{3}$	2	8	0.68	Fe, Ti, W, Mo, Nb, Ta, K, Na, V, Cr, Zr
Cúbica Centrada en las Caras (CCC)	$a_0=4r/\sqrt{2}$	4	12	0.74	Fe, Cu, Al, Au, Ag, Pb, Ni, Pt
Hexagonal Compacta	$a_0=2r$	2	12	0.74	Ti, Mg, Zn, Be, Co, Cd

**Fuente:** Ciencia e Ingeniería de los Materiales”, Donald R. Askeland, Tercera Edición, International Thomson Editores, Tabla 3-2, pág. 45

La tabla anterior nos muestra que el cobre y el aluminio presentan una estructura CCC (cúbica centrada en las caras), no CC ni HC, por lo cual no sufre del efecto de fragilidad a bajas temperaturas. Es recomendable que no se utilice ningún material con estructura cristalina CC ni HC para aplicaciones fuera de la atmósfera terrestre, ni en otras aplicaciones de temperaturas extremadamente bajas.

<sup>13</sup> ROBERT T. Procesos de conformado mecánico. Primera ed. Buenos Aires. 2008. p. 27

<sup>14</sup> ASM INTERNATIONAL, ASM (American Society of Materials) Handbook, Volume 2, Properties and selection: Non ferrous alloys, and special-purpose materials. Traducido del inglés por Daniel Hernández. Edición 1990. P. 218.



## 2.4 ENSAYOS MECÁNICOS

### 2.4.1 Ensayo de compresión

#### 2.4.1.1 Fallas en elementos estructurales<sup>15</sup>

Un *elemento estructural* es cualquier elemento o componente cuya función esencial sea la transmisión de esfuerzos mecánicos o la retención de fluidos a presión. Esta definición es muy general e incluye por ejemplo desde una biela en un motor de combustión interna hasta una tubería de presión para conducción de fluidos a larga distancia.

A los efectos de la mecánica de materiales, usaremos una definición funcional de falla (Muchos autores prefieren hablar de estado límite).

Falla es una condición no deseada que hace que el elemento estructural no desempeñe una función para la cual existe. Una falla no necesariamente produce colapso o catástrofe.

- *Mecanismo de falla*: es el proceso o secuencia que ocurre en el elemento estructural cuando falla. Puede haber un mecanismo de falla o varios que se acoplan. Ejemplos: mecanismo de pandeo, mecanismo de fractura.
- *Modo de falla*: es la configuración (geométrica) que adopta el elemento estructural cuando falla. Ejemplos: Modo II de fractura, modo local de pandeo.
- *Parámetro crítico*: es un indicador asociado a la falla. Se usan indicadores, como tensión, deformación, desplazamiento, carga, número de ciclos de carga, energía, etc. Ejemplo: carga crítica de pandeo, número de ciclos de fatiga.
- *Criterios de falla*: permiten predecir el modo de falla. Ejemplos: criterio de plasticidad de von Mises, criterio energético de estabilidad.

La falla de un objeto estructural puede significar la falla del sistema al que pertenece. Ejemplo: La falla de una tubería que pertenece al circuito primario de refrigeración de una central nuclear puede detener la central, hacerla fallar. Importancia de contar con redundancia en el desempeño de funciones.

---

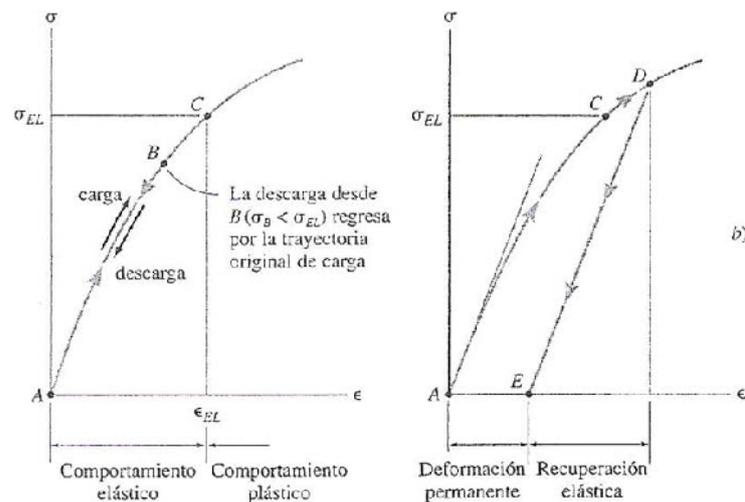
<sup>15</sup> [http://materias.fi.uba.ar/6716/Modos%20de%20falla%20en%20componentes%20estructurales\\_1.pdf](http://materias.fi.uba.ar/6716/Modos%20de%20falla%20en%20componentes%20estructurales_1.pdf). Universidad de Buenos Aires.

### 2.4.1.2 Fallas por compresión

#### 2.4.1.2.1 Plasticidad<sup>16</sup>

La plasticidad es la propiedad mecánica de un material elástico, o anelástico natural, artificial, biológico o de otro tipo, de deformarse permanente e irreversiblemente cuando se encuentra sometido a tensiones por encima de su rango elástico, es decir, por encima de su límite elástico.

Si examinamos la figura 2.10 podemos apreciar el comportamiento elástico y plástico representado en una curva de esfuerzo deformación unitaria. Se puede apreciar en las gráficas 2.10a y 2.10b de la figura que existen flechas que van hacia arriba lo que indica una aplicación de carga (curvas de carga) y las que van hacia abajo representan la descarga. Entonces se dice que un material tiene un comportamiento elástico cuando la trayectoria de carga y descarga son las mismas. Si nos fijamos en la figura 2.10b, cuando la aplicación de carga sobrepasa el límite elástico, representado por el punto C, llegando a un punto D se puede ver que la trayectoria de descarga ya no es la misma que la de carga por lo que ocasionó una deformación permanente o plástica.



**Figura 2.10:** Ilustraciones de comportamiento elástico y plástico en esfuerzo-deformación de un metal.

**Fuente:** ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental. Pag 45.

<sup>16</sup> ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental. p. 45.

Otros materiales además presentan plasticidad con endurecimiento y necesitan esfuerzos progresivamente más grandes para aumentar su deformación plástica total. E incluso los comportamientos anteriores pueden ir acompañados de efectos viscosos, que hacen que las tensiones sean mayores en casos de velocidades de deformación altas, dicho comportamiento se conoce con el nombre de visco-plasticidad.

La plasticidad de los materiales está relacionada con cambios irreversibles en esos materiales. A diferencia del comportamiento elástico que es termodinámicamente reversible, un cuerpo que se deforma plásticamente experimenta cambios de entropía, como desplazamientos de las dislocaciones. En el comportamiento plástico parte de la energía mecánica se disipa internamente, en lugar de transformarse en energía potencial elástica.



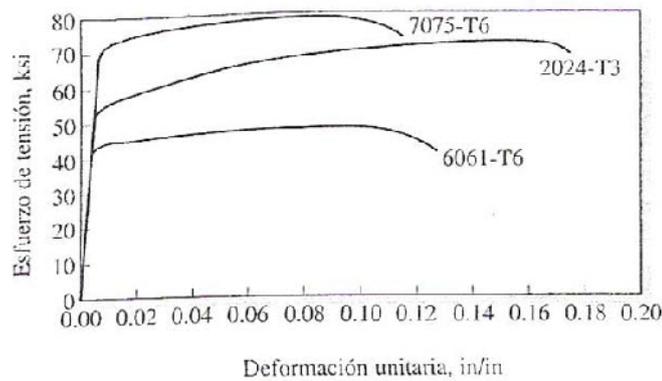
**Figura 2.11.** Representación de falla de una probeta de acero aleado deformada superplásticamente con alargamiento de 1100%.

**Fuente:** ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental. Pag 42. (Cortesía del Prof. Oleg D. Sherby, Unversidad Stanford).

Un material que se deforma plásticamente, no vuelve a su forma original, esta deformación permanente que se forma hasta que llega a su fractura, es posible cuantificarla mediante un alargamiento porcentual dado por al fórmula:

$$\%e = \frac{L_f - L_o}{L_o} \times 100 \quad \text{Ecuación 2.1}$$

Para conocer el comportamiento de un metal ante la acción de tracción o compresión se grafica la curva de esfuerzo-deformación unitaria (Stress-Strain Curves, en inglés) de donde se puede obtener su esfuerzo a la fluencia e identificar la zona plástica del material. La figura 2.12 muestra las curvas de esfuerzo-deformación unitaria para varias aleaciones de aluminio.

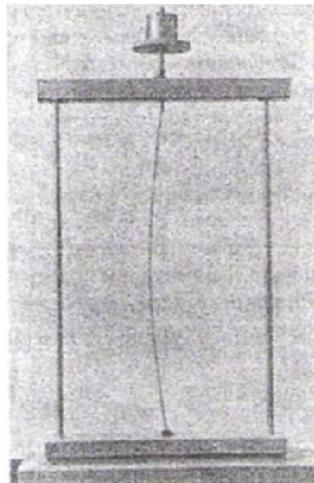


**Figura 2.12:** Curvas esfuerzo-deformación unitaria de tres aleaciones de aluminio.

**Fuente:** ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental. Pag 41.

#### 2.4.1.2.2 Pandeo<sup>17</sup>

El pandeo es un fenómeno de inestabilidad elástica que puede darse en elementos comprimidos esbeltos, y que se manifiesta por la aparición de desplazamientos importantes transversales a la dirección principal de compresión.



**Figura 2.13:** Demostración del pandeo

**Fuente:** ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental. Pag 615.

La carga axial máxima que puede soportar un columna cuando esta a punto de pandearse se llama carga crítica. Esta carga a veces se la llama carga de Euler.

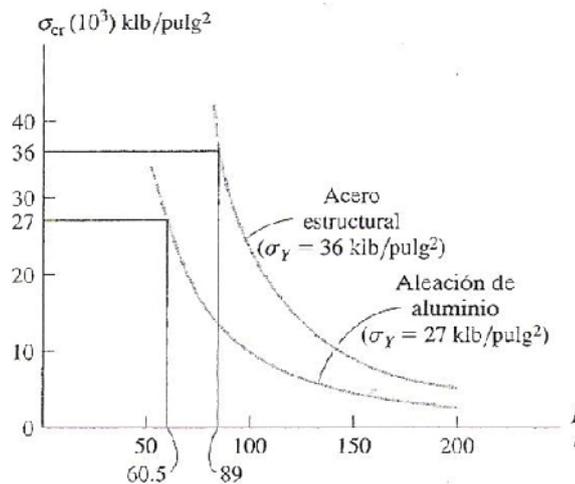
<sup>17</sup> R.C. HIBBELER. Mecánica de Materiales, Sexta edición español, México , 2006, Pearson Educación. Pag 669.

Esta carga crítica se deriva también en un esfuerzo crítico expresado por la fórmula:

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E}{(L/r)^2}$$

Ecuación 2.2

La relación geométrica  $L/r$ , llamada relación de esbeltez, es una medida de la flexibilidad de la columna y sirve para clasificar las columnas en largas, medianas y cortas. También permite graficar la curva de Esfuerzo crítico vs. Relación de esbeltez. En la figura 2.14 se representa dicha curva para un acero estructural y una aleación de aluminio. Nótese que los valores de las curvas son solo válidas debajo del esfuerzo de fluencia.



**Figura 2.14:** Curvas Esfuerzo Crítico vs. Relación de Esbeltez para una acero y una aleación de aluminio.

**Fuente:** R.C. Hibbeler. Mecánica de Materiales, Sexta edición español, México , 2006, Pearson Educación. Pag 676.

En ingeniería estructural el fenómeno aparece principalmente en pilares y columnas, y se traduce en la aparición de una flexión adicional en el pilar cuando se halla sometido a la acción de esfuerzos axiales de cierta importancia. La aparición de deflexión por pandeo limita severamente la resistencia en compresión de un pilar o cualquier tipo de pieza esbelta.

Existen diferentes maneras o modos de fallo por pandeo. Para un elemento estructural frecuentemente hay que verificar varios de ellos y garantizar que las cargas están lejos de las cargas críticas asociadas a cada modo o manera de pandear. Los modos típicos son:



- Pandeo flexional. Modo de pandeo en el cual un elemento en compresión se fleja lateralmente sin giro ni cambios en su sección transversal.
- Pandeo torsional. Modo de pandeo en el cual un elemento en compresión gira alrededor de su centro de corte.
- Pandeo flexo-torsional. Modo de pandeo en el cual un elemento en compresión se fleja y gira simultáneamente sin cambios en su sección transversal.
- Pandeo lateral-torsional. Modo de pandeo de un elemento a flexión que involucra deflexión normal al plano de flexión y, de manera simultánea, giro alrededor del centro de corte.

#### 2.4.1.2.3 Teorías de falla.<sup>18</sup>

Eventos como la deformación permanente, el agrietamiento y la ruptura se encuentran entre las formas que falla un elemento estructural o de máquina. Después de innumerables ensayos simples de materiales llevados a cabo desde el siglo XVIII, las teorías generalmente aceptadas para materiales dúctiles son:

- Esfuerzo Cortante Máximo (ECM)
- Energía de distorsión (ED)
- Mohr Coulumb dúctil (CMD)

La selección de una u otra de estas teorías es algo que el ingeniero debe decidir. Para propósitos de diseño, la teoría del esfuerzo cortante máximo es fácil y rápida de usar, además conservadora. Si el problema consiste en saber por qué falló una parte, entonces la teoría recomendable podría ser la de distorsión.

En el caso de materiales dúctiles con resistencias a la fluencia desiguales en tensión y en compresión, la teoría de Mohr es la mejor disponible. Sin embargo, la teoría requiere resultados de tres modos diferentes de ensayo, la construcción gráfica del lugar geométrico de la falla y el ajuste del círculo de Mohr más grande al lugar geométrico de la falla. Un enfoque alternativo implica utilizar la teoría de Mohr-Coulomb, que requiere solo resistencias a la fluencia en tensión y en compresión y es más fácil de manejar en forma de ecuaciones.

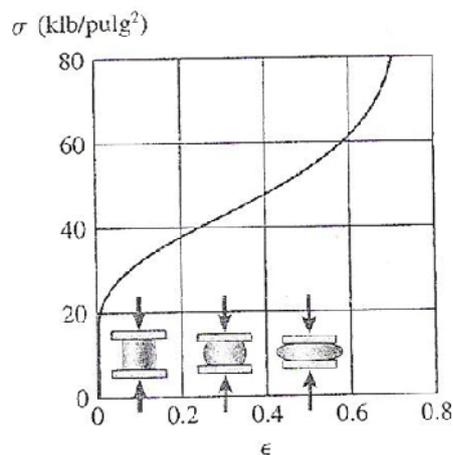
---

<sup>18</sup> RICHARD G. BUDYNASS, J. KEITH NISBETT. Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley. Octava ed. MACGRAW-HILL. México. 2008. p.223.

### 2.4.1.3 Descripción del ensayo de compresión

En ingeniería, el ensayo de compresión es un ensayo técnico para determinar la resistencia de un su deformación ante un esfuerzo de compresión. En la mayoría de los casos se realiza con hormigones y metales (sobre todo aceros), aunque puede realizarse sobre cualquier material.

Las curvas de esfuerzo-deformación unitaria para materiales en compresión difieren de las curvas de tensión. Los metales dúctiles, como acero, aluminio y cobre, 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 para 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 aplana y ofrece una resistencia alta a mayores acortamientos, lo cual significa que la curva esfuerzo-deformación unitaria aumenta su pendiente. Esas características se ilustran en la figura

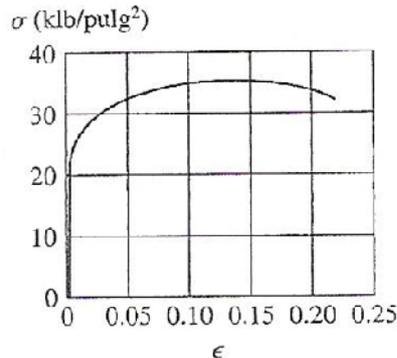


**Figura 2.15:** Diagrama esfuerzo-deformación unitaria para el cobre en compresión.

**Fuente:** JAMES M. GERE. Mecánica de Materiales. Sexta ed. Stanford University.

Traducido del inglés por Raúl Arrijo Juárez. 2006. p. 17.

Aunque pueden tener bastante ductilidad, en el caso normal de las aleaciones de aluminio, no tienen un punto de fluencia bien definido, como se ve en el diagrama esfuerzo deformación unitaria de la figura 2.16. Sin embargo si tienen una región inicial reconocible, con su correspondiente proporcionalidad. Las aleaciones producidas para fines estructurales tienen límites de proporcionalidad de 70 a 410 MPa y sus esfuerzos últimos son de 140 a 550 MPa.<sup>19</sup>



**Figura 2.16:** Diagrama típico de esfuerzo deformación de una aleación de aluminio.

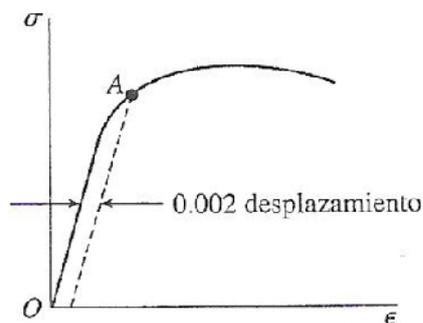
**Fuente:** JAMES M. GERE. Mecánica de Materiales. Sexta ed. Stanford University.

Traducido del inglés por Raúl Arrijo Juárez. 2006. p. 17.

Cuando un material no tiene un punto de fluencia bien determinado (como el aluminio) pero sufre grandes deformaciones unitarias después de rebasar el límite de proporcionalidad, se puede determinar un esfuerzo arbitrario de fluencia llamado de fluencia desplazado. En el diagrama esfuerzo-deformación unitaria se traza una recta paralela a la parte inicial de la curva (figura 2.17), pero desplazada cierta deformación unitaria normalizada, como por ejemplo 0.002 (o sea 0.2%). El cruce de la línea desplazada con la curva esfuerzo-deformación unitaria (punto A en la figura) define el esfuerzo de fluencia. Como este esfuerzo se determina con una regla arbitraria y no es una propiedad física propia del material, se debe diferenciar de una resistencia real de fluencia, llamándolo esfuerzo de fluencia desplazado.<sup>20</sup>

<sup>19</sup> JAMES M. GERE. Mecánica de Materiales. Sexta ed. Stanford University. Traducido del inglés por Raúl Arrijo Juárez. 2006. p. 17

<sup>20</sup> JAMES M. GERE. Mecánica de Materiales. Sexta ed. Stanford University. Traducido del inglés por Raúl Arrijo Juárez. 2006. p. 19.



**Figura 2.17:** Esfuerzo de fluencia arbitrario, determinado por el método de desplazamiento.

**Fuente:** JAMES M. GERE. Mecánica de Materiales. Sexta ed. Stanford University.

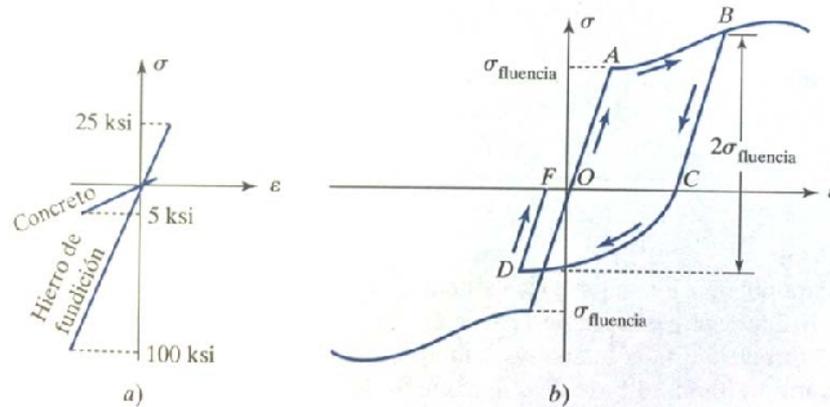
Traducido del inglés por Raúl Arrijo Juárez. 2006. p. 17.

Durante la compresión, un metal dúctil como el acero o el aluminio tiene una magnitud de esfuerzo aproximadamente igual a su esfuerzo de fluencia en tensión, y el módulo de elasticidad en compresión es igual a ese módulo en tensión. En consecuencia, casi nunca se hacen pruebas de compresión en estos materiales.<sup>21</sup>

En la figura 2.18b se muestran los diagramas de esfuerzo-deformación del acero suave, un material dúctil. Si la prueba de compresión se efectúa sin descarga, el material se comporta de manera casi idéntica en tensión y en compresión esto es, su módulo de elasticidad, esfuerzo de fluencia y esfuerzo último son casi iguales en tensión y en compresión. Si, por el contrario, el material se carga más allá del esfuerzo de fluencia (punto A) hasta el punto B y se descarga después, se observa que, al cruzar el punto C en dirección a la región de compresión el diagrama de esfuerzo-deformación empieza a curvarse. Supongamos que una vez que se alcanza el punto D, el cual se encuentra al menos 2  $\sigma$  fluencia bajo el punto B, se invirtiera una vez más la dirección para llegar al punto F, en el cual no hay ninguna carga aplicada que actúe sobre el material. Nótese que en el punto F de la deformación plástica es menor que el punto C, y es concebible que el ciclo de carga-descarga sea tal que el material regrese al punto O sin deformación plástica. No significa por ninguna razón que el material regrese a su estado original. Su estructura externa se altera de modo significativo. La

<sup>21</sup> ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental. p. 43.

repetición del ciclo de carga y descarga puede dar lugar al rompimiento del material en niveles de esfuerzo inferiores al esfuerzo último. La figura 2.18a muestra el comportamiento de un material frágil para comparar.<sup>22</sup>



**Figura 2.18.** Diferencias en tensión y compresión a) Materiales frágiles b) Material Dúctil  
**Fuente:** Madhukar Vable, Mecánica de Materiales, Mexico 2003, Traducido por Enrique Cruz Mercado González, Pag 95.

## 2.4.2 Ensayo de vibraciones

### 2.4.2.1 Vibraciones<sup>23</sup>

La dinámica estructural es el estudio de las vibraciones en las estructuras, que resultan de la aplicación de fuerza y cargas que varían con el tiempo. Las cargas estructurales, a menudo, dependen del tiempo, aunque en la mayoría de los casos la rapidez de variación de carga es suficientemente lenta, de modo que se desprecia, y las cargas pueden considerarse como estáticas. Ciertos tipos de estructuras requieren una consideración especial en relación con el comportamiento dinámico. Cualquier estructura que soporta cargas móviles, por ejemplo, los puentes, las traveses de grúas, y las estructuras diseñadas para soportar maquinaria giratoria, necesitan diseñarse de tal manera que hagan mínimos o aceptables los efectos de la vibración.

<sup>22</sup> MADHUKAR VABLE, Mecánica de Materiales, Mexico 2003, Traducido por Enrique Cruz Mercado González, Pag 16.

<sup>23</sup> W. M JENKINS, Análisis y Mecánica de las estructuras. Representaciones y servicios. México. 1985. P. 338.

El estudio del comportamiento dinámico de las estructuras se basa en el análisis de las características desplazamiento-tiempo, y antes de comenzar dicho estudio necesitaremos introducir y definir los siguientes términos:

*Vibración mecánica:* es el movimiento de vaivén de las moléculas de un cuerpo o sistema debido a que posee características energéticas cinéticas y potenciales.

*Amplitud:* es el desplazamiento máximo con respecto a la posición media.

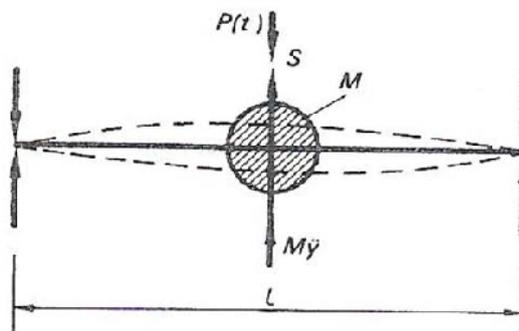
*Período:* es el tiempo necesario para cumplir un ciclo completo de vibración.

*Frecuencia:* es el número de vibraciones en la unidad de tiempo generalmente se da en ciclos/segundo, (Hz).

*Vibración forzada:* es la vibración producida por una fuerza perturbadora que depende del tiempo.

*Grados de libertad:* son los desplazamientos independientes o coordenadas necesarios para definir completamente el estado de deformado de la estructura en cualquier instante. Cuando es solamente una coordenada necesaria para definir la posición de cualquier parte de la estructura, se dice que tiene un grado de libertad. Las fuerzas de inercia que actúan sobre una estructura en vibración se encuentran a partir de la segunda ley de Newton: Fuerza = Masa x Aceleración.

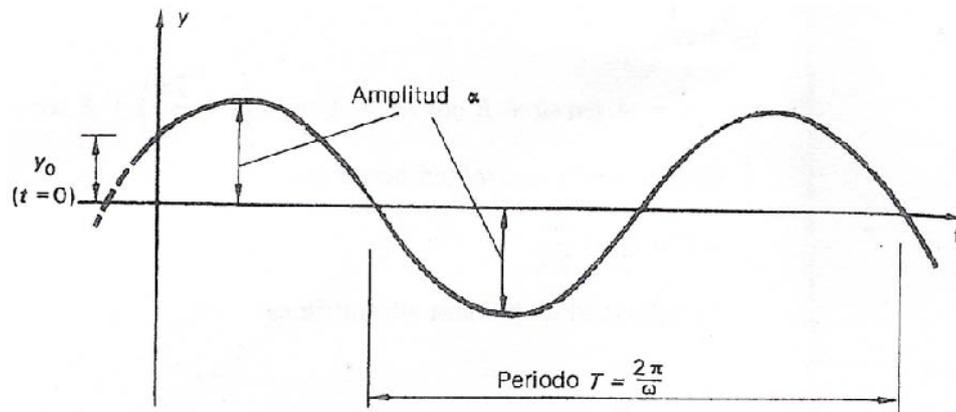
*Masa Concentrada:* Ya que la masa de una estructura está distribuida de tal manera que todas las estructuras tienen un número infinito de grados de libertad. Para efectos de cálculo dinámico, infinitos grados de libertad se reducen a varios concentrando la masa de la estructura a un punto como muestra la figura 2.19.



**Figura 2.19.** Vibración de una masa concentrada con un grado de libertad

**Fuente:** W. M JENKINS, Análisis y Mecánica de las Estructuras. Representaciones y servicios. México. 1985. P. 340.

La figura 2.20 muestra una representación en un curva de la carga vibracional en función del tiempo.



**Figura 2.20.** Vibración sin amortiguamiento.

**Fuente:** W. M JENKINS, Análisis y Mecánica de las estructuras. Representaciones y servicios. México. 1985. P. 340.

#### 2.4.2.2 Frecuencia Natural y Resonancia.<sup>24</sup>

##### Frecuencia Natural.

Si un sistema, después de recibir una excitación inicial, se lo deja que vibre por sí solo, la frecuencia con que oscila sin fuerzas externas que lo perturben, es conocido como su *frecuencia natural*. Cuando un sistema o una estructura tiene  $n$  grados de libertad tendrá, en general,  $n$  frecuencias naturales distintas de vibración.

##### *Caracterización y comportamiento de la frecuencia natural*

Cuando la frecuencia de la fuente emisora de ondas coincide con la frecuencia natural del resonador (objeto que oscila) se llega a una condición conocida como resonancia. La resonancia se define como la tendencia de un sistema físico a oscilar con una amplitud mayor en algunas frecuencias. La amplitud del sistema oscilante depende de la magnitud de la fuerza que se le aplique periódicamente al emisor de ondas y también está relacionada con las frecuencias de ondas del emisor y la frecuencia natural del sistema oscilante. Si la diferencia entre la frecuencia del emisor y la frecuencia del resonador es grande la amplitud del

<sup>24</sup> SINGIRESU S. RAO. Mechanical Vibrations. Tercera ed. Purdue University, Addison-Wesley Publishing Company, Traducido del inglés por Daniel Hernández. 1995. p. 16.

sistema resonador será mínima. Al igual que mientras más diferentes sean las frecuencias entre el generador y el resonador, se requerirá de mayor cantidad de energía para crear determinadas amplitudes de oscilación. En condición de resonancia, una fuerza de magnitud pequeña aplicada por el emisor puede lograr grandes amplitudes de oscilación en el sistema resonador, creando con ello perturbaciones marcadas en el sistema resonador.

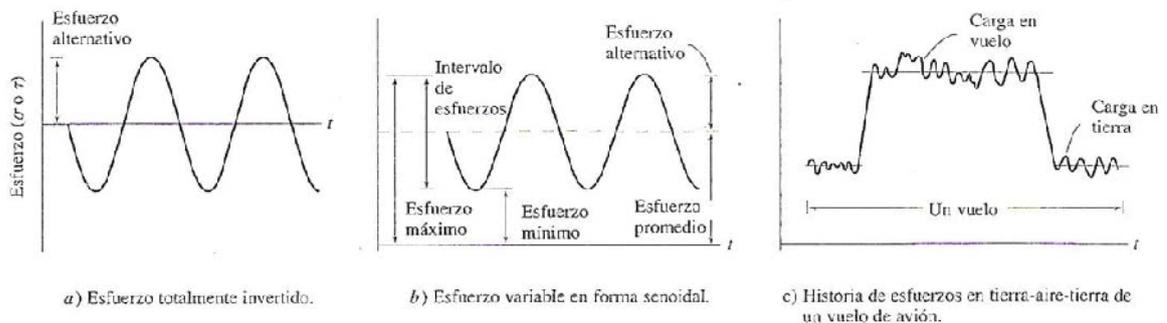
## Resonancia

Cuando existe un tipo de vibración forzada, si la frecuencia inducida por la fuerza exterior que causa la oscilación coincide con una de las frecuencias naturales del sistema, ocurre una condición llamada *resonancia*, y el sistema presenta grandes y peligrosas oscilaciones. Fallas de estructuras como edificios, puentes, turbinas, y alas de aviones han sido asociadas con la presencia de dicho fenómeno.

### 2.4.3 Ensayo de fatiga

#### 2.4.3.1 Descripción<sup>25</sup>

Al doblar un alambre, se aprecia que con el primer doblez, a pesar de que sufrió una deformación plástica el material, no sufrió de fallas. Mientras que al doblar repetitivamente el alambre llegar un momento en el que fallará. A esta clase de fallas se las denomina falla por fatiga. Muchos componentes metálicos sufren fallas por fatiga sólo después de millones de ciclos de esfuerzo.



**Figura 2.21.** Esfuerzos cíclicos característicos por fatiga.

**Fuente:** ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental. Pag 745

<sup>25</sup> ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental. p. 744.

Los tipos de esfuerzo fluctuante que llevan a la falla por fatiga en los metales se muestran en la figura 2.18. La figura 2.18a es de esfuerzos totalmente invertidos, como los que tendría un eje de vagón de ferrocarril, al moverse el tren a velocidad constante por su vía. La figura 2.18b indica una superposición de un esfuerzo promedio (constante) y un esfuerzo variable senoidal. La figura 2.18c representa el tipo más complicado de esfuerzos que se presenta, por ejemplo, en una parte de ala de avión durante un vuelo.

En la figura 2.18b, la amplitud de la tensión varía alrededor de un valor medio, el promedio de las tensiones máxima y mínima en cada ciclo:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2}$$

El intervalo de tensiones es la diferencia entre tensión máxima y mínima

$$\sigma_r = \sigma_{max} - \sigma_{min}$$

La amplitud de tensión es la mitad del intervalo de tensiones

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} = \frac{\sigma_r}{2}$$

El cociente de tensiones **R** es el cociente entre las amplitudes mínima y máxima

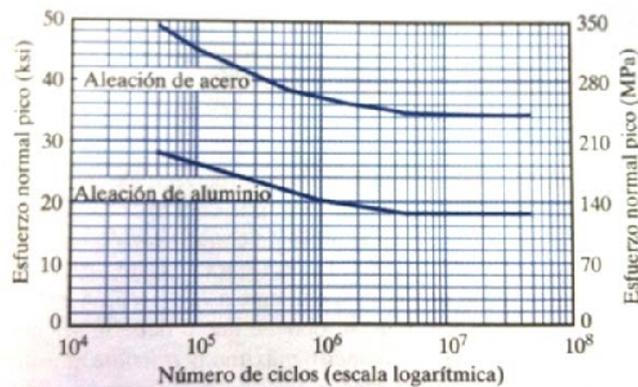
$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$$

Por convención, los esfuerzos a tracción son positivos y los de compresión son negativos. Para el caso de un ciclo con inversión completa de carga, el valor de **R** es igual a -1.

La fractura que se produce como resultado de esos esfuerzo fluctuantes suele iniciarse como un punto de concentración de esfuerzos. La grieta se inicia en una región de gran intensidad de esfuerzo, por lo general en una falla, o en una imperfección microscópica. Los ciclos de esfuerzo hacen que el tamaño de la grieta de fatiga crezca con lentitud, hasta que alcance una *longitud crítica de grieta*, punto en el cual se propaga con una rapidez explosiva, dejando al componente incapaz de sostener su carga.

### 2.4.3.2 Curvas S-N

En diseño se practica la estrategia siguiente para tener en cuenta la falla por fatiga. Una vez realizados los experimentos en diferentes niveles de magnitud de esfuerzo cíclico, se registra el número de ciclos hasta que el material falla. Luego se elabora la una gráfica de esfuerzo contra el número de ciclos a la falla (S-N). Como invariablemente la dispersión de datos es significativa, se traza una curva para unirlos. Esta curva se denomina *curva S-N*. En un bajo nivel de esfuerzo, la falla puede ocurrir después de millones y aun miles de millones de ciclos. Para adecuar esa enorme escala, el número de ciclos se registra en una logarítmica. En la figura 2.22, aparece un par de curvas S-N representativas. Hay que observar que se aproximan asintóticamente a un nivel de esfuerzo, lo que implica que si los esfuerzos se mantienen por debajo de ese nivel, el material no fallará bajo carga cíclica. Ese nivel asintótico se llama *límite de fatiga*.<sup>26</sup>



**Figura 2.22.** Resistencia a la fatiga para diversos materiales.

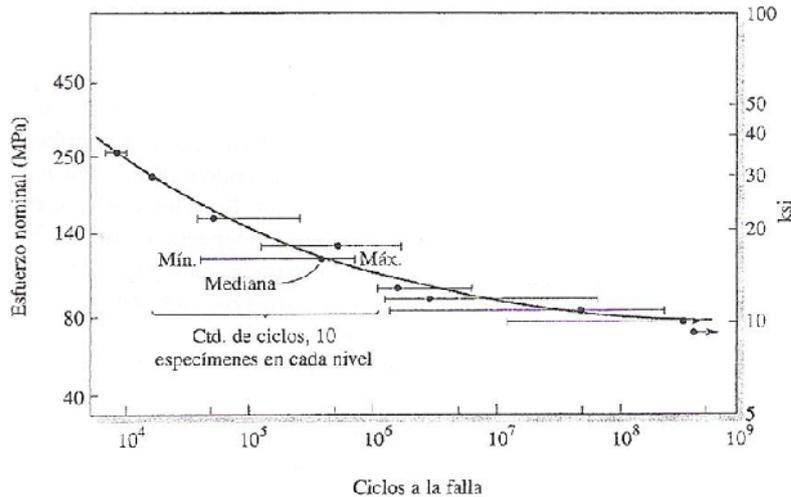
**Fuente:** Madhukar Vable, Mecánica de Materiales, Mexico 2003, Traducido por Enrique Cruz Mercado González, Pag 95.c

Los límites de fatiga para aleaciones de acero, basadas en  $10^7$  ciclos de esfuerzo, suelen estar entre el 35% y el 60% de la resistencia última a la tensión del material.

Algunos materiales, incluyendo muchas aleaciones de aluminio, no tienen un límite de fatiga definido con claridad. En tales casos, si el material continua sometiéndose a esfuerzos cíclicos, al final fallará, independientemente de lo

<sup>26</sup> MADHUKAR VABLE, Mecánica de Materiales, Mexico 2003, Traducido por Enrique Cruz Mercado González. p. 95.

pequeño que sea el esfuerzo. Los “límites de fatiga” tabulados para las aleaciones de aluminio, indican que pueden aguantar hasta  $5 \times 10^8$  ciclos de esfuerzo, siempre que ese esfuerzo no sea mayor que un 25% de la resistencia última a la tensión.



**Figura 2.23.** Un diagrama para especímenes de aleación de aluminio 7075-T6.

**Fuente:** ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental. Pag 746

Otro parámetro importante que caracteriza el comportamiento a fatiga de un material es la vida a fatiga  $N_f$ . Es el número de ciclos para producir una rotura a un nivel especificado de tensiones. Un método para diseñar por fatiga se llama filosofía de diseño de vida segura. Se emplean datos de límite de fatiga y también de pruebas de fatiga del componente estructural real, bajos ciclos realistas de esfuerzos y el ingeniero de diseño establece una vida segura para el componente, esto es, la cantidad de ciclos de esfuerzo que se permite realizar sobre el componente para que se ponga fuera de servicio.<sup>27</sup>

Además, el conocimiento del comportamiento a fatiga no es igual en todos los materiales: el material mejor conocido, más ensayado y más fiable en cuanto a predicciones a fatiga es la familia de los aceros. De otros materiales metálicos de uso común como el aluminio, el titanio, aleaciones de cobre, níquel, magnesio o cromo, se dispone de menos información (decreciente ésta con la novedad de

<sup>27</sup> ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental. p. 747.



la aleación), aunque la forma de los criterios de cálculo a fatiga y de las curvas S-N parece regular, y es parecida a la de los de los aceros, y se considera que su fiabilidad es alta. Para materiales cerámicos, por el contrario, se dispone de muy poca información, y de hecho, el estudio de la fatiga en ellos y en polímeros y materiales compuestos es un tema de candente investigación actual.

En todo caso, existe una diferencia notable entre la teoría y la realidad. Esto conduce a incertidumbres significativas en el diseño cuando la vida a fatiga o el límite de fatiga son considerados. La dispersión en los resultados es una consecuencia de la sensibilidad de la fatiga a varios parámetros del ensayo y del material que son imposibles de controlar de forma precisa. Estos parámetros incluyen la fabricación de las probetas y la preparación de las superficies, variables metalúrgicas, alineamiento de la probeta en el equipo de ensayos, tensión media y frecuencia de carga del ensayo.

#### 2.4.3.3 Fatiga térmica<sup>28</sup>

La fatiga térmica se induce normalmente a temperaturas elevadas debido a tensiones térmicas fluctuantes; no es necesario que estén presentes tensiones mecánicas de origen externo. La causa de estas tensiones térmicas es la restricción a la dilatación y o contracción que normalmente ocurren en piezas estructurales sometidas a variaciones de temperatura. La magnitud de la tensión térmica resultante debido a un cambio de temperatura depende del coeficiente de dilatación térmica y del módulo de elasticidad. Se rige por la siguiente expresión:

$$\sigma = \alpha_l E \Delta T$$

Dónde:

- $\sigma$  Tensión térmica
- $\alpha_l$  Coeficiente de dilatación térmica
- $E$  Modulo de elasticidad
- $\Delta T$  Incremento de temperatura

---

<sup>28</sup> <http://www.analisisdefractura.com/efecto-de-la-temperatura/fatiga-termica/>. Raúl Colters Montecino es Ingeniero Civil de Minas de la Universidad de Chile.



Si la expansión es obstaculizada, se producen esfuerzos térmicos cuya magnitud es tal que es como si se aplicara un esfuerzo externo. Los esfuerzos térmicos pueden producirse por restricciones internas o externas, las internas pueden ser causadas por una distribución no uniforme de la temperatura o propiedades no homogéneas del material. Si la carga es causada por restricciones internas se habla de esfuerzo térmico puro o esfuerzo térmico. Si los esfuerzos son causados por restricciones externas se habla de esfuerzos termo-mecánicos.

## **2.5 INFLUENCIA DE LA TEMPERATURA EN EL COMPORTAMIENTO DE LOS MATERIALES<sup>29</sup>**

### **2.5.1 En frío**

Las aleaciones de aluminio representan una clase muy importante de los metales estructurales para prestaciones en temperaturas bajo cero y son utilizadas para piezas estructurales que operan en temperaturas inclusive hasta -270°C. En temperaturas bajo cero, la mayoría de aleaciones de aluminio muestran un cambio muy pequeño en sus propiedades: los esfuerzos de fluencia y últimos pueden incrementarse, su porcentaje de elongación puede decrecer muy ligeramente y la resistencia al impacto permanece aproximadamente constante. Consecuentemente, el aluminio es un material muy útil para muchas aplicaciones a bajas temperaturas. Por otro lado, su principal desventaja es su relativa baja elongación comparado con ciertas aleaciones ferrosas austeníticas. Este factor inhabilitante afecta principalmente industrias que trabajan con rigurosos códigos de seguridad. Una notable excepción, ha sido la aprobación, en los códigos ASME de recipientes a presión sin exposición a fuego, para usar las aleaciones 5083 y 5456 para recipientes a presión en el rango de -195°C a 65°C. Con estas aleaciones, la resistencia a la tensión incrementa a 30 o 40%, la resistencia última de 5 a 10% y la elongación de 60 a 100% entre las condiciones normales de operación y -195°C.

Los aluminios forjados que más a menudo son considerados para servicios de baja temperatura son la aleaciones: 1100, 2014, 2024, 2219, 3003, 5083, 5456,

---

<sup>29</sup> ASM INTERNATIONAL, ASM (American Society of Materials) Handbook, Volume 2, Properties and selection: Non ferrous alloys, and special-purpose materials. Traducido del inglés por Daniel Hernández. Edición 1990. P. 217.



6061, 7005, 7039 y 7075. La aleación 5083-O, que es la más usada para aplicaciones criogénicas, exhibe los siguientes incrementos en sus propiedades a tensión cuando se lo enfría de temperaturas normales hasta la temperatura de evaporación del nitrógeno (-195.8°C):

- Aproximadamente 40% en el esfuerzo último.
- Aproximadamente 10% en el esfuerzo de fluencia.
- 60% en elongación.

La conservación de la tenacidad del material es también de gran importancia para equipos que operan a bajas temperaturas. Las aleaciones de aluminio no tienen temperatura de transición de dúctil a frágil, en consecuencia, ni las normas ASME ni ASTM requieren pruebas Charpy o Izod a bajas temperaturas en aleaciones de aluminio. Las características ante bajas temperaturas de las soldaduras en aleaciones de aluminio soldables, son semejantes a las descritas anteriormente para un material sin soldar.

**Tabla 2.2.** Elongación del los aluminios 6061-T6 y 7075-T6 a temperaturas altas y bajas.

Alloy and temper	Elongation in 50 mm (2 in.), %, at:									
	-195 °C (-320 °F)	-80 °C (-112 °F)	0 °C (-18 °F)	24 °C (75 °F)	100 °C (212 °F)	150 °C (300 °F)	205 °C (400 °F)	260 °C (500 °F)	315 °C (600 °F)	370 °C (700 °F)
6061-T6, T651	22	18	17	17	18	20	28	60	85	95
7075-T6, T651	9	11	11	11	14	30	55	65	70	70

**Fuente:** ASM INTERNATIONAL, ASM (American Society of Materials) Handbook, Volume 2, Properties and selection: Non ferrous alloys, and special-purpose materials. Traducido del inglés por Daniel Hernández. Edición 1990. P. 214.



**Tabla 2.3:** Esfuerzo de fluencia del los aluminios 6061-T6 y 7075-T6 a temperaturas altas y bajas.

Alloy and temper	0.2% offset yield strength <sup>(a)</sup> , MPa (ksi), at:									
	-195 °C (-320 °F)	-80 °C (-112 °F)	0 °C (-18 °F)	24 °C (75 °F)	100 °C (212 °F)	150 °C (300 °F)	205 °C (400 °F)	260 °C (500 °F)	315 °C (600 °F)	370 °C (700 °F)
6061-T6, T651	325 (47)	290 (42)	283 (41)	275 (40)	262 (38)	215 (31)	103 (15)	35 (5)	19 (2.7)	12 (1.8)
7075-T6, T651	635 (92)	545 (79)	517 (75)	503 (73)	448 (65)	185 (27)	90 (13)	62 (9)	45 (6.5)	32 (4.6)

**Fuente:** ASM INTERNATIONAL, ASM (American Society of Materials) Handbook, Volume 2, Properties and selection: Non ferrous alloys, and special-purpose materials. Traducido del inglés por Daniel Hernández. Edición 1990. P. 214.

**Tabla 2.4.** Esfuerzo último del los aluminios 6061-T6 y 7075-T6 a temperaturas altas y bajas.

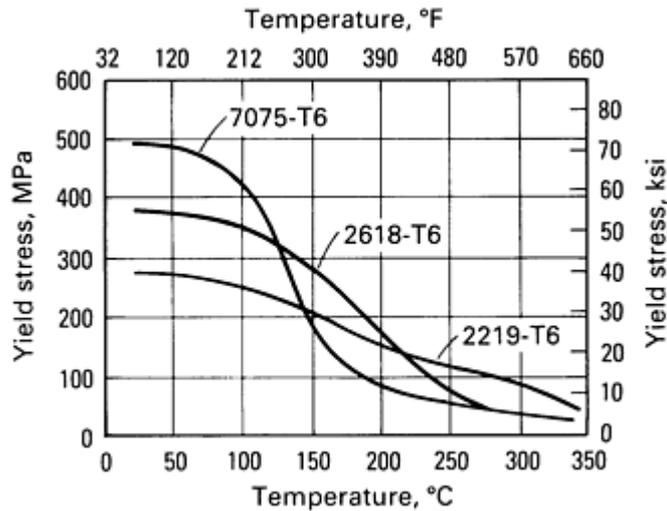
Alloy and temper	Ultimate tensile strength <sup>(a)</sup> , MPa (ksi), at:									
	-195 °C (-320 °F)	-80 °C (-112 °F)	0 °C (-18 °F)	24 °C (75 °F)	100 °C (212 °F)	150 °C (300 °F)	205 °C (400 °F)	260 °C (500 °F)	315 °C (600 °F)	370 °C (700 °F)
6061-T6, T651	415 (60)	338 (49)	325 (47)	310 (45)	290 (42)	235 (34)	130 (19)	52 (7.5)	32 (4.6)	21 (3)
7075-T6, T651	703 (102)	620 (90)	593 (86)	572 (83)	483 (70)	215 (31)	110 (16)	75 (11)	55 (8)	40 (6)

**Fuente:** ASM INTERNATIONAL, ASM (American Society of Materials) Handbook, Volume 2, Properties and selection: Non ferrous alloys, and special-purpose materials. Traducido del inglés por Daniel Hernández. Edición 1990. P. 214.

### 2.5.1 En caliente

Las tablas 2.3, 2.4 y 2.5 listan las típicas propiedades de tensión de varios aleaciones de aluminio al elevadas temperaturas. Las series de aleaciones 7xxx endurecidas por envejecimiento, que son basadas en el sistema Al-Zn-Mg-Cu, desarrollan las más altas propiedades de tensión a temperatura ambiente que cualquier otra aleación de aluminio producidas a base de lingotes fundidos convencionales. Sin embargo, la resistencia de estas aleaciones decrece rápidamente si son expuestas a temperaturas elevadas, debido principalmente a deterioramiento de los finos precepitados del metal, de las cuales estas aleaciones dependen para mantener su resistencia.

Las aleaciones de las series 2xxx como las 2014 y 2024 tienen un mejor desempeño cuando se los expone a estas temperaturas pero no son normalmente usadas para aplicaciones de altas temperaturas.



**Figura 2.24:** Valores de 0.2% del esfuerzo de fluencia en aleaciones de aluminio después de la exposición a 1000 horas a temperaturas entre 0 y 350°C.

**Fuente:** ASM INTERNATIONAL, ASM (American Society of Materials) Handbook, Volume 2, Properties and selection: Non ferrous alloys, and special-purpose materials. Traducido del inglés por Daniel Hernández. Edición 1990. P. 217.

La resistencia a temperaturas sobre los 100 y 200°C es mejorada principalmente con soluciones sólidas de reforzamiento o sometiendo a segundas fases de endurecimiento. Otro acercamiento a mejorar el desempeño de las aleaciones de aluminio en altas temperaturas ha sido el uso de tecnologías de solidificación rápida para producir polvos o envolturas laminadas que contienen altas supersaturaciones de elementos como el hierro o cromo que se fusiona lentamente con el aluminio. Debido a esto, varios materiales experimentales están ahora disponibles que han prometido resistencia a fallas por creep con temperaturas de hasta 350° C. Una aleación experimental tipo Al-Cu-Mg con adiconamientos de plata ha resultado también en aumentar la resistencia al creep. El hierro también ha sido usado para mejorar la resistencia de estas propiedades.



## CAPITULO 3

### CONSTRUCCIÓN DE LOS PROTOTIPOS

#### 3.1 DISEÑO GEOMÉTRICO

##### 3.1.1 Introducción

Parte del desarrollo de este proyecto es definir las correcciones que se debe hacer en la construcción de los prototipos para que sean lo más parecidos a los CubeSats fabricados en serie.

Se han llevado a cabo algunas correcciones en la construcción del chasis de aluminio, entre las más relevantes están: Mejoramiento de los contactos o soportes cúbicos del satélite, el cambio de tornillos de ensamblaje, y pequeños cambios de algunas formas geométricas del chasis. Para realizar las correcciones pertinentes respecto al prototipo fabricado en el proyecto anterior, se tomó como base en una de las estructuras del CubeSat Kit <sup>TM</sup>, prefabricadas por la empresa Pumpkin. Dicho espécimen, en manos del departamento de Geoespacial, del CEINCI de la ESPE (Figura 2.2).

Son detalles que tal vez en su mayoría, no influían trascendentemente en la respuesta de la estructura a cargas que se le podían presentar o que pueda soportar pero, parte del objetivo del proyecto fue fabricar los prototipos, en lo posible, lo más similar a un espécimen de fabricación en serie ya que esto brinda una proyección de qué se debe mejorar y cuál es el alcance en maquinaria y en diseño de este tipo de estructuras en el medio.

##### 3.1.2 Mejoramiento de los contactos:

Durante el lanzamiento, es decir, mientras el picosatélite se encuentra dentro del dispositivo de expulsión (P-POD), las cargas que recibe se presentan principalmente en sus contactos o soportes que están en una cantidad de 4 en la cara inferior y 4 en la cara superior de CubeSat.

Al estar dentro del P-POD, los tres picosatélites se encuentran uno sobre otro apoyados entre sí en sus respectivos contactos lo que requiere que estos sean adecuadamente ajustados al chasis para garantizar estabilidad y rigidez.

El prototipo anterior no presentaba la configuración de fijación al chasis por medio de tornillos por lo que se modificó el diseño haciendo las perforaciones

respectivas en cada contacto que debían ser debidamente roscados para tornillos M3 con roscado fino. Además se modificó el sector del chasis donde iban a estar fijados estos apoyos haciendo perforaciones para permitir el ensamble.

De esta manera, la fijación de los contactos es la misma que presenta la estructura del CubeSat Kit™, donde el ensamble los contactos están atornillados.



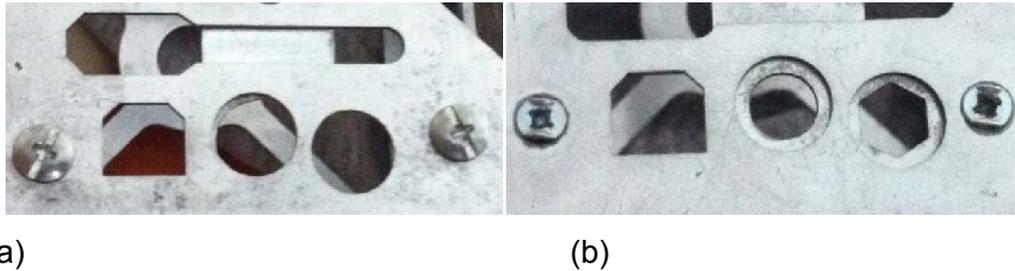
**Figura 3.1:** Contacto del prototipo CubeSat modificado con perforación M3 con rosca fina.

### 3.1.3 Modificación del chasis y reemplazo de tornillos.

Sabiendo que sobre las paredes del chasis de aluminio se van a instalar otro tipo de dispositivos, como recubrimientos especiales para el CubeSat y principalmente los paneles solares que son la fuente de energía del picosatélite, se requiere que estas paredes sean lisas para facilitar la adherencia de estos accesorios a la estructura.

Por lo que los tornillos más adecuados para una configuración de este tipo de estructura, son los avellanados de cabeza plana, aunque en el mercado ecuatoriano no se los puede encontrar fácilmente de la longitud que se requiere que es de 6 mm. Los hay de 10 mm, por lo que el procedimiento a seguir fue cortar el exceso y limar ligeramente los residuos restantes.

Además se pudo garantizar un funcionamiento óptimo de ajuste ya que los anteriores no fueron fijados al chasis mediante tornillos.



**Figura 3.2:** Mejoramiento del diseño y planos del anterior prototipo (a) con respecto al actual (b)

### 3.2 SELECCIÓN DE MATERIALES

Para la construcción del prototipo estructural en el presente proyecto se utilizó aluminio de tipo A1050 el cual se lo encuentra fácilmente en el mercado, a pesar que las especificaciones de diseño de CubeSats demanda aluminio 7057-T6 o 6061-T6. El proveedor de las planchas de aluminio fue la empresa: “MACAR REPRESENTACIONES”.

Se utilizó una plancha de aluminio A1050 de dimensiones 1m x 2m x 1,2mm, la cual fue cortada de acuerdo a las dimensiones necesarias para formar las caras del la estructura cúbica.

Los tornillos, pernos y arandelas de ajuste son hechos de acero inoxidable, como se recomienda en las especificaciones de diseño del CubeSat (CDS12).

Los contactos cúbicos o patas se fabricaron a partir de aluminio A1050, al igual que el resto del cuerpo. Un metro de barra de aluminio cilíndrica de 12 mm de diámetro fue suficiente para la fabricación de los 40 contactos.

### 3.3 DISEÑO DEL PROCESO CONSTRUCTIVO

#### 3.3.1 Técnicas de proceso

##### 3.3.1.1 Corte, perforación y plegado:

El proceso de fabricación empezó con el corte de la plancha de aluminio en 15 piezas rectangulares, para los 3 componentes de cada prototipo, en total son 5 prototipos los que serán fabricados. Se cortaron, 5 láminas de 15x50 mm, 5 láminas de 20x15 mm y 5 láminas de 15x15 mm.

El siguiente paso de la fabricación fue el conformado de las formas geométricas de cada componente mediante el corte de hilo por electroerosión. En la máquina de corte se coloca, una encima de otra, las láminas que serán atravesadas por el

hilo, todas al mismo tiempo. Como la máquina funciona con un sistema computarizado de control numérico (CNC), el hilo de corte sigue la trayectoria de corte del plano digital ingresado en el sistema.

El acabado se lo puede hacer con una lima suave para procurar que no haya imperfecciones ni microgrietas que puedan afectar al funcionamiento del satélite y 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 fresadora.

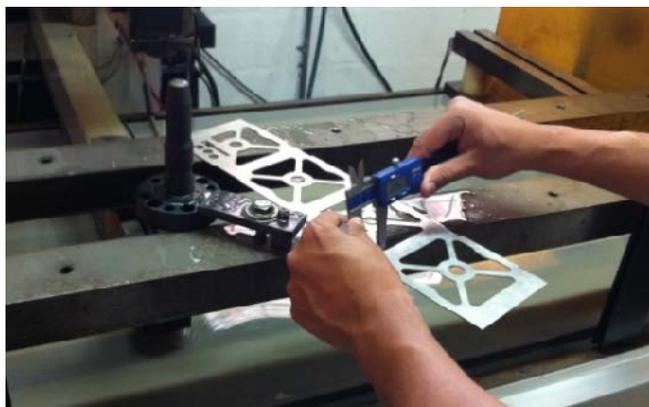
Una vez perforadas las chapas metálicas, se proceden a realizar los pliegues. El cuerpo estructural y las tapas se las dobla con dobladora manual.

El procedimiento de la fabricación de los contactos cúbicos se lo realizó en una fresadora, con riguroso control de medidas para garantizar la fijación exacta de estos en la chapa metálica. Las perforaciones se realizaron con machuelado de 3 mm de espesor con rosca fina.

En el Anexo 2 se de detalla el proceso de fabricación detalladamente.



**Figura 3.3:** Corte de hilo por electroerosión empresa “AL-METAL” Quito-Ecuador.



**Figura 3.4:** Supervisión del trabajo, verificación de medidas



**Figura 3.5:** Perforaciones de sujeción y avellanados realizados en fresadora.

### 3.3.1.2 Máquina de corte CNC.

La máquina de corte de hilo por electroerosión 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.

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 3.6:** Sistema computarizado de control numérico para la máquina de corte.



**Figura 3.7:** Máquina de corte por hilo de tungsteno mediante electroerosión, empresa “ALMETAL” Quito-Ecuador.

### 3.3.2 Diagrama de proceso

En el proceso se fabricaron básicamente 4 componentes principales de la estructura CubeSat que son:

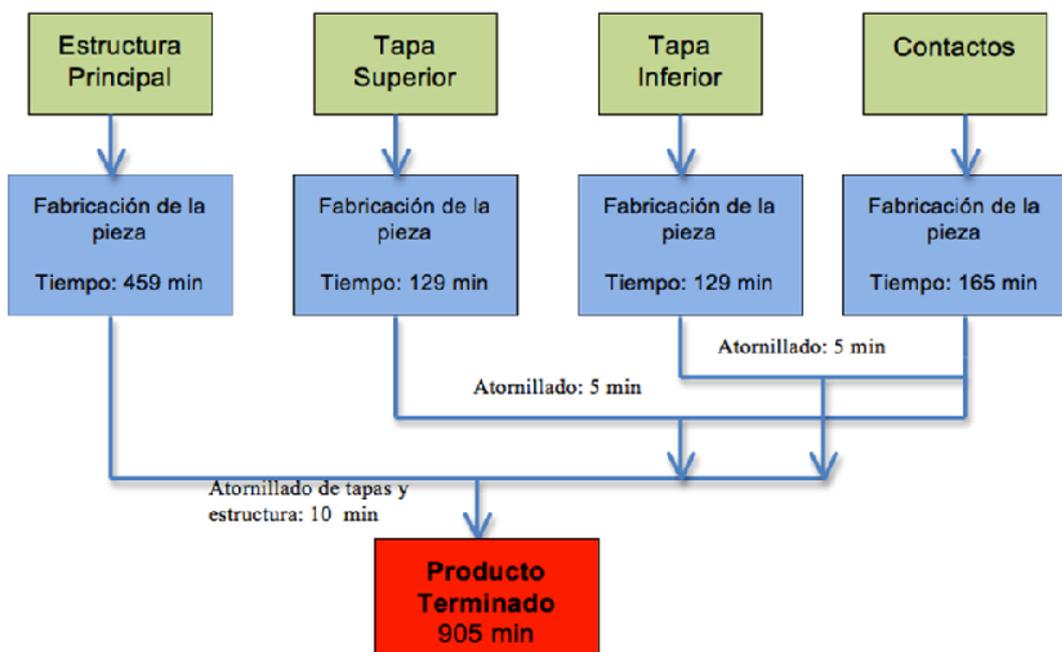
- Cuerpo estructural principal
- Tapa superior
- Tapa inferior
- Contactos cúbicos

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

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.

A continuación, la figura 3.8 muestra un diagrama simplificado de procesos de fabricación de las estructura CubeSat. El diagrama completo se encuentra en el Anexo 2.



**Figura 3.8.** Diagrama de procesos simplificado para fabricación de estructuras CubeSat.

### 3.4 ARMADO Y ENSAMBLE

#### 3.4.1 Componentes

##### 3.4.1.1 Pesos y marcas

Los cinco prototipos construidos fueron marcados por propósitos de identificación con letras y números de golpe. Esto facilitará identificarlos al momento de hacer las pruebas y mediciones de los mismos. A los cinco prototipos se los identificó con los códigos: P1, P2, P3, P4 y P5. La figura 3.10 muestra un ejemplo de las numeraciones con las que se marcó a los prototipos.



**Figura 3.9.** Proceso de numeración de los prototipos con números y letras de golpe



**Figura 3.10.** Ejemplo de numeración en los prototipos

Las dimensiones de los prototipos fueron tomadas en base a las normativas de diseño que nos brinda la revisión 12 del código de especificaciones (CDS12). En los planos que se encuentran en el Anexo 1, se puede encontrar las dimensiones con que se construyeron los prototipos con exactitud. Ya que las dimensiones de los prototipos se basaron en un código no es necesario



describirlas, mientras que sí es importante mencionar los pesos de cada prototipo ya que debe cumplir con ciertas consideraciones de diseño, entre ellas, las mencionadas en el capítulo anterior, en el punto de “Estructuras satelitales” donde se menciona que el sistema estructural debe constituir de un 7% a un 15% del peso total del satélite. La tabla 3.1 muestra los pesos para cada uno de los prototipos construidos.

**Tabla 3.1.** Pesos de los cinco prototipos estructurales tipo CubeSat fabricados.

ITEM	PESO [g]					PROMEDIO [g]
	TOMA 1	TOMA2	TOMA 3	TOMA 4	TOMA 5	
<b>P1</b>	133,4	133,39	133,39	133,39	133,38	<b>133,31</b>
<b>P2</b>	132,87	132,86	132,85	132,85	132,85	<b>132,85</b>
<b>P3</b>	133,28	132,28	133,27	133,27	133,27	<b>133,07</b>
<b>P4</b>	134,39	134,39	134,39	134,4	134,39	<b>134,39</b>
<b>P5</b>	136,46	136,46	136,46	136,46	136,45	<b>136,46</b>

Como se puede constatar, los pesos de las estructuras con muy similares. No son iguales ya que en algunas secciones de empernado se utilizaron mas de una arandela para garantizar un ajuste seguro de las piezas. Pero como las especificaciones del CubeSat aseguran que su masa total sería de 1 Kg aproximadamente. La masa proporcional del sistema estructural sería de un 13.3% de la masa total del satélite por lo que cumple con las consideraciones de diseño.

### 3.4.2 Elementos de ajuste

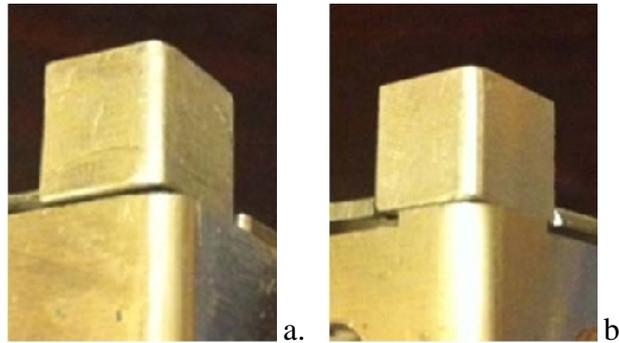
El primer paso del armado consiste en el atornillado de los contactos cúbicos en cada una de las tapas. Para este proceso se utilizó 8 tornillos de cabeza redonda de 3 mm de diámetro de rosca fina y de 7 mm de longitud. También fue necesario una arandela de presión para garantizar la rigidez del ajuste.

Una vez que se tiene los contactos ensamblados en las tapas, se debe atornillar las tapas al cuerpo de la estructura principal para lo cual se utilizaron 13 tornillos con cabeza cónica de 3 mm de diámetro y 7 mm de longitud. A pesar que las tres uniones que mantienen ensamblada la estructura principal en sus extremos originalmente son hechas con remaches especiales. En este caso se utilizará de igual manera tornillos con cabeza cónica, de lo contrario serían solamente 10

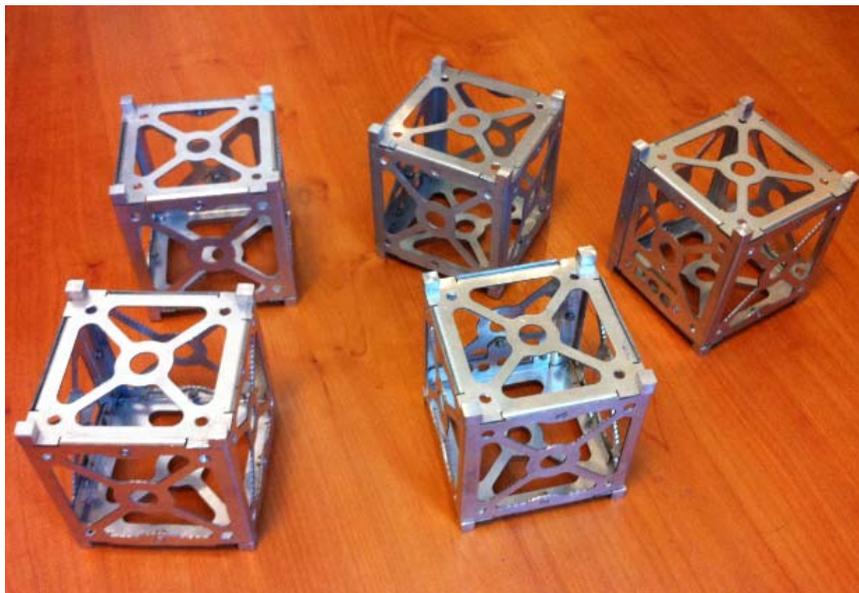
tornillos los necesarios. Para el ajuste se usa tuercas de 3 mm de rosca fina sin arandelas.

El ensamblaje de la estructura queda lo suficientemente rígida para soportar los accesorios que llevará internamente y externamente y también las cargas de todo tipo que soportará durante el viaje de lanzamiento y durante su período de operación en órbita.

Sin embargo, ciertas perforaciones en las tapas no fueron lo suficientemente precisas en su ubicación por lo que ciertos contactos quedaban un poco sobresalidos. Con una lima se pudo arreglar los orificios de las tapas dándoles una mejor ubicación para el ajuste de los contactos. La figura 3.11 a y 3.11 b muestra la corrección de ensamble en los contactos.



**Figura 3.11.** Corrección de errores de construcción. a. Contacto ligeramente desalineado b. Contacto corregido y alineado.



**Figura 3.12.** Construcción de los 5 prototipos estructurales tipo CubeSat terminados.



## CAPÍTULO 4

### ENSAYOS CON CARGAS CONTÍNUAS

#### 4.1. ENSAYOS DE TRACCIÓN

El ensayo de tracción de un material consiste en someter a una probeta normalizada a un esfuerzo axial de tracción creciente hasta que se produce la rotura de la probeta.<sup>30</sup>

La máquina utilizada para los ensayos de tracción y compresión es la máquina de ensayos universales, marca AMSLER de capacidad 200 tons. en compresión y 10 tons. en tracción. El diagrama carga vs. desplazamiento que la máquina brinda, expone los datos necesarios para poder calcular las propiedades mecánicas del material que se necesita para este proyecto: esfuerzo de fluencia, esfuerzo último y porcentaje de elongación. Las ecuaciones necesarias para este cálculo son:

$$ESFUERZO = \frac{FUERZA}{AREA} \text{ ó } \frac{P}{A} \frac{[N]}{[mm^2]} \quad \text{Ecuación 4.1}$$

$$\%e = \frac{Lf - Lo}{Lo} \times 100 \quad \text{Ecuación 4.2}$$

##### 4.1.1 Elaboración de probetas

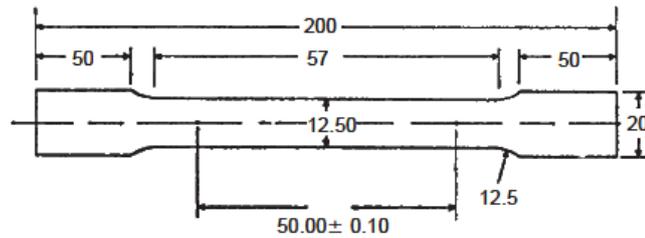
Como se explicó en el capítulo anterior, el aluminio utilizado para la construcción de los prototipos tipo CubeSat, se trata del aluminio 1050.

Para obtener los datos de sus propiedades mecánicas se fabrican 2 probetas para someterlas al ensayo de tracción de acuerdo a la norma: ASTM B577M-02a que lleva como título: Métodos Estándares de Ensayos a Tensión para Aluminios Fundidos y Forjados y productos de aleaciones de magnesio.

El espesor de estas probetas es del mismo utilizado en la construcción de los prototipos: 1.2 mm. La figura 4.1 muestra las dimensiones proporcionadas por la norma ASTM B577M-02a para la fabricación de las probetas.

---

<sup>30</sup> JAMES M. GERE. Mecánica de Materiales. Sexta ed. Stanford University. Traducido del inglés por Raúl Arriola Juárez. 2006. p. 15.



**Figura 4.1.** Probeta estándar para placas de Aluminio

**Fuente:** Norma ASTM B577M-02a, Métodos Estándares de Ensayos a Tensión para Aluminios Fundidos y Forjados y productos de aleaciones de magnesio, ASTM Internacional.

Los especímenes o probetas fueron fabricados con el máximo cuidado y precisión para asegurar resultados óptimos después del ensayo. Para asegurar esto, las probetas también fueron fabricadas mediante corte de hilo por electroerosión CNC, ya que la precisión de corte de esta máquina no se compara con ningún método manual. Mediante su sistema computarizado de control numérico asegura que las medidas de las probetas sean las proporcionadas en el plano de fabricación.

La norma también recomienda que la sección central de la probeta debe tener una disminución pequeña en sus dimensiones para asegura la rotura en esa sección cuando culmine el ensayo.<sup>31</sup>

La figura 4.2 muestra las probetas fabricadas listas para los ensayos de tracción.

<sup>31</sup> Norma ASTM B577M-02a, Métodos Estándares de Ensayos a Tensión para Aluminios Fundidos y Forjados y productos de aleaciones de magnesio, ASTM Internacional, 2003, p.2.



**Figura 4.2.** Probetas de aluminio 1050 listas para los ensayos de tracción.

#### 4.1.2. Procedimiento

Las especificaciones técnicas de la máquina de ensayos universales se detallan a continuación:<sup>32</sup>

EQUIPO: Máquina de Ensayos Universales

CÓDIGO: MM-29

MARCA: Amsler

MANUAL: MMM-29

MODELO: FM-1033

Características Técnicas:

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]

---

<sup>32</sup> Laboratorio de mecánica de materiales de la Escuela Politécnica del Ejército. Sangolquí-Ecuador.

Luego de un previo calentamiento de la máquina, y comprobación de que la misma se mueva en óptimas condiciones, se procede a medir la sección central de la probeta. Ya que la sección central tiene forma rectangular, sus dimensiones son: 11.92 mm de ancho y 1.2 mm de espesor.

El siguiente paso del proceso es la marcación de la probeta en su parte central. Consiste en marcar dos puntos en la parte central de la probeta con una distancia de 50 mm en dirección longitudinal. La ubicación de estas marcas se las puede ubicar en la figura 4.1, corresponde a la cota  $50\pm 0.1$ .

Se procede a instalar las probetas en la máquina de ensayos sujetando los dos extremos por los cabezales inferior y superior como muestra la figura 4.3.



**Figura 4.3.** Ensayo de tracción en probetas de aluminio.

Para este ensayo se utiliza la escala de 1000 Kg como carga máxima. Entonces se procede a encerrar la máquina y se aplica la carga paulatinamente aproximadamente durante 10 segundos hasta que la probeta se rompe. La temperatura del ambiente a la que se realizó el ensayo fue  $20.1^{\circ}\text{C}$  y humedad de 61%.

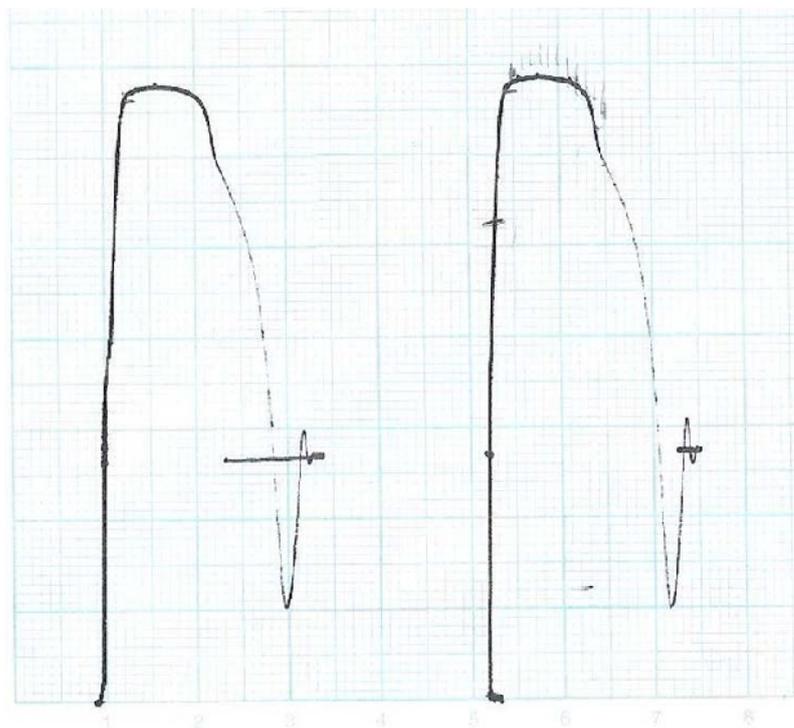
La máquina representa los resultados de carga y desplazamiento en un curva graficada en papel milimetrado (figura 4.5).



**Figura 4.4.** Probetas luego del ensayo tracción.

### 4.1.3. Resultados

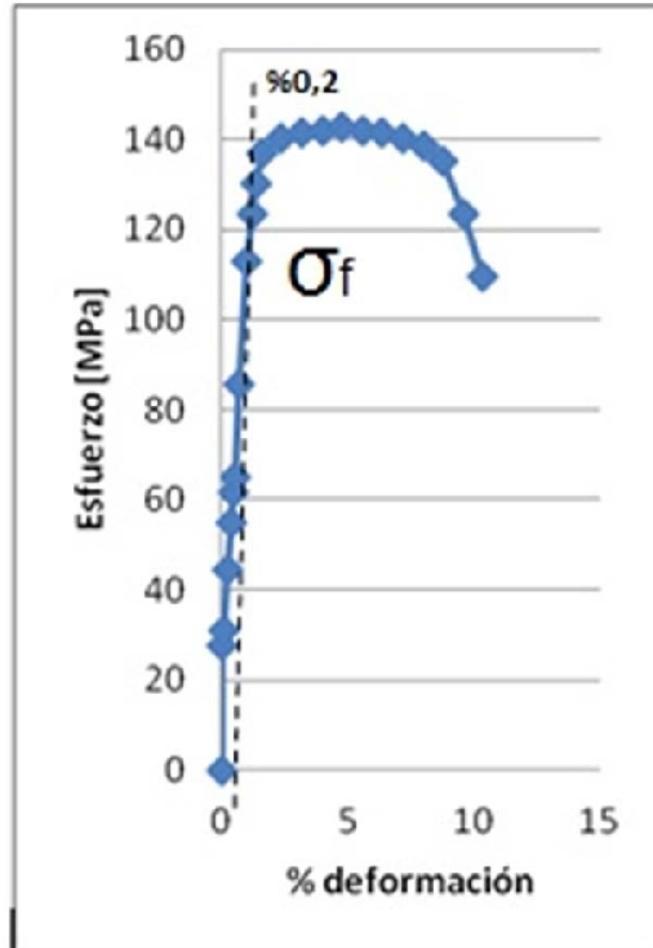
Luego de los ensayos a los que fueron sometidas las dos probetas, se obtuvieron las siguientes curvas Carga vs. Desplazamiento resultantes que muestra la figura 4.5.



**Figura 4.5.** Curvas resultantes de ensayo de tracción

El eje Y, da a conocer la carga en kilogramos aplicada a la probeta en la escala de 1 mm correspondiente a 5 Kg. Mientras que el eje X, da a conocer la deformación que sufre la probeta a medida que la fuerza estira a la probeta. Cada milímetro de la gráfica en el eje X, se lo divide para 2.5 y se obtiene la deformación en milímetros.

Con la información obtenida de las curvas previo a su conversión de unidades se obtuvo la siguiente gráfica de Esfuerzo vs. % de deformación (figura 4.6) unitaria que nos permitirá reconocer los puntos de límite de fluencia y de esfuerzo último.



**Figura 4.6.** Curva Esfuerzo vs. % de deformación del ensayo de tracción

Aplicando el criterio de esfuerzo de fluencia desplazado que se especifica en la norma ASTM B577M-02a para materiales que no presentan un punto de fluencia bien definido en la gráfica S vs. D.<sup>33</sup> Se traza una línea paralela a línea de proporcionalidad elástica desplazada 0.2% en el eje X del porcentaje de deformación, como muestra la figura 4.6.

Al medir la distancia entre marcas de las dos probetas luego de la ruptura, resulta que es de 55.2 mm para la una y 55.4 mm para la otra.

<sup>33</sup> Norma ASTM B577M-02a, Métodos Estándares de Ensayos a Tensión para Aluminios Fundidos y Forjados y productos de aleaciones de magnesio, ASTM Internacional, 2003, p.10.



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

**Tabla 4.1.** Resultados del esfuerzo de fluencia, esfuerzo último y porcentaje de alargamiento.

PROBETA	a [mm]	b [mm]	Área [mm <sup>2</sup> ]	Lo [mm]	Lf [mm]	F <sub>fl</sub> [N]	F <sub>fl</sub> [Mpa]	F <sub>ut</sub> [N]	F <sub>ut</sub> [Mpa]	Elon [%]
1	11,9	1,2	14,3	50	55,2	1508,9	105,5	2105,1	147,2	10,4
2	11,9	1,2	14,3	50	55,4	1516,9	106,1	2112,2	147,6	10,8
<b>Promedio</b>							<b>105,8</b>		<b>147,4</b>	<b>10,6</b>

Ejemplo de cálculo utilizando la ecuación 4.1:

$$\sigma = \frac{P}{A} = \frac{1508.9}{14.3} = 105.5$$

Ejemplo de cálculo utilizando la ecuación 4.2:

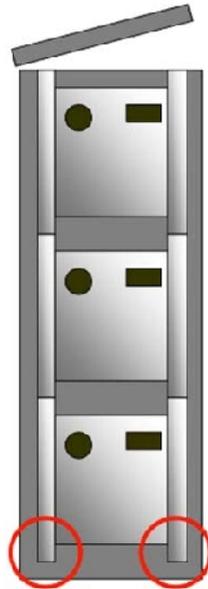
$$\%e = \frac{Lf - Lo}{Lo} \times 100 = \frac{55.2 - 50}{50} \times 100 = 10.4\%$$

## 4.2. ENSAYOS DE COMPRESIÓN

### 4.2.1. Ensayos de compresión con datos de diseño

El ensayo de compresión en el elemento del picosatélite tipo CubeSat tiene como finalidad comprobar que la estructura resistirá las cargas estáticas que se producirán al momento del lanzamiento y además nos brinda información de cual será la carga máxima que la estructura soporta antes de percibir daños y colapsar totalmente.

La figura 4.7 muestra el lugar donde las mayores cargas de compresión se aplican en el CubeSat.



**Figura 4.7.** Puntos críticos de compresión en el CubeSat dentro del P-POD

**Fuente:** TOKIO, UNIVERSITY OF TOKIO, Traducido del Japonés al Inglés por Hiroshi Tanaka. CubeSat Project. Critical Design Review. Primera ed. Tokio. ISSL. 2001. p.57.

Las cargas estáticas que percibirá el picosatélite se darán justamente en sus contactos o apoyos, ya que al ser transportados, tienen que hacerlo dentro de una interfaz llamada Poly Pico Satellite Orbital Deployer o Dispositivo de Despliegue Orbital de Varios Picosatélites con sus siglas P-POD.

Según los cálculos de diseño, el CubeSat soportará un esfuerzo de compresión del resorte del P-POD de 108 KPa, lo que viene a ser una fuerza de 18,25 N ó 1.86 Kg.<sup>34</sup>

El ensayo de compresión que se lleva a cabo a continuación, muestra la carga total que soporta el prototipo estructural tipo CubeSat antes de la falla y da a conocer que la carga de diseño, la soporta sin ocasionar daño alguno en la estructura.

#### 4.2.2. Ensayos de compresión hasta la falla

El primer ensayo de compresión de este proyecto se lo llevó a cabo en condiciones ambientales normales, a una temperatura de 20.1°C y una humedad del 61%.

<sup>34</sup> LIMAICO ROMERO J. y SOLANO GONZALEZ R. Diseño de los sistemas estructural y de alimentación, construcción de prototipo estructural y procedimientos operacionales de lanzamiento de picosatélite tipo "CubeSat" para el C.I.E de la ESPE. Tesis Escuela Politécnica del Ejército. 2010. p. 110

Previo al ensayo en el prototipo número P1, se llevó a cabo un proceso de familiarización o práctica con las máquinas de ensayos para garantizar la realización del ensayo sin errores y también para seleccionar los accesorios adicionales que fuesen necesarios. Para este ensayo fue necesario un accesorio magnético que sostenga una placa de acero de 2 cm de espesor que sirva como tope superior para la compresión.

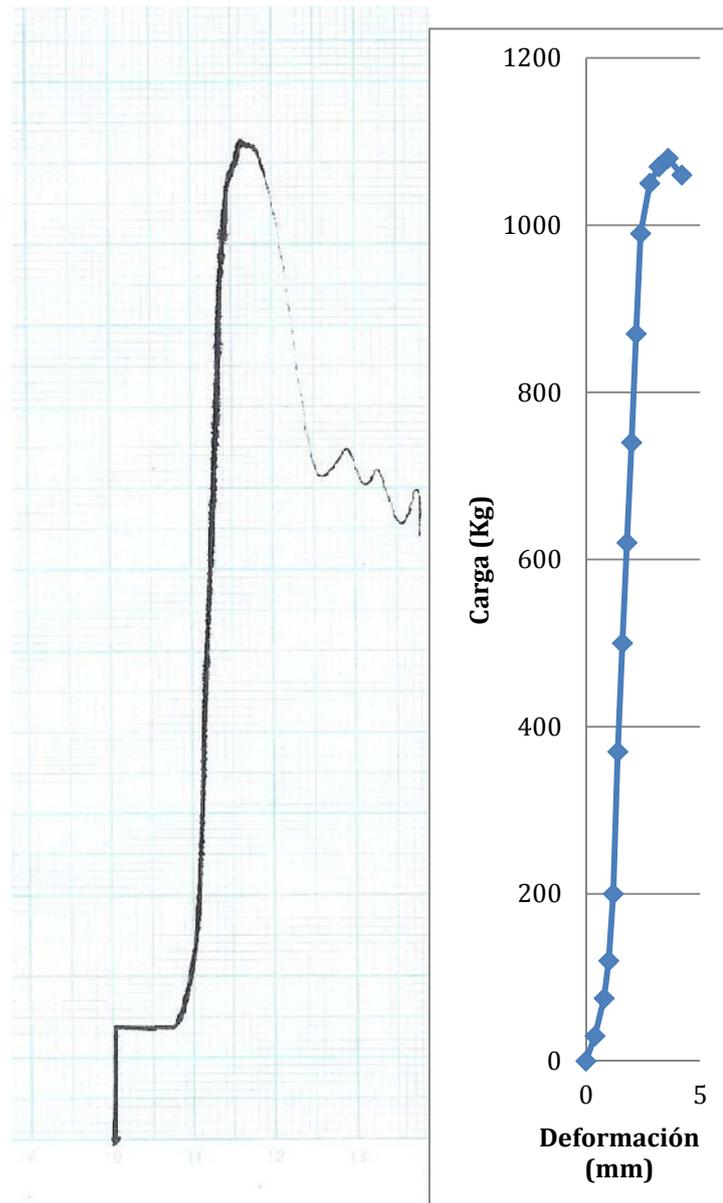


**Figura 4.8.** Proceso de práctica con las máquinas de ensayos

Una vez que la máquina estaba lista y configurada con la escala de 2000 Kg como carga máxima, se procedió a colocar la estructura en la posición de ensayo y se realizó la compresión que tuvo una duración de 20 segundos. Las curvas de fuerza vs. desplazamiento se muestran en la figura 4.10.



**Figura 4.9.** Prototipo estructural tipo CubeSat sometido a ensayo de compresión hasta la falla.



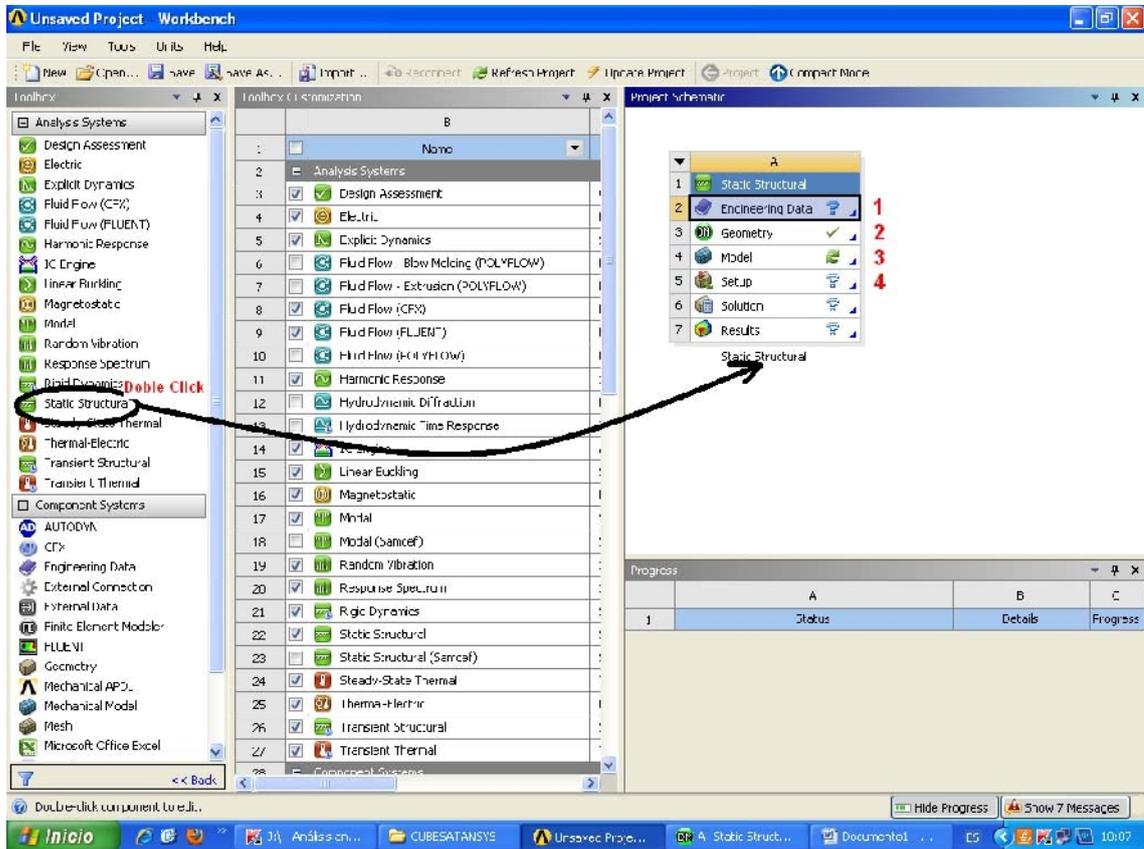
**Figura 4.10.** Diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat.

El eje Y, da a conocer la carga en kilogramos aplicada a la probeta en la escala de 1mm correspondiente a 10 Kg. Mientras que el eje X, da a conocer la deformación que sufre la probeta a medida que la fuerza estira a la probeta. Cada milímetro de la gráfica en el eje X, se lo divide para 2.5 y se obtiene la deformación en milímetros.

### 4.2.3. Simulaciones

El primer paso para proceder al análisis en el software ANSYS® 14 del modelo del picosatélite tipo CubeSat, es importar la geometría previamente elaborada, que debe ser un archivo debe con la extensión: .x\_t.

Una vez que se inicia el WorkBench 14.0 de ANSYS®, se comienza un nuevo estudio. En el caso del presente análisis de compresión, es un estudio “Estático Estructural”. Y se hace doble click en ese estudio y se despliega un cuadro de diálogo como muestra la figura 4.11.



**Figura 4.11.** Entorno inicial del WorkBench del ANSYS® 14.

El siguiente paso es ingresar la información de materiales. En este caso se va a seleccionar dos materiales, que son el acero estructural y una aleación de aluminio. El material de aleación de aluminio no se encuentra en la lista primaria de materiales por lo que se lo carga desde la biblioteca. Se hace doble click en “Engineering Data” (PUNTO 1 EN ROJO, FIGURA 4.11) y se hace click en el ícono de biblioteca (PUNTO A, figura 4.12 ). En la sección de materiales generales se despliega una lista de materiales y se hace click en agregar el material que se requiere (PUNTO B, figura 4.12).

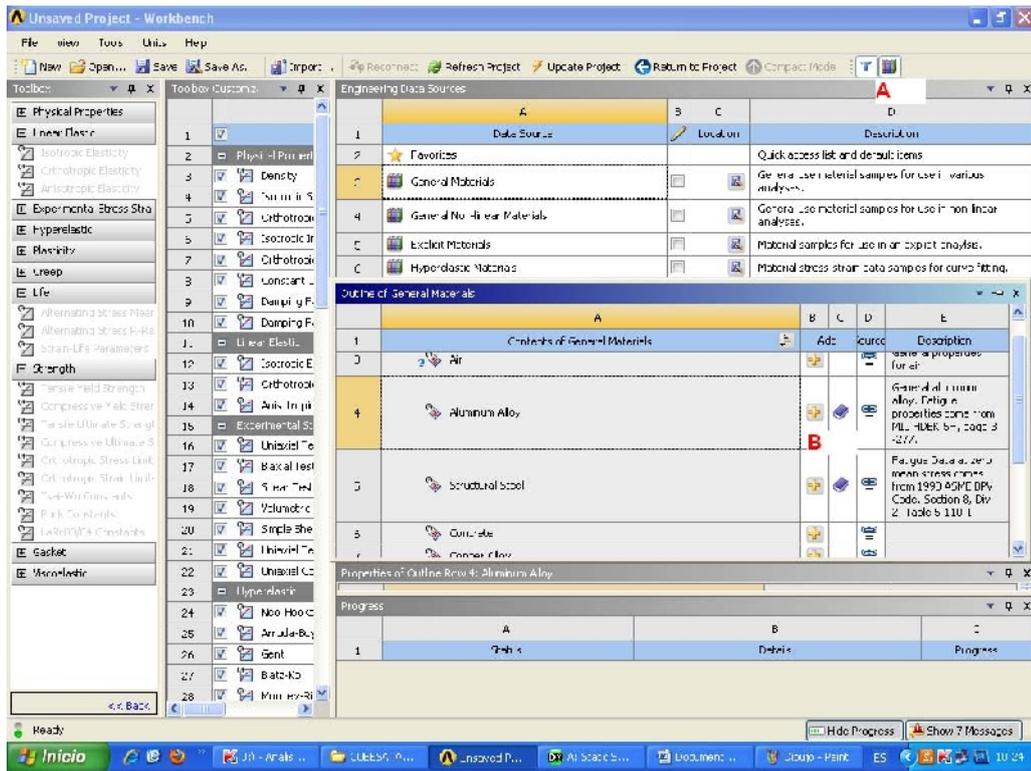


Figura 4.12. Biblioteca de materiales

Para el caso de la aleación de aluminio seleccionada, se aprecia que no tiene las propiedades mecánicas del aluminio A1050 con el que se construyó la estructura, por lo que se tiene que ingresar manualmente estas propiedades en la sección que muestra la figura 4.13.

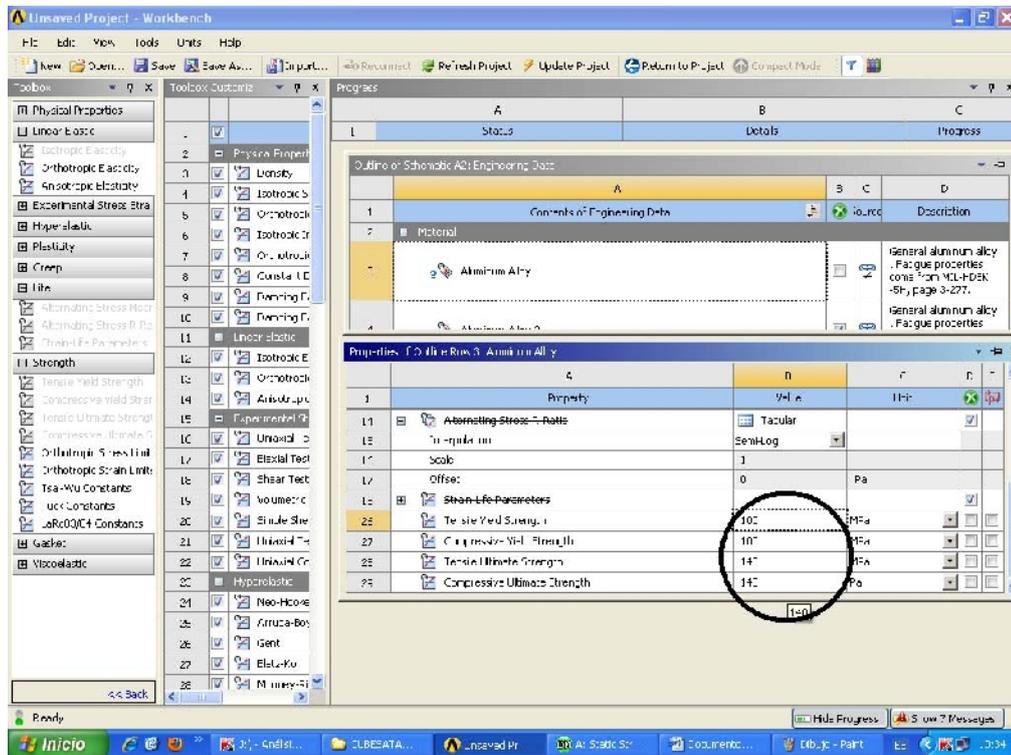


Figura 4.13. Ingreso de propiedades mecánicas

El siguiente paso es ingresar al PUNTO 2, de la figura 4.11. Esta sección se llama “Geometry”, se hace doble click y se presenta un entorno para dibujar, entonces vamos a la pestaña “FILE” y hacemos click en “Import external geometry file” como muestra la figura 4.14. Se selecciona el archivo .x\_t que contiene la geometría del modelo del prototipo CubeSat.

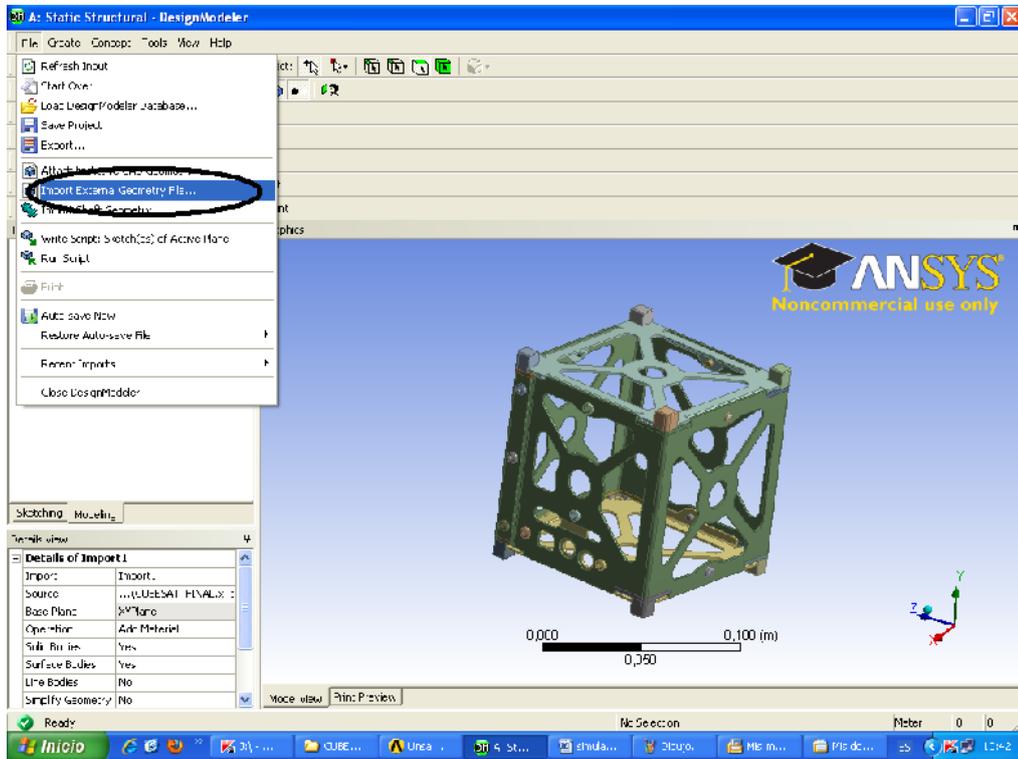


Figura 4.14. Ingreso de la geometría

El siguiente paso es hacer doble click en el PUNTO 3 que indica la figura 4.11, esta es la sección “Model”. Esta es la sección más importante de la simulación que es donde se configura todos los materiales que tendrá cada pieza, los tipos de contacto que tendrá cada pieza que está en contacto con otra, la configuración de mallado y se selecciona los estudios que se quiere realizar. El primer paso de esta sección “Model” es asignar el material que tendrá cada pieza del ensamble. La figura 4.15 muestra la sección donde se asigna los materiales a cada pieza. La sección llamada “Geometry” dentro del “Model” es la que contiene todas las piezas del ensamble. Como anteriormente se cargó solamente los materiales acero estructural y aleación de aluminio, solo esos dos materiales se despliegan en la lista.

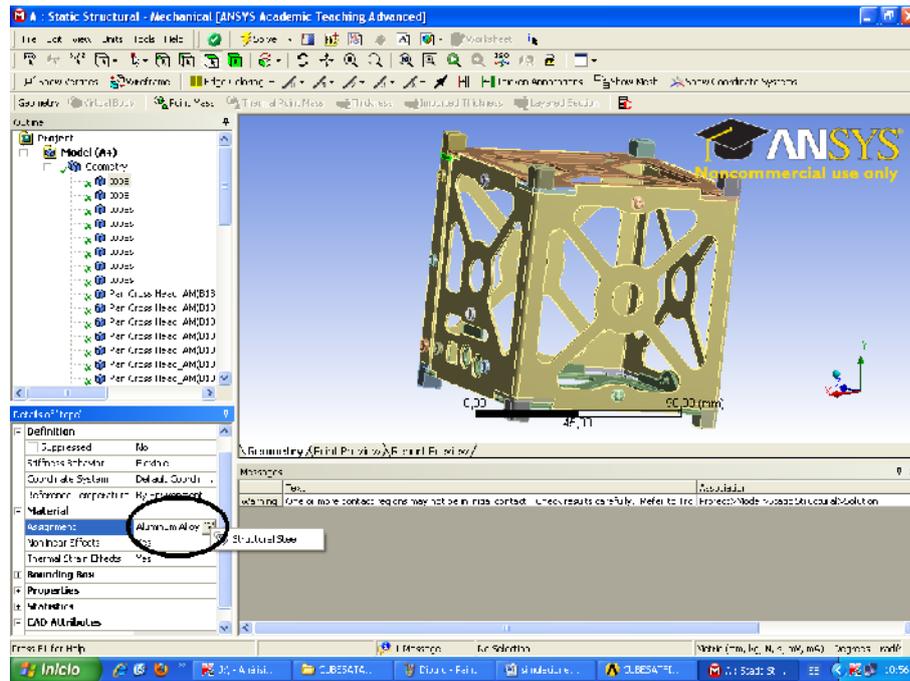


Figura 4.15. Asignación de materiales

El siguiente paso es ingresar a la sección “Connections” del “Model”. En esta parte se inserta los contactos que tendrán las piezas que se encuentran en contacto. Estos contactos pueden ser: Unión rígida o Bonded, No separation, frictionless, Rough y frictional. Entonces se inserta un contacto, se selecciona las caras que intervienen en el contacto y se selecciona el tipo de contacto como muestra la figura 4.16.

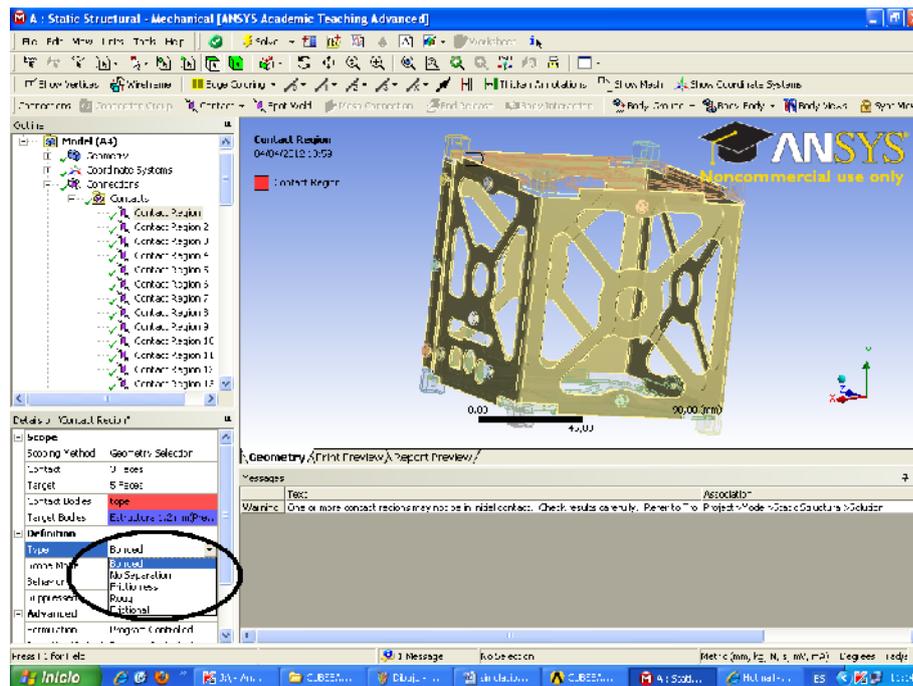


Figura 4.16. Ingreso de tipos de contactos entre piezas.

El paso siguiente es el mallado, consiste en dividir a la geometría en pequeñas partes para poder llevar a cabo el cálculo por elemento finitos. Las secciones más críticas de la estructura requieren un refinamiento para obtener mejores resultados de cálculo. En la sección “Mesh” del “Model” se puede insertar refinamientos y se puede seleccionar las caras que se quiere refinar. La figura 4.17 muestra la sección donde se seleccionan las caras y el ejemplo de cómo las secciones seleccionadas se resaltan. En el caso de la estructura CubeSat se refinaron todas las secciones cercanas a los contactos cúbicos ya que son las más críticas.

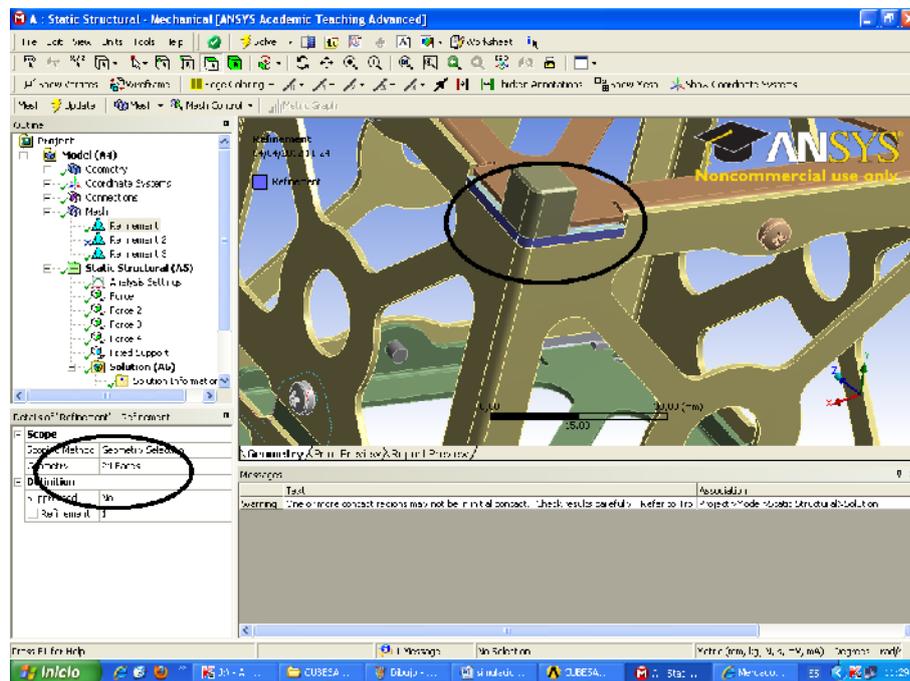


Figura 4.17. Refinamientos de malla

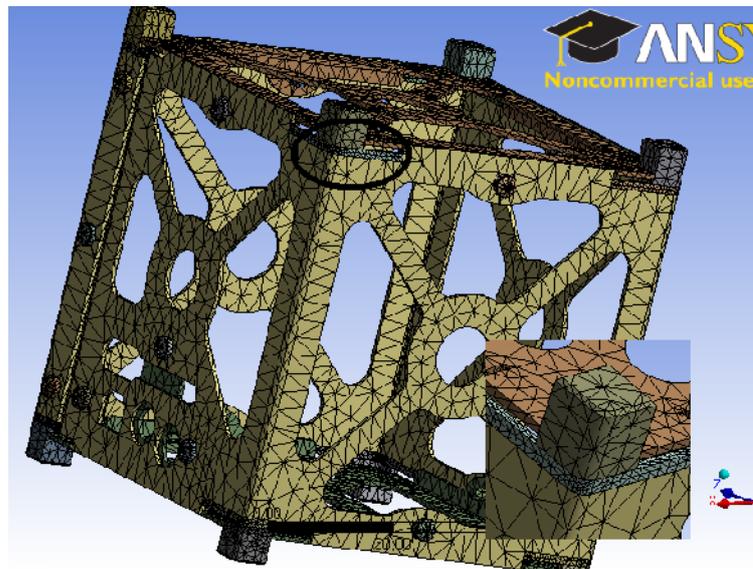


Figura 4.18. Estructura CubeSat con mallado y refinamiento en las partes críticas.

En la sección “Static Structural” del “Model” se ingresan las cargas que soportará el CubeSat. Como se pudo apreciar en los ensayos en las máquinas de laboratorio, las primeras deformaciones se dieron a los 500 Kg de carga. Para el caso de la simulación vamos a ingresar 1080 N (110 Kg) de carga en cada contacto de la parte superior, lo que da un total de 4320 N (440 Kg) totales. La figura 4.19 muestra cómo se insertan las cargas en cada contacto, además se debe tomar en cuenta la dirección y sentido que se dará a las cargas.

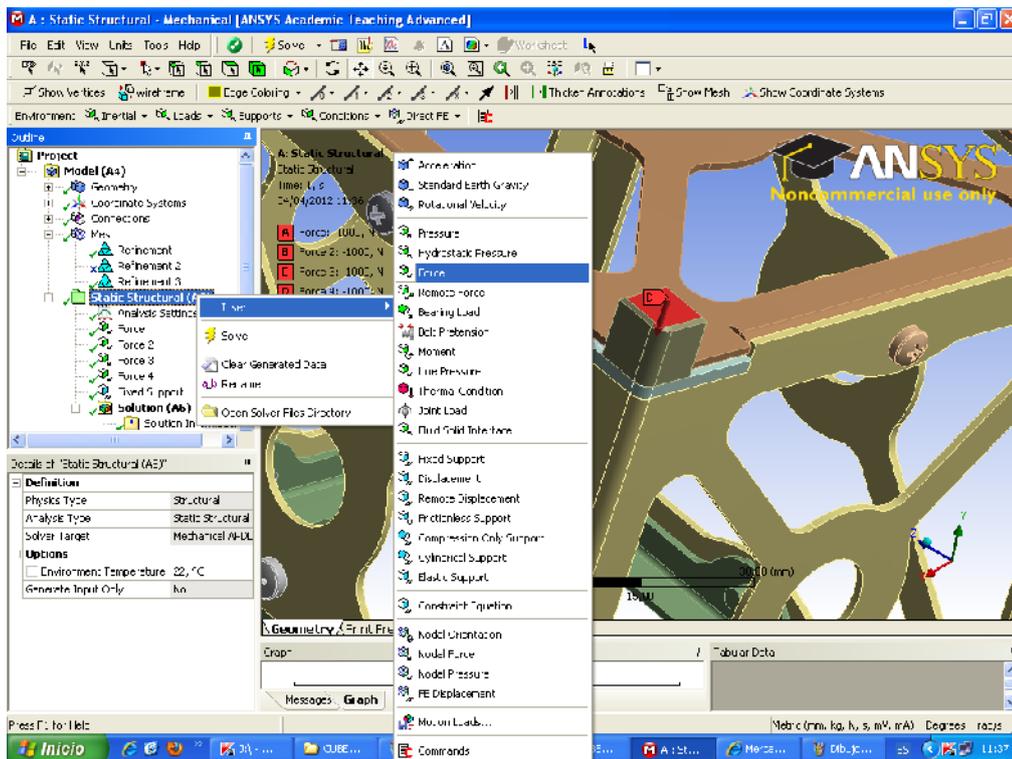


Figura 4.19. Asignación de cargas

En la misma sección de “Static Structural” del “Model”, se puede insertar las restricciones y apoyos que tendrá la estructura para el ensayo. En el caso del CubeSat, se colocó restricciones fijas en los contactos inferiores como muestra la figura 4.20.

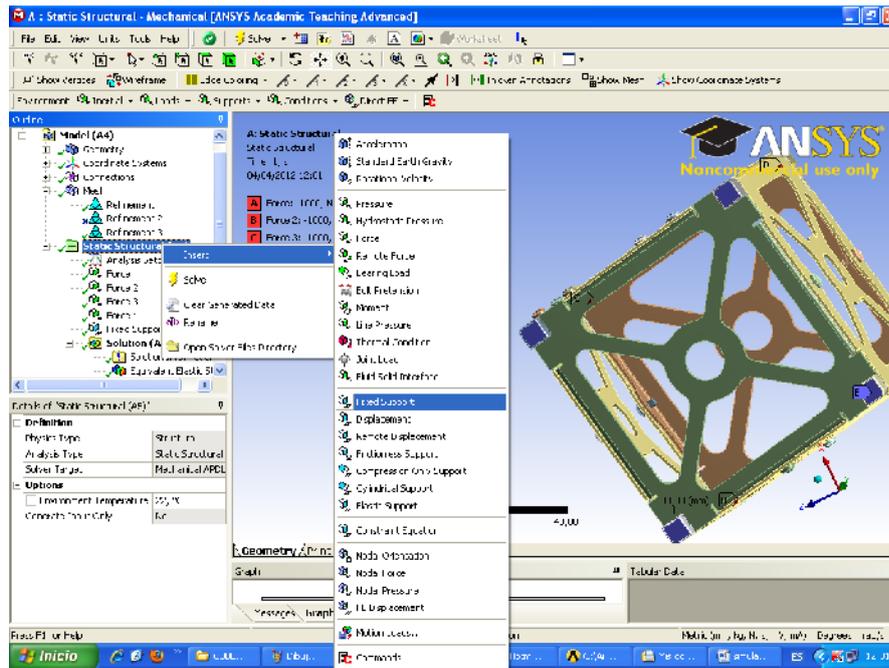


Figura 4.20. Asignación de restricciones en apoyos

Una vez que se han ingresado todas configuraciones y condiciones del ensayo, se procede a ingresar los tipos resultados que se quiere obtener. Para el caso del ensayo de compresión del CubeSat, se solicita al software que despliegue los siguientes resultados: “Equivalent Stress” o Esfuerzo equivalente, “Equivalent Strain” o Deformaciones Unitarias equivalentes, “Total Deformation” o deformación total y “Security Factor” o factor de seguridad.

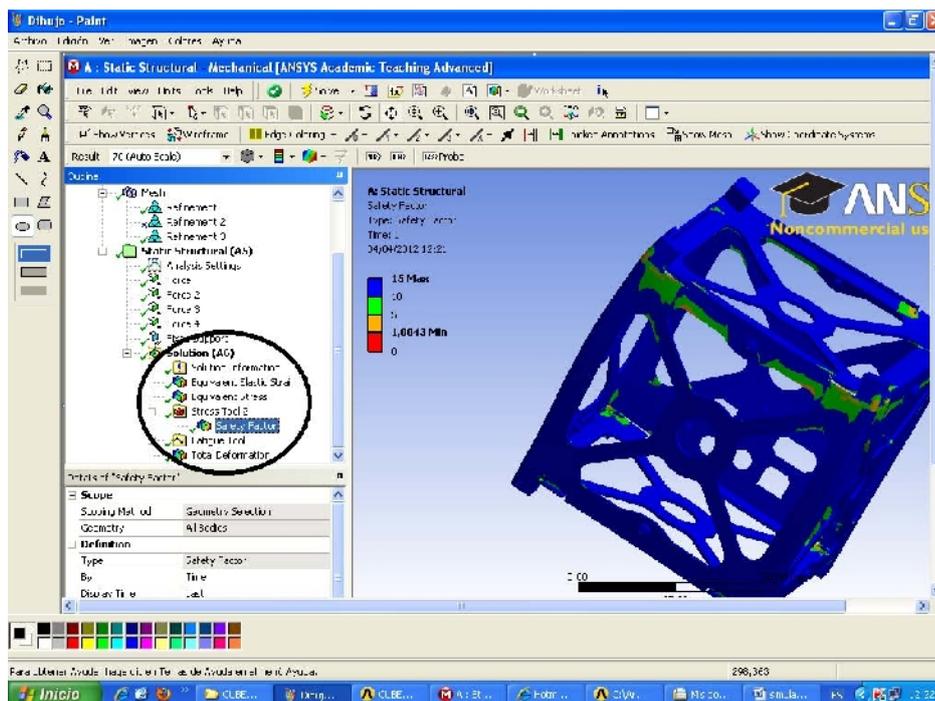


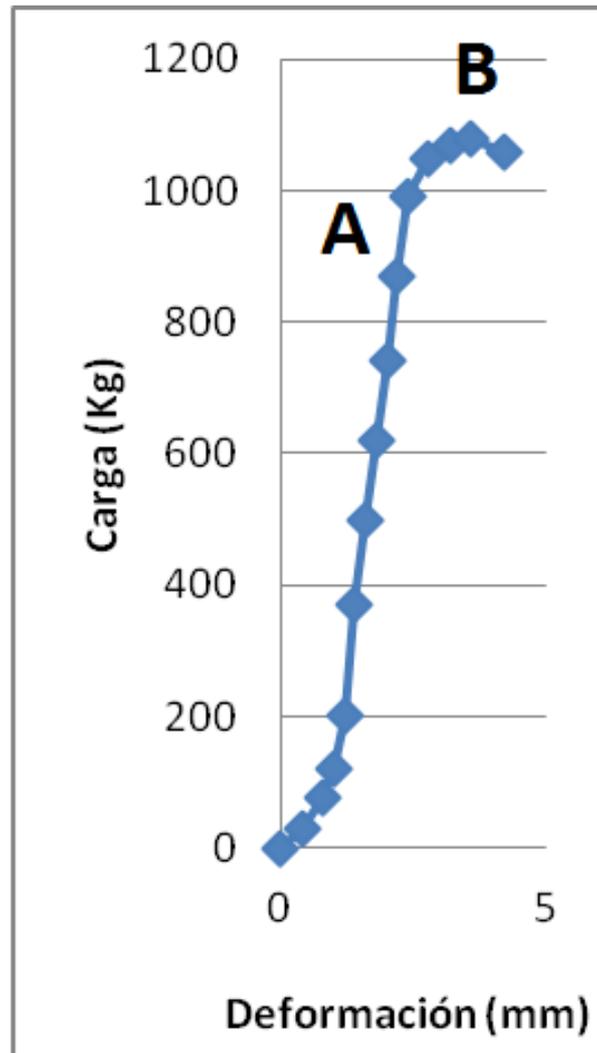
Figura 4.21. Listado de resultados

Una vez terminadas todas estas configuraciones de ensayo, el último paso es hacer click en el ícono de “Solve” o resolver que tiene la forma de un rayo.

### 4.3. 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 4.22.** Digitalización del diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat.

El punto B de la figura 4.10 da a conocer la fuerza máxima que logró soportar la estructura, además se aprecia que la estructura absorbió la carga de manera lineal hasta que llegó al punto A y comenzó a ceder.

La carga máxima que soportó la estructura fue de 1080.6 Kg y el límite lineal fue de 910 Kg. Pero la carga a la que se empezaron a ver deformaciones en

los vértices del prototipo fue de 500 Kg. El desplazamiento máximo que presentó la estructura cuando llegó a la caga última, fue de 3.6 mm.

La figura 4.23 muestra un ejemplo las deformaciones que se dieron en los vértices al momento de llegar a los 500 Kg de carga de compresión.



**Figura 4.23.** Uno de los vértices deformados del prototipo estructural del picosatélite CubeSat.

### **Resultados de las simulaciones**

A continuación se presenta un resumen de los resultados obtenidos de los estudios llevados a cabo en el software ANSYS® 14 con una carga de compresión de 440 Kg. Cada gráfico presenta una escala de colores que permite identificar los resultados del cálculo para cada parte del ensamble. Los resultados mecánicos en detalle de las simulaciones se encuentra en el ANEXO 7.

### **Desplazamiento Total**

La figura 4.24 muestra simulación de cómo la estructura se deforma ante las fuerzas de compresión. La zona roja es la de mayor desplazamiento, siendo este de 0.15344 mm, mientras que la zona azul no presenta ningún desplazamiento.

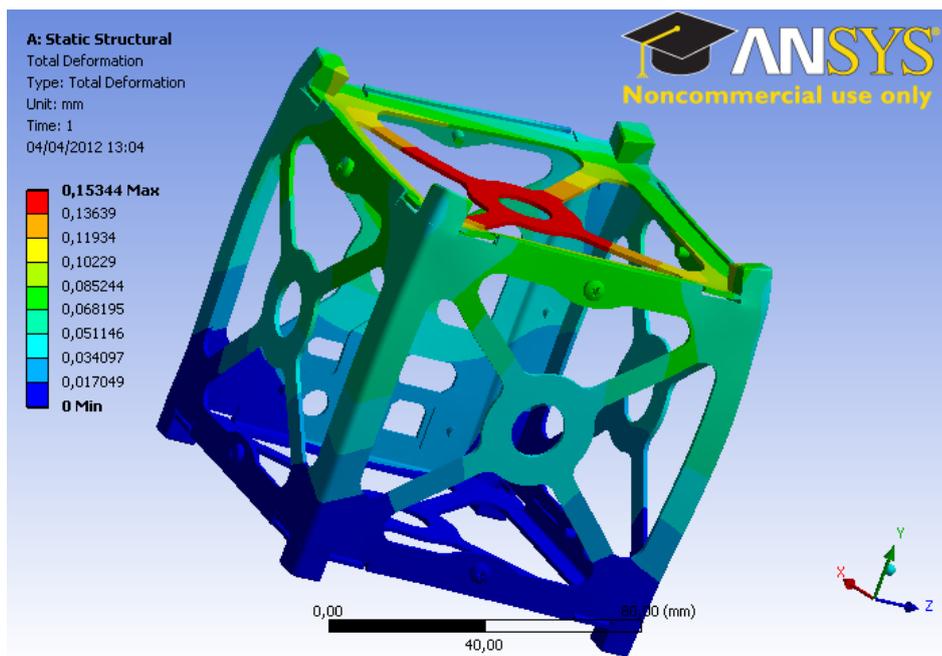


Figura 4.24. Resultados desplazamientos totales.

### Deformaciones Unitarias Totales

Como muestra la figura 4.25, la zona que presenta mayores deformaciones unitarias es la zona de unión entre los contactos y la estructura principal del prototipo.

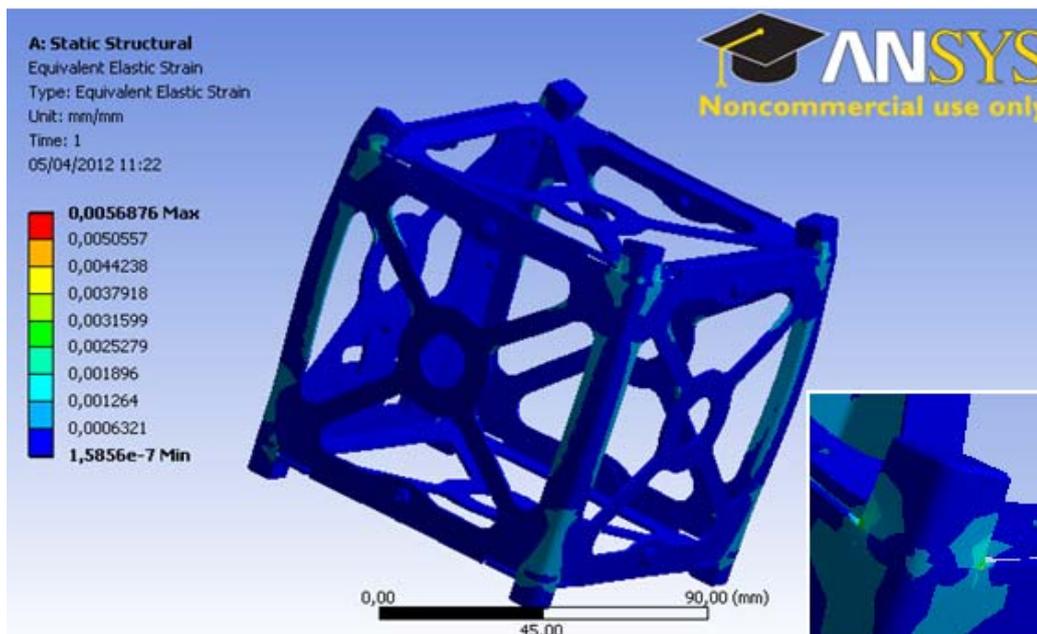


Figura 4.25. Resultados deformaciones unitarias equivalentes.

### Esfuerzos

De manera similar a los resultados anteriores, los esfuerzos son los máximos en la zona de unión entre contactos y la estructura.

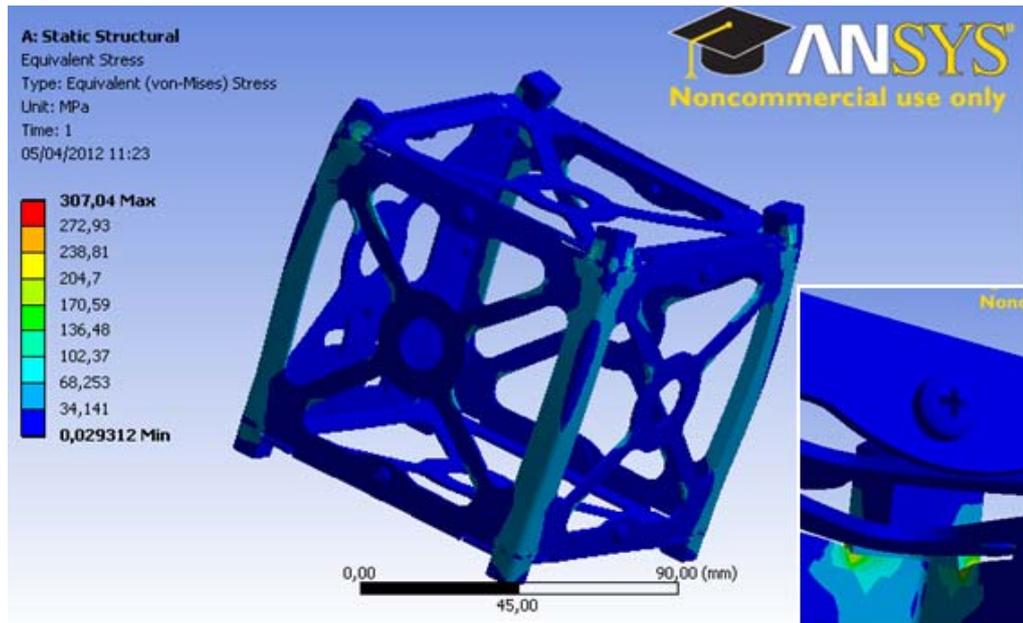


Figura 4.26. Resultados esfuerzos equivalentes.

### Factor de Seguridad

La figura 4.25 muestra la mayor parte de la estructura en color azul, lo que quiere decir que, con una carga de 440 Kg, mayor parte de la estructura se mantiene sin daño alguno. La zona definida por la unión de los contactos y la estructura es la que presenta un factor de seguridad de 1.05, lo que quiere decir que está en el límite para empezar a fallar.

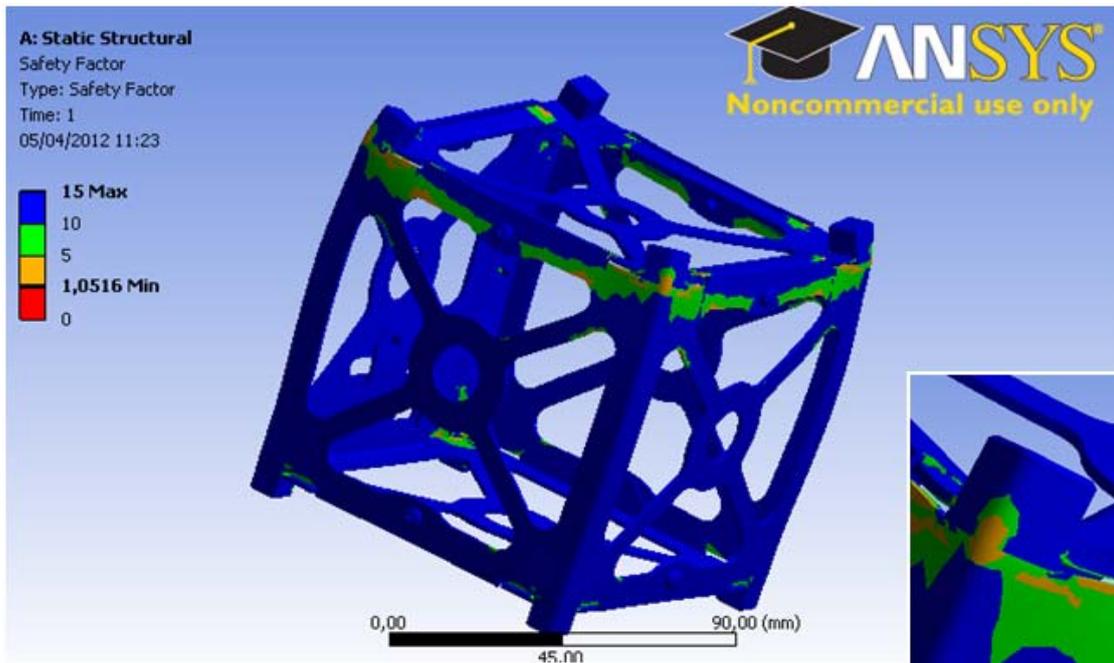


Figura 4.27. Resultados factor de seguridad.



La tabla siguiente muestra los factores de seguridad para varias cargas de compresión resultantes de varias simulaciones realizadas. Mediante esta iteración y comparación de estos resultados se pudo determinar la carga a la que se comenzaría a apreciar los primeros fallos.

**Tabla 4.2.** Factores de seguridad para distintas cargas de compresión.

<b>CARGAS [Kg]</b>			
<b>200</b>	<b>440</b>	<b>550</b>	<b>825</b>
2.27	1.05	0.83	0.55



## CAPÍTULO 5

### ENSAYOS CON CARGAS VIBRACIONALES DE FATIGA

#### 5.1. ENSAYO DE VIBRACIONES CON FRECUENCIA DE DISEÑO

Durante la fase de lanzamiento, el vehículo produce vibraciones que afectan a todas las estructuras que se encuentran en su interior y a las partes que lo componen. Al estar comprimidas las estructuras CubeSat dentro de la interfaz P-POD, y mientras dura la fase de lanzamiento, estas cargas de compresión se repiten varias veces ocasionando cargas de fatiga en la estructura.

Las especificaciones técnicas de la máquina para los ensayos de fatiga de vibración se detallan a continuación:<sup>35</sup>

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

Como preparación para los ensayos de fatiga de vibraciones fue necesario fabricar un accesorio adicional para sostener a los prototipos fijos en el pistón

---

<sup>35</sup> Máquinas de ensayos universales. Laboratorio de mecánica de materiales de la Escuela Politécnica del Ejército. Sangolquí-Ecuador.

inferior de la máquina de ensayos. La figura 5.1 muestra el accesorio fabricado para este fin.



**Figura 5.1.** Accesorio fabricado para ensayo de fatiga

Previo al ensayo en el prototipo número P2, se llevó a cabo un proceso de práctica con la máquina de ensayo MTS 810-14-2 para garantizar la realización del ensayo sin errores y también para seleccionar los accesorios adicionales que fuesen necesarios. Para este ensayo fue necesario un accesorio de una placa de acero de 2 cm de espesor con un tornillo instalado para colocarlo en la parte superior y el accesorio fabricado para la parte inferior. El proceso de práctica se lo realizó con bloques de madera para regular y poner a punto la máquina.



**Figura 5.2.** Proceso de práctica con las máquinas de ensayos

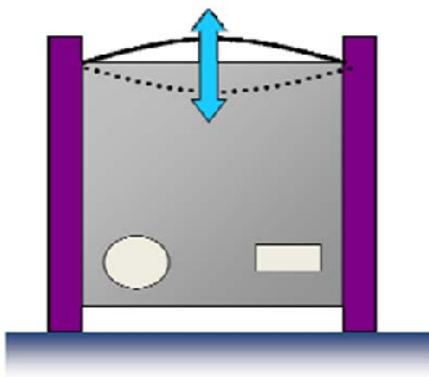
### 5.1.1. Con frecuencia de diseño

Las vibraciones que existen durante el lanzamiento de un vehículo al espacio se encuentran entre los 2 a los 20 Hz.<sup>36</sup>

Es verdad que las cargas por fatiga dependen de la frecuencia con que se las aplique, sin embargo, esta frecuencia determina la rapidez con que las fallas podrían llegar a darse. Es decir, el daño que ocasiona la fatiga por vibraciones será la misma en 20 Hz o en 6 Hz solo que esta última tomará más tiempo ya que las cargas se aplicarán en un periodo mas prolongado de tiempo.

La frecuencia máxima que aplicamos en los ensayos de fatiga fue de 6 Hz pero aplicamos una amplitud de carga más alta que la que una estructura CubeSat soporta dentro del P-POD forzándola así a la carga sin necesidad de llegar a una frecuencia muy alta.

En las consideraciones de diseño por cargas de fatiga vibracionales de la universidad de Tokio, dan a conocer el modo en el que vibrarán las paredes del CubeSat tal como muestra la figura 5.3, se pudo comprobar que así fue en los ensayos que se llevaron a cabo.



**Figura 5.3.** Vibración de la paredes de la estructura de un CubeSat.

**Fuente:** TOKIO, UNIVERSITY OF TOKIO, Traducido del Japonés al Inglés por Hiroshi Tanaka. CubeSat Project. Critical Design Review. Primera ed. Tokio. ISSL. 2001. p.57.

### 5.1.2. Con frecuencia hasta la falla

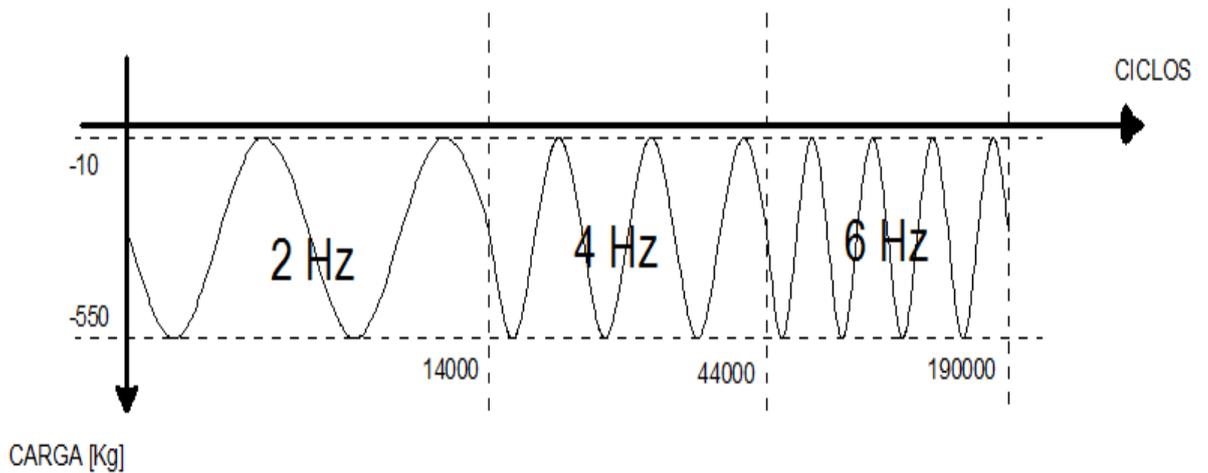
El ensayo de fatiga se lo realiza en la Máquina de Ensayos Universales MTS 810 – 14 - 2 como se muestra en la figura 5.4

<sup>36</sup> RUSIA-KAZAJSTÁN, KOSMOTRAS. Space Launch System DNEPR, User's Guide. Traducido del inglés por Daniel Hernández. Moscú. ISC KOSMOTRAS. 2001. p. 56.



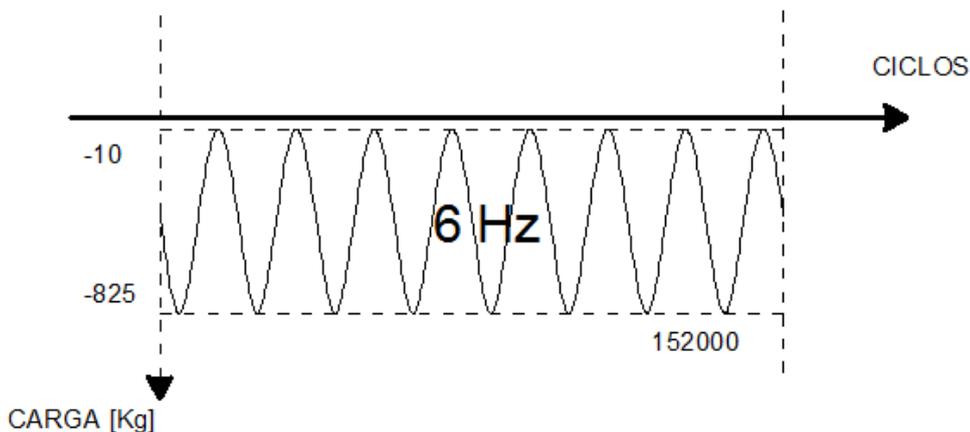
**Figura 5.4.** Prototipo “CubeSat” listo para ensayo de fatiga.

Para empezar, la temperatura ambiental fue de 21°C y la humedad de 64% y se aplicó una carga correspondiente al 50% de la carga máxima que soportó la estructura en el ensayo de compresión ya que al 100% se darían deformaciones permanentes en el material. La figura 5.5 representa el primer ensayo de fatiga con carga del 50% de la carga máxima, en este ensayo se notaron aplastamientos casi insignificantes.



**Figura 5.5.** Ensayo de fatiga realizado con el 50% de carga máxima de compresión.

Luego de no apreciar ningún daño, se resolvió aumentar la carga al 75% del total de la fuerza máxima aplicada en compresión como se representa en la figura 5.6.

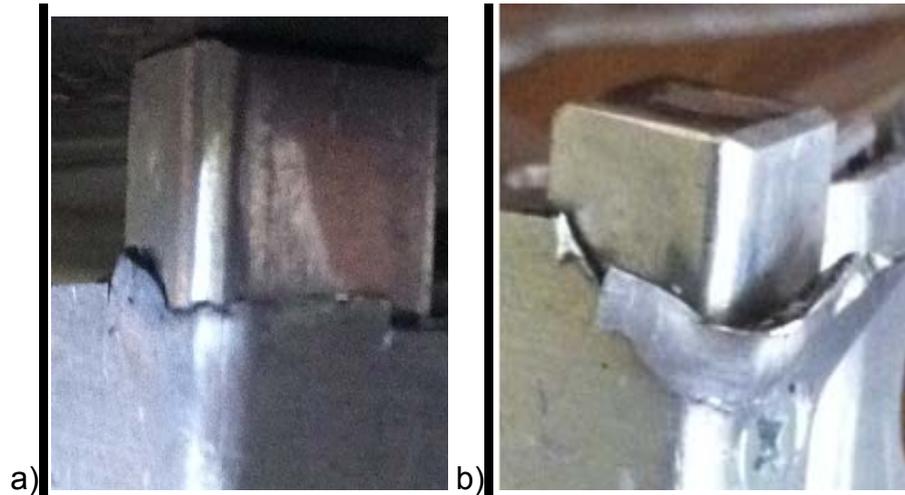


**Figura 5.6.** Ensayo de fatiga realizado con el 75% de carga máxima de compresión.

Cuando el conteo llegó a 5000 ciclos se pudieron apreciar pequeños aplastamientos en los vértices del prototipo, estos aplastamientos permanecieron sin ninguna alteración hasta los 20000 ciclos donde se pronunciaron un poco más, pero no se apreciaba alguna falla o grieta considerable.

Fue hasta aproximadamente 130000 ciclos que se comenzó a observar el surgimiento de pequeñas grietas junto a los aplastamientos de los vértices y a medida que seguía el conteo de los ciclos se podía ver que las grietas se pronunciaban cada vez más, resultando que a los 140000 ciclos las grietas se veían como fisuras, incluso en un par de uniones atornilladas (figura 7.3).

Las fallas iban acrecentándose aceleradamente hasta que a los 152110 ciclos todos los contactos ya habían cedido uno por uno hasta incrustarse dentro de la estructura, las fallas al final fueron considerablemente visibles como muestra la figura 5.7.

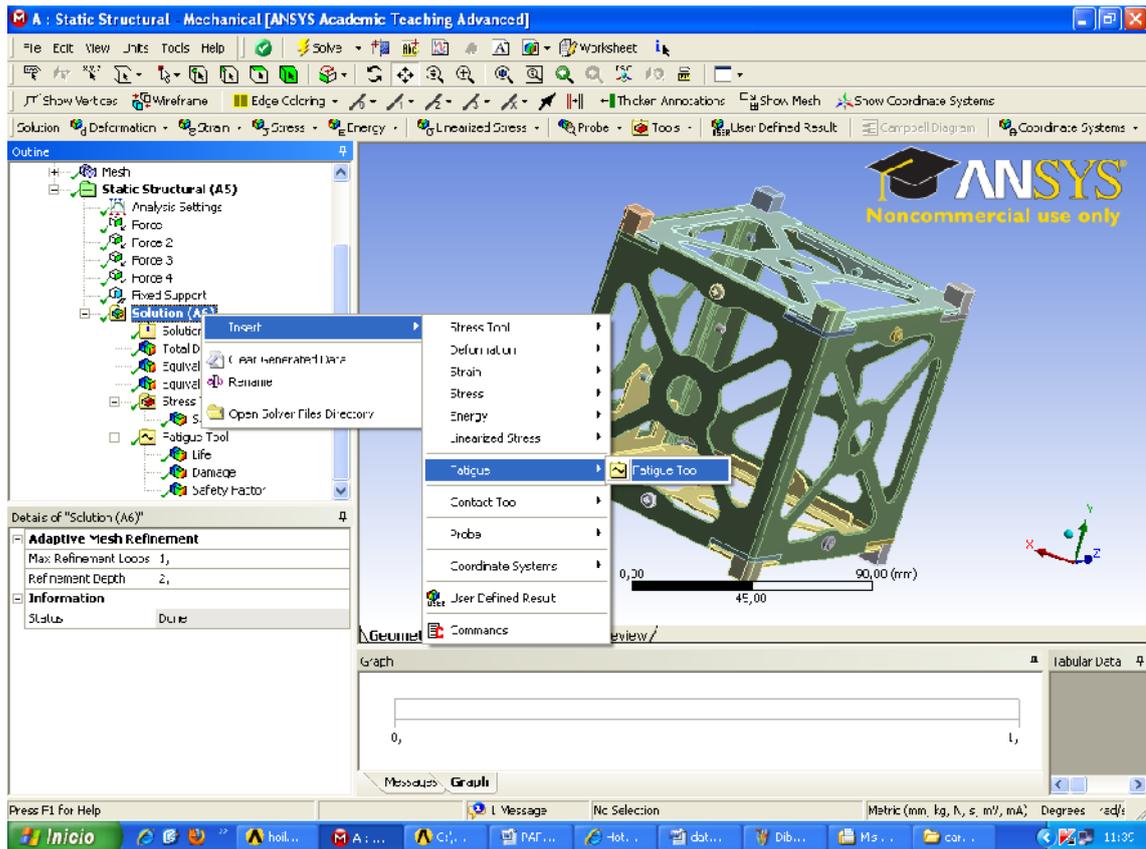


**Figura 5.7.** a) Grieta en vértice a los 140000 ciclos. b) Grieta en vértice a los 152110 ciclos.

### 5.1.3. Simulaciones

Las simulaciones de fatiga en el software ANSYS®14 requieren la existencia de un ensayo estático previo para poder emplear esas cargas estáticas repetitivamente y poder calcular la vida, el daño y factor de seguridad a la fatiga del elemento que se está analizando.

El primer paso para realizar una simulación de fatiga es ingresar la herramienta de fatiga o “Fatigue Tool” como muestra la figura 5.8 y se selecciona los estudios que esta herramienta nos brinda, como son: “Life” o vida, “Damage” o Daño y “Safety Factor” o factor de seguridad a la fatiga.



**Figura 5.8.** Ingreso de la herramienta de fatiga en el ANSYS®14.

El siguiente paso del estudio de fatiga es ingresar los parámetros y el comportamiento que tendrá la aplicación de cargas cíclicas en el tiempo. Como la carga de compresión la vamos a aplicar inicialmente desde cero y va a llegar a sus correspondientes cargas como son 550 Kg y 825 Kg que fue lo que aplicamos en los ensayos, en el programa seleccionamos la opción de aplicación de carga de fatiga “Zero – Based” o carga aplicada desde cero como muestra la figura 5.9.

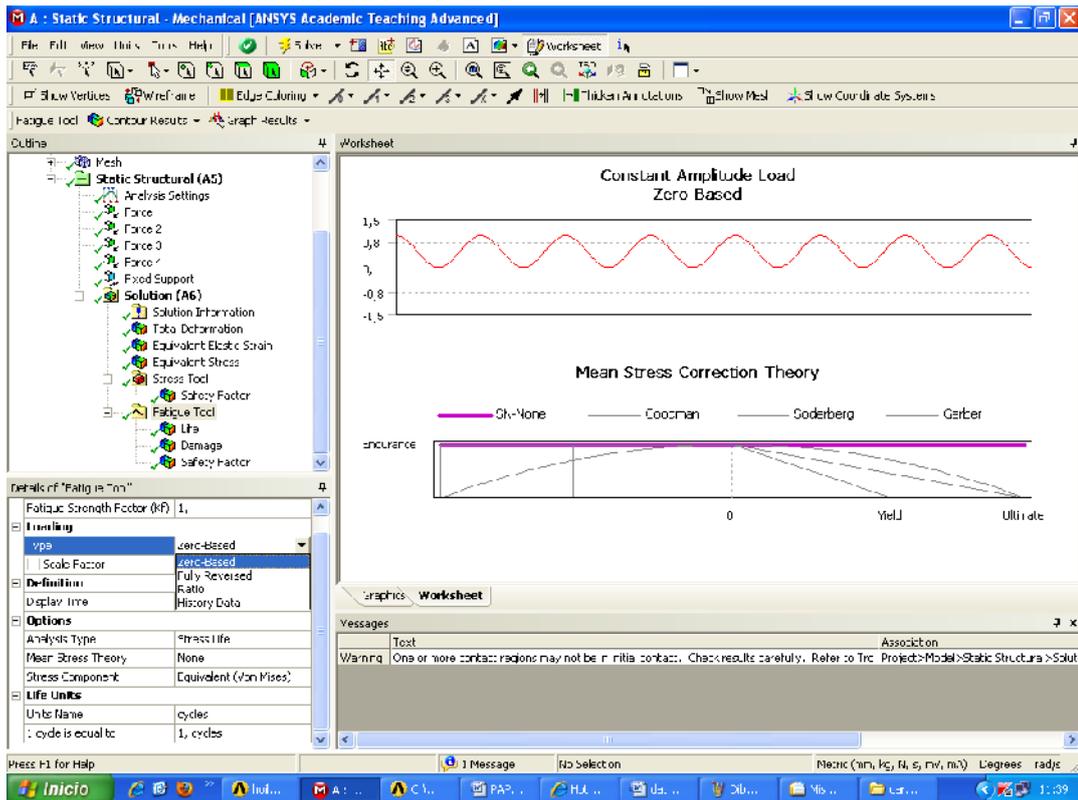


Figura 5.9. Ingreso de parámetros del ensayo de fatiga.

Una vez que se ha ingresado esos parámetros, se procede a hacer click en el ícono “Solve” y el programa muestra los resultados y diagramas resultantes.

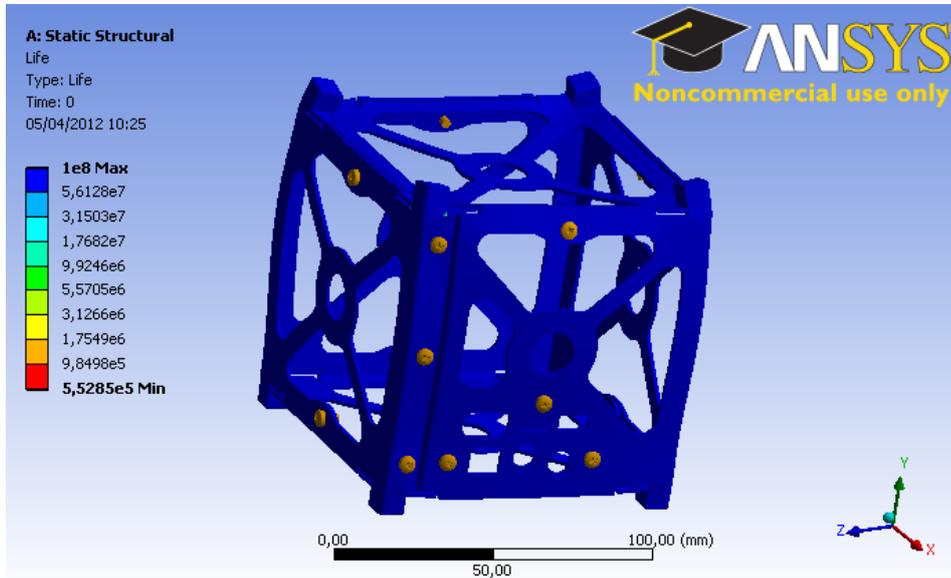
## 5.2. RESULTADOS

Los resultados del ensayo de fatiga llevado a cabo en el laboratorio de Mecánica de Materiales en la máquina de ensayos universales MTS 810-14-2 se especificaron anteriormente pero en resumen se especifican en la siguiente tabla:

Tabla 5.1. Resultados del ensayo de fatiga.

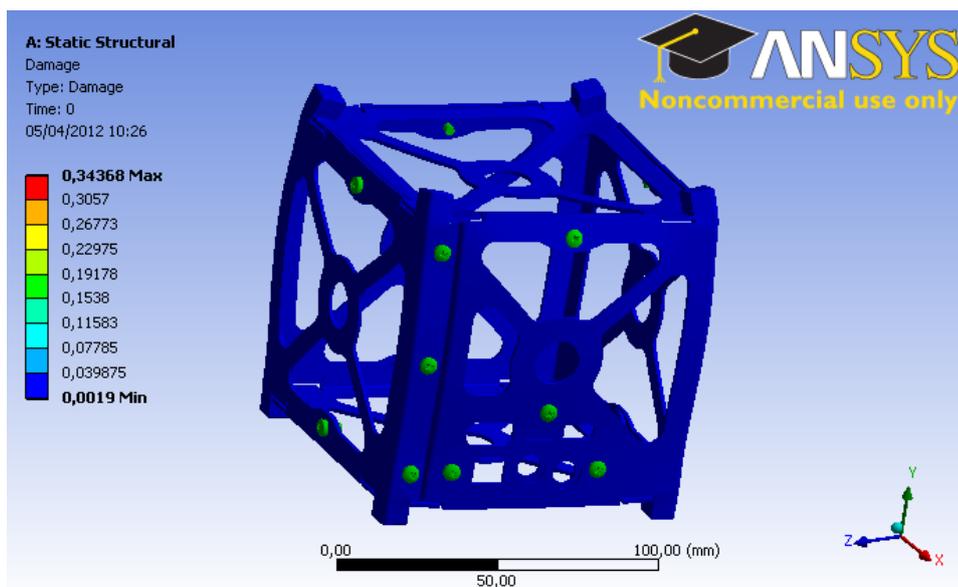
	Resultados
Con 190450 ciclos y 50% de la carga total	Deformaciones imperceptibles
Con 152110 ciclos y 75% de la carga total	Falla total, agrietamiento

Los resultados de la simulación de fatiga se presentan a continuación. Las figuras 5.10, 5.11 y 5.12 muestran los resultados de Vida, Daño y Factor de seguridad para la carga de 550 Kg a 192450 ciclos.



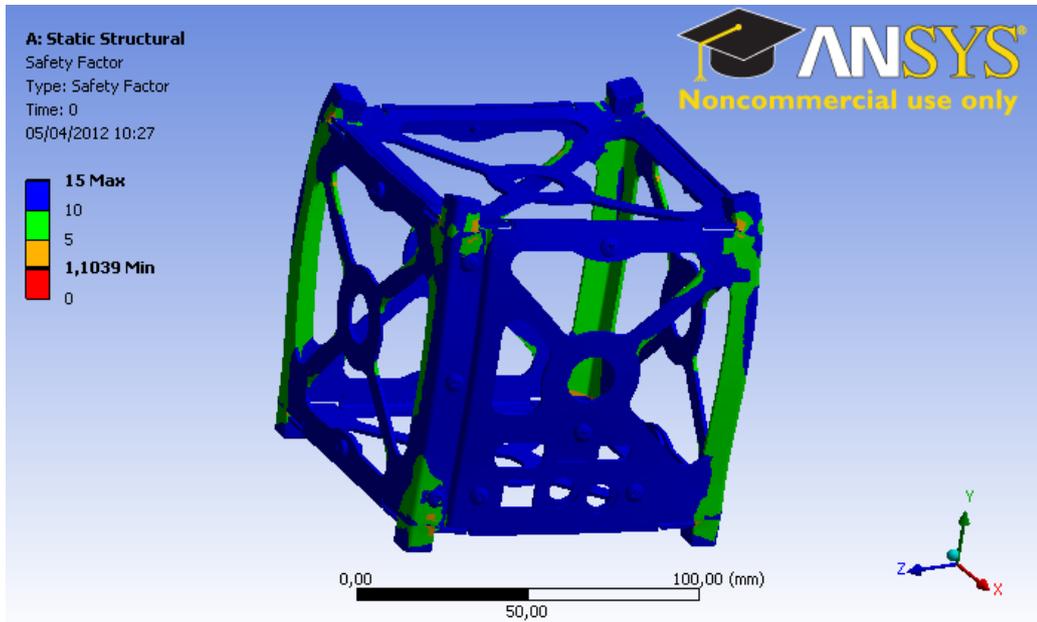
**Figura 5.10.** Resultados de la vida total del elemento carga 550 Kg.

Como se puede ver en la figura 5.10, la estructura presenta en su mayoría una vida infinita, o como dice el programa, de más de 1 E+08 ciclos de vida correspondiente al color azul del diagrama. El valor mínimo que muestra la escala, es de 5.52 E+05 ciclos máximos de vida y corresponde a la vida en la parte de mayor vulnerabilidad que es la unión de los contactos cúbicos superiores con la estructura.



**Figura 5.11.** Resultados del Daño total del elemento carga 550 Kg.

La figura 5.11 muestra que la zona azul, que corresponde a la mayor parte de la estructura, presenta un daño insignificante de 0.19 %, mientras que la zona de mayor daño que corresponde a la unión de los contactos cúbicos superiores y la estructura presenta un daño del 34.36 %.



**Figura 5.12.** Resultados del Factor de Seguridad del elemento carga 550 Kg.

La figura 5.12 presenta los resultados de factor de seguridad a la fatiga, siendo el menor valor de la escala de 1.10, correspondiente a la unión de los contactos cúbicos superiores y la estructura.

La tabla 5.2 presenta los factores de seguridad para distintas cargas y ciclos resultantes de varias simulaciones realizadas en el software ANSYS®14.

**Tabla 5.2.** Factores de seguridad para varias cargas y ciclos.

		CARGA [Kg]			
		825	550	440	200
C	1,00E+06	0.58	0.87	1,10	2.39
	2,00E+05	0.73	1.10	1.40	3.03
L	1,00E+05	0.74	1,12	1.42	3.07
	20000	0.75	1,13	1.44	3.11
O	10000	0.75	1,14	1.45	3.13
	5000	0.76	1,15	1.46	3.14



## CAPÍTULO 6

### ENSAYOS CON CARGAS DE FRACTURA TÉRMICA

#### 6.1. ENSAYOS DE FRACTURA APLICANDO CARGAS TÉRMICAS

Los ensayos mecánicos bajo cargas térmicas tienen como finalidad estudiar el comportamiento de las probetas o prototipos de prueba cuando se encuentran a una temperatura diferente que la ambiental para conocer las cargas que soportan y poder comparar con los resultados en condiciones normales.

Se va a someter a los prototipos estructurales CubeSat al ensayo de compresión realizado con anterioridad pero ahora a temperaturas altas y bajas. Los prototipos 3 y 4 serán utilizados para los ensayos a temperaturas altas y bajas respectivamente.

##### 6.1.1. Con dilatación a alta temperatura

###### 6.1.1.1. Aplicando criterios de diseño

Según las consideraciones de diseño descritas en el capítulo 2, la temperatura más alta a la que llegará la un satélite que se encuentra en órbita al ser expuesto a la radiación solar durante el día es de 120°C.

Cuando un metal es expuesto a cargas térmicas altas ocurre el fenómeno de dilatación en el que el material aumenta su volumen, causando esfuerzos en los elementos que se encuentran restringidos como en los de una estructura metálica.

Además, en algunos metales, sus propiedades mecánicas cambian ante la presencia de calor. En el caso del aluminio, las altas temperaturas producen una disminución de la resistencia del material. Por ejemplo, el aluminio 6061-T6 a temperatura de 24°C tiene una resistencia a la fluencia de 275 MPa, mientras que a 150°C es de 215 MPa.

También se llevó a cabo ensayos Charpy para conocer el comportamiento del aluminio 1050 ante impactos a altas y bajas temperaturas y poder así también evaluar su resistencia.

### 6.1.1.2. Hasta la falla

#### Ensayo de compresión

El procedimiento para el ensayo de compresión es el mismo que se realizó en el Capítulo 4 en condiciones de temperatura ambientales.

Para poder aplicar una carga térmica de 120°C al prototipo estructural tipo CubeSat se utilizó un horno de mufla horizontal marca PHILIPS de 1000°C de temperatura máxima y que funciona con tensión de 220 V como muestra la figura 6.1 y 6.2.

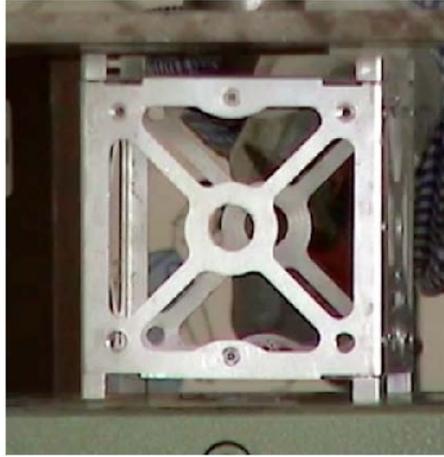


**Figura 6.1.** Prototipo CubeSat dentro del horno

A la estructura se la mantuvo dentro del horno a 120° C durante 30 minutos aproximadamente. La temperatura fue medida mediante un termómetro electrónico marca Monarch con termocuplas.

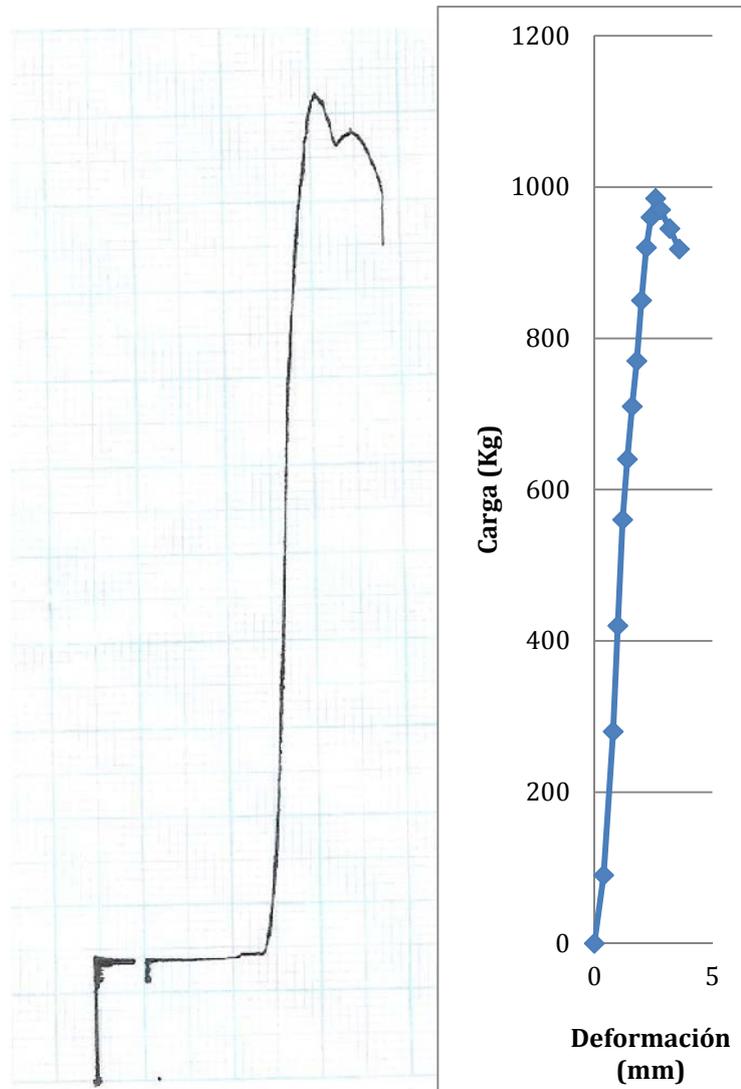


**Figura 6.2.** Horno de mufla a 120°C



**Figura 6.3.** Ensayo de compresión a temperatura 120° C.

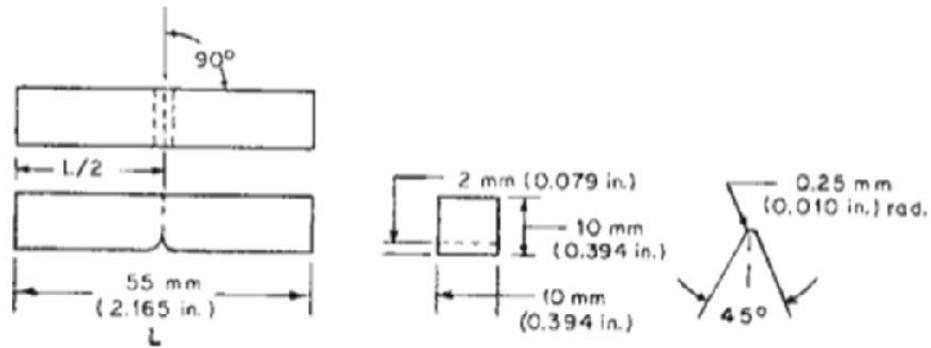
El ensayo de compresión con alta temperatura duró 10 segundos aproximadamente y se obtuvo la siguiente gráfica resultante.



**Figura 6.4.** Diagrama Carga vs. Desplazamiento del ensayo de compresión a 120°C.

### Ensayo de Impacto

Se prepararon 6 probetas en base a las dimensiones que especificaba la norma ASTM A370 – 03a (Figura 6.5).



**Figura 6.5.** Dimensiones de las probetas para pruebas Charpy.

**Fuente:** Norma ASTM A370-03, Normas de Métodos y definiciones para pruebas mecánicas en acero, ASTM Internacional.

El espesor de las probetas fue de 10.8 mm ya que se utilizaron 9 láminas con el perfil normalizado unidos con pernos para asegurar un ensamble rígido como muestra la figura 6.6.



**Figura 6.6.** Probetas construidas para ensayos Charpy.

Tres de ellas se ensayaron a temperatura ambiente de 20° C y las otras tres se ensayaron a temperatura de 120° C. Se utilizó el mismo procedimiento de calentamiento en horno que el ensayo de compresión.



**Figura 6.7.** Probeta preparada para el ensayo Charpy.



**Figura 6.8.** Probetas luego de los ensayos Charpy.

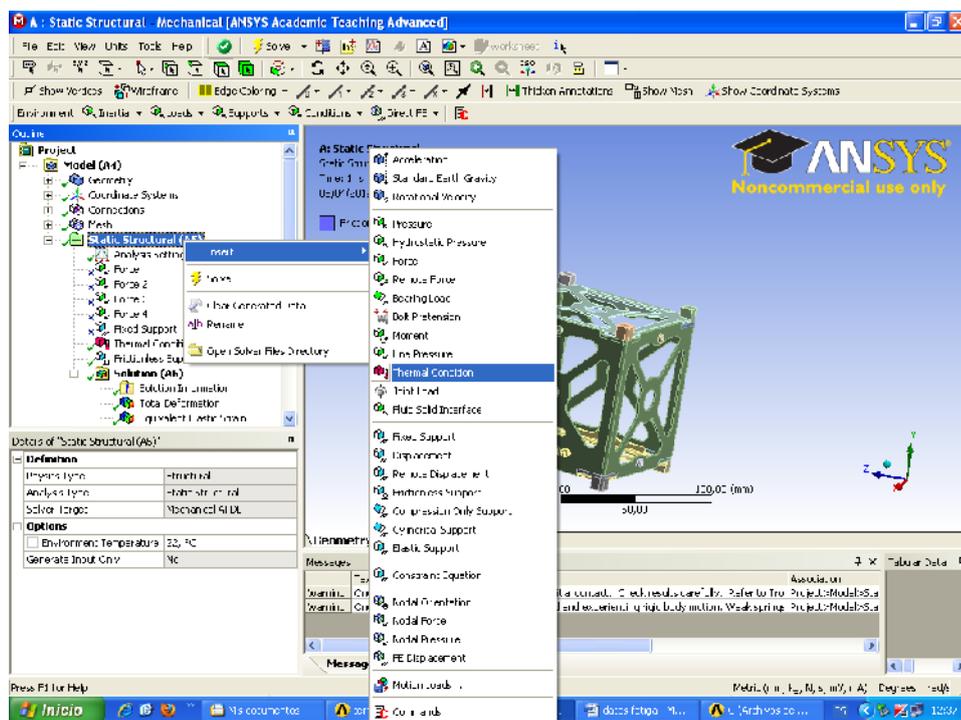
### **6.1.1.3. Simulaciones.**

Cuando un satélite se encuentra en órbita, está sometido a cargas térmicas que se repiten constantemente, dando como resultado esfuerzos de dilatación y contracción del material que se frecuentan cada cierto tiempo. A estas cargas repetitivas se le conoce como fatiga térmica.

Un satélite en órbita da 8 vueltas a la Tierra cada día, además se sabe que un picosatélite tipo CubeSat tendrá un tiempo de vida útil de 2 años como

máximo.<sup>37</sup> Lo que quiere decir que la fatiga térmica a la que estará sometida la estructura se dará durante 5840 ciclos aproximadamente.

El primer paso para simular estas condiciones de fatiga térmica en el software ANSYS® 14 es ingresar en el “Static Structural” una condición de temperatura o “Thermal Condition” que simulará los esfuerzos que se producen en un material, en este caso el aluminio, por efecto de su coeficiente de dilatación.



**Figura 6.9.** Ingreso de estudio con condiciones térmicas.

El siguiente paso es ingresar la temperatura a la que se va a elevar o bajar al elemento de ensayo. En este caso colocamos  $-180^{\circ}\text{C}$ .

<sup>37</sup> LIMAICO ROMERO J. y SOLANO GONZALEZ R. Diseño de los sistemas estructural y de alimentación, construcción de prototipo estructural y procedimientos operacionales de lanzamiento de picosatélite tipo “CubeSat” para el C.I.E de la ESPE. Tesis Escuela Politécnica del Ejército. 2010. p. 133

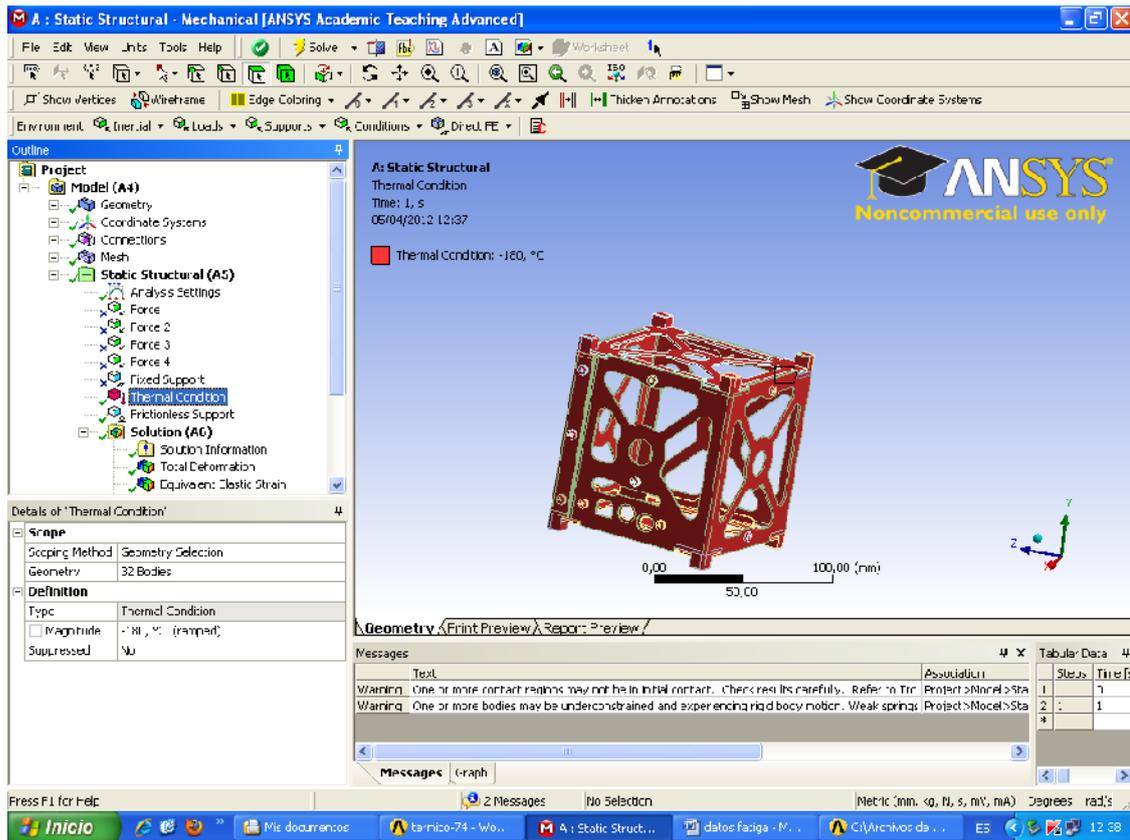


Figura 6.10. Asignación de temperatura.

Para permitir que estos esfuerzos por dilatación y contracción se repitan, se ingresa un estudio de fatiga y en las configuraciones de este se especifica que la amplitud de carga fluctúe de acuerdo a una relación de proporción (R), que en este caso se calcula dividiendo la carga máxima para la carga mínima.

$$R = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{min}} = \frac{-180}{120} = -1.5$$

En la casilla “Loading Ratio” se coloca este valor calculado.

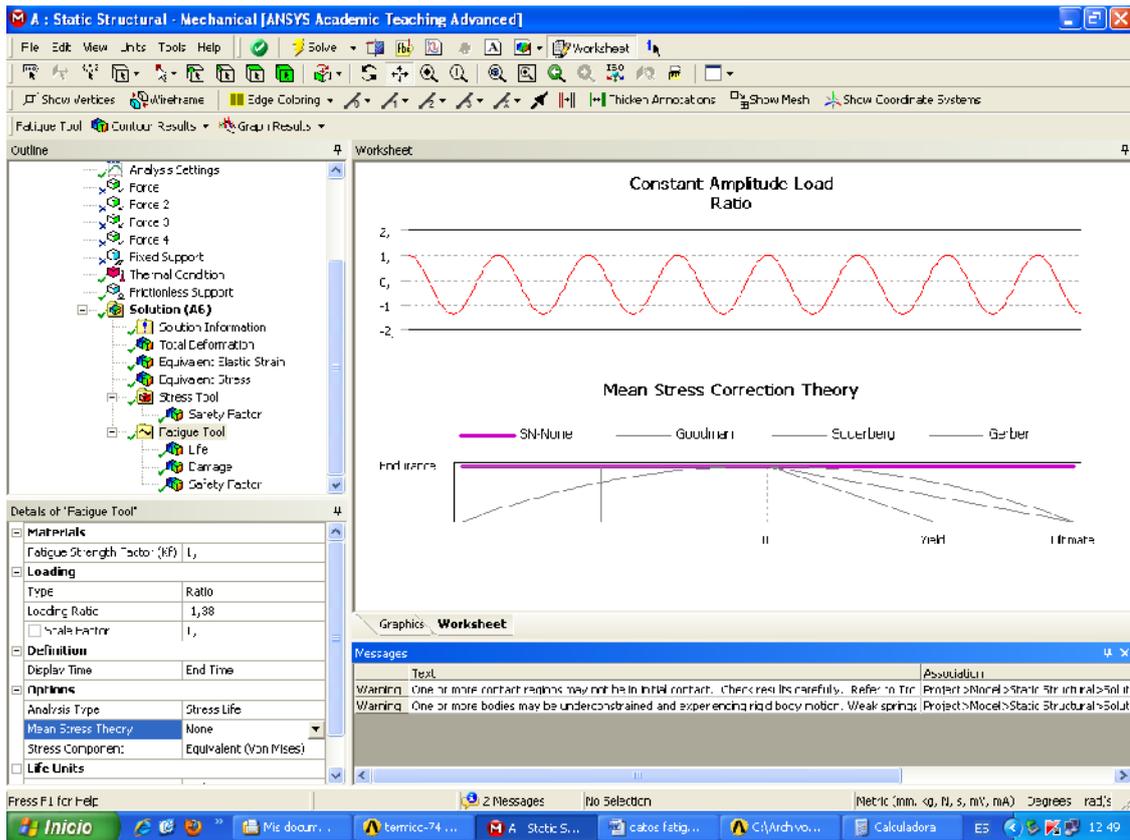


Figura 6.11. Configuraciones para simulación de fatiga térmica.

Una vez que se ha ingresado esos parámetros, se procede a hacer click en el ícono “Solve” y el programa muestra los resultados y diagramas resultantes.

### 6.1.2. Con contracción a baja temperatura

#### 6.1.2.1. Aplicando criterios de diseño

Según las consideraciones de diseño descritas en el capítulo 2, la temperatura más baja a la que llegará un satélite que se encuentra en órbita en el momento en que la masa de la Tierra obstruye los rayos solares es de  $-180^{\circ}\text{C}$ .

Cuando un metal es expuesto a cargas térmicas bajas ocurre el fenómeno de contracción en el que el material disminuye su volumen, causando esfuerzos en los elementos que se encuentran restringidos ocasionando compresión entre ellos, como en el caso de de una estructura metálica.

Además, en algunos metales, sus propiedades mecánicas cambian ante la presencia de calor. En el caso del aluminio, según el Handbook ASM, las bajas temperaturas producen un aumento en la resistencia del material. Por ejemplo, el aluminio 6061-T6 a temperatura de  $24^{\circ}\text{C}$  tiene una resistencia a la

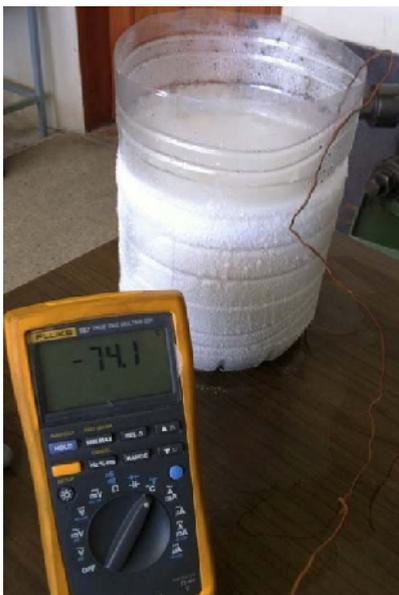
fluencia de 275 MPa, mientras que a  $-80^{\circ}\text{C}$  es de 290 MPa y a temperatura de  $-195^{\circ}\text{C}$  es de 325 MPa.

También se llevó a cabo ensayos Charpy para conocer el comportamiento del aluminio 1050 ante impactos a bajas temperaturas y poder así también evaluar su resistencia.

#### 6.1.2.2. Hasta la falla

El procedimiento para el ensayo de compresión es el mismo que se realizó en el Capítulo 4 en condiciones de temperatura ambientales.

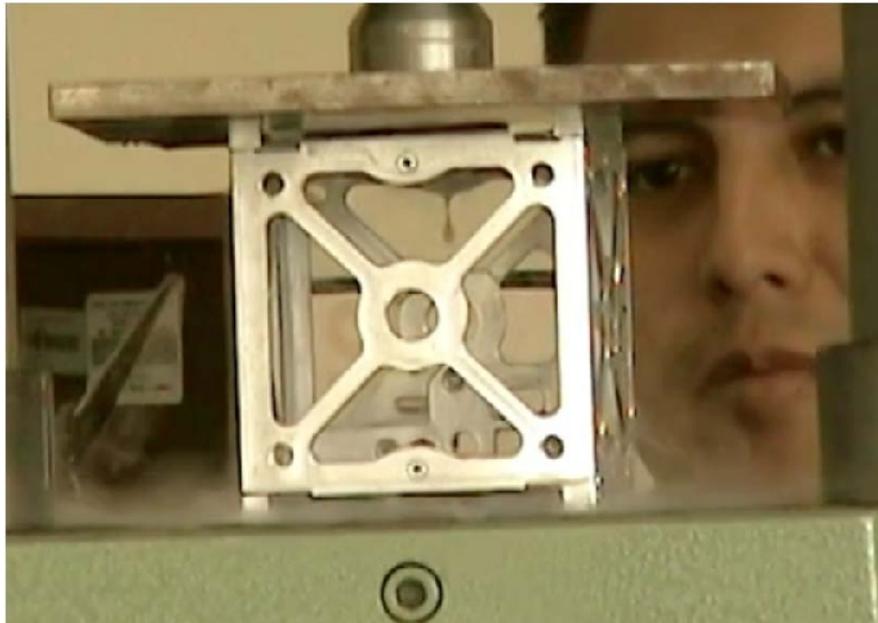
Para poder disminuir la temperatura a una probeta de ensayo, la manera más práctica es con una mezcla de alcohol industrial y hielo seco, entonces al prototipo estructural tipo CubeSat se lo sumergió dentro de un recipiente con esta solución para poder bajar su temperatura. Fue necesario aproximadamente un galón de alcohol industrial y 1 Kg de hielo seco. La temperatura más baja a la que se logró llegar fue de  $-74.1^{\circ}\text{C}$ .



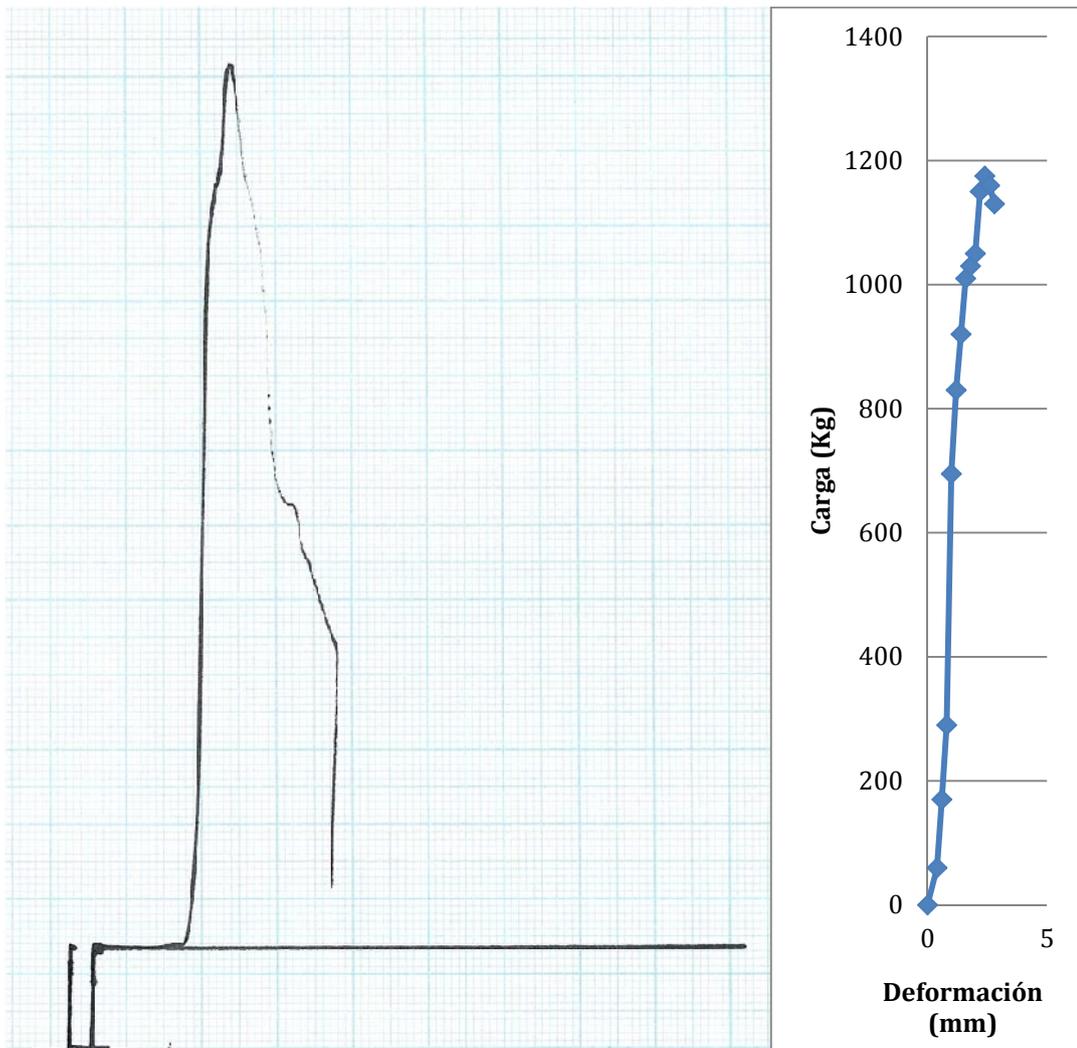
**Figura 6.12.** Prototipo CubeSat dentro del recipiente con hielo seco y alcohol.

A la estructura se la mantuvo dentro de la solución hielo seco – alcohol durante 30 minutos aproximadamente. La temperatura fue medida mediante un termómetro electrónico marca Fluke con termocuplas.

El ensayo de compresión con baja temperatura duró 10 segundos aproximadamente y se obtuvo la siguiente gráfica resultante.



**Figura 6.13.** Ensayo de compresión a temperatura  $-74.1^{\circ}\text{C}$ .



**Figura 6.14.** Diagrama Carga vs. Desplazamiento del ensayo de compresión a  $-74.1^{\circ}\text{C}$ .

### Ensayos de Impacto.

Las probetas y su proceso de construcción son los mismos en el ensayo de impacto a bajas y altas temperaturas.

Para disminuir la temperatura de las probetas se utilizó el mismo proceso que para el anterior ensayo de compresión, es decir, con una mezcla de hielo seco y alcohol industrial, la temperatura más baja a la que se llegó fue de  $-75.8^{\circ}\text{C}$ .



**Figura 6.15.** Disminución de temperatura de probetas con hielo seco y alcohol.

La colocación de las probetas de ensayo en la máquina de ensayos Charpy fue exactamente como se mostró en la figura 6.7.

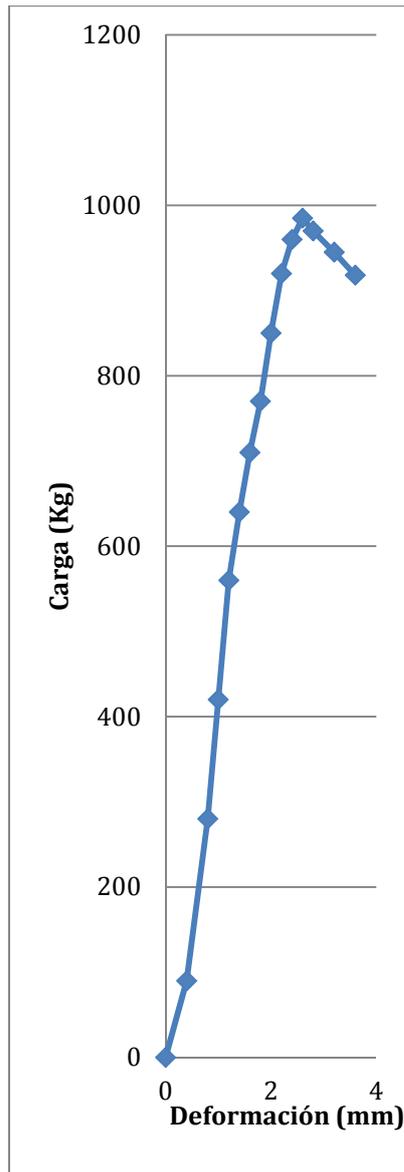
#### 6.1.2.3. Simulaciones

El proceso de simulaciones para el ensayo de fatiga a altas y bajas temperaturas se realizó en el mismo estudio del software ANSYS® 14, el cual se encuentra detallado en el punto anterior de simulaciones a alta temperatura.

## 6.2. RESULTADOS

### Ensayos de Compresión

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



**Figura 6.16.** Digitalización del diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat a 120°C.

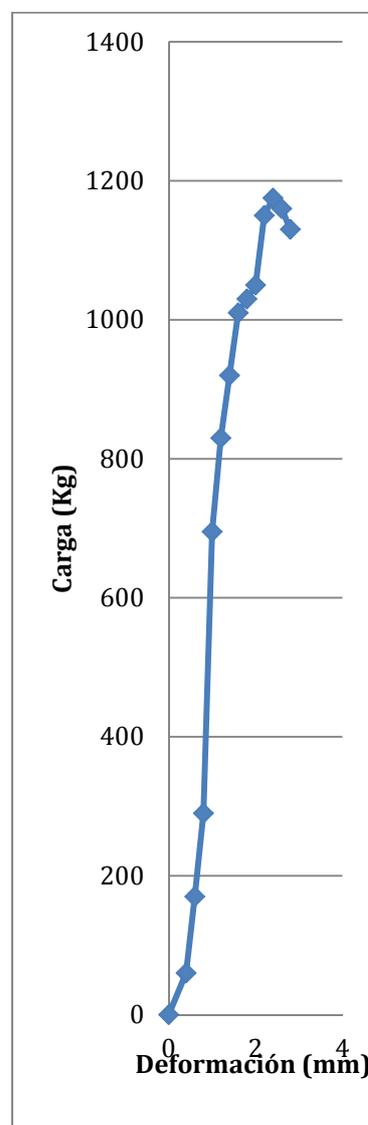
El punto más alto de la figura 6.16 da a conocer la fuerza máxima que logró soportar la estructura, dicha carga máxima que soportó la estructura fue de 985 Kg. La carga a la que se empezaron a ver deformaciones en los vértices del prototipo fue de 400 Kg y el desplazamiento máximo fue de 2.6 mm.

La figura 6.17 muestra un ejemplo las deformaciones que se dieron en los vértices al momento de llegar a los 400 Kg de carga de compresión.



**Figura 6.17.** Uno de los vértices deformados del prototipo estructural del picosatélite CubeSat.

La curva digitalizada correspondiente al ensayo de compresión a baja temperatura se muestra en la figura 6.18



**Figura 6.18.** Digitalización del diagrama Carga vs. Desplazamiento resultante de la compresión de un prototipo estructural tipo CubeSat a  $-74.1^{\circ}\text{C}$ .



El punto más alto de la figura 6.18 da a conocer la fuerza máxima que logró soportar la estructura y dicha carga máxima fue de 1175,4 Kg. La carga a la que se empezaron a ver deformaciones en los vértices del prototipo fue de 600 Kg y el desplazamiento máximo fue de 2.4 mm.

**Ensayos de impacto**

Los ensayos con la máquina de pruebas Charpy arrojaron los siguientes resultados expuestos en la tabla 6.1 y la 6.2.

**Tabla 6.1.** Resultados de ensayo de impacto Charpy con probetas de aluminio 1050 a 20°C y a 120°C.

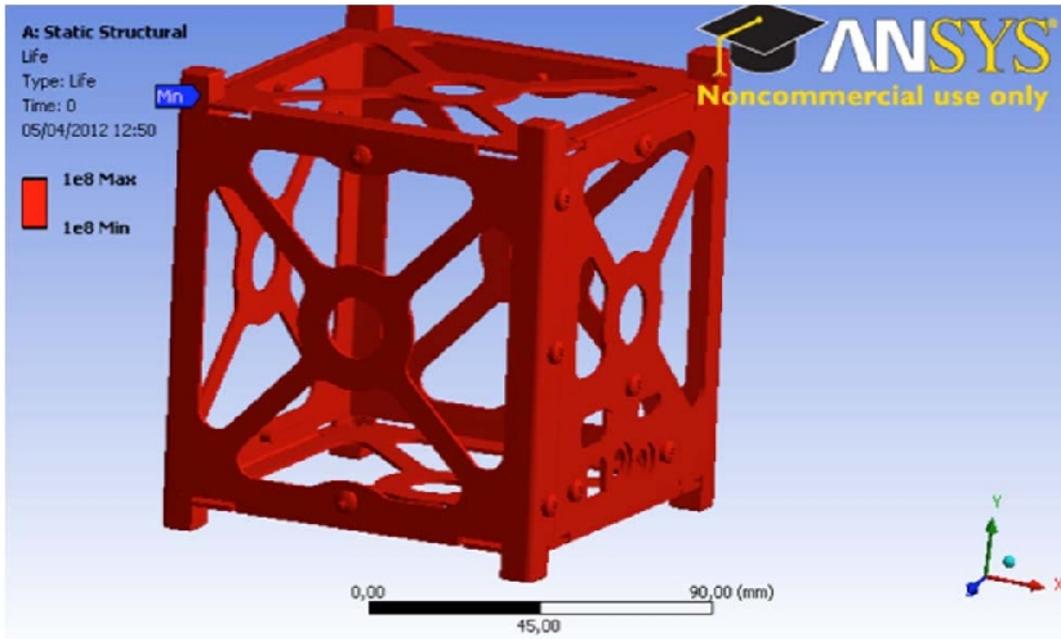
	<b>Prueba 1 [Kgm]</b>	<b>Prueba 2 [Kgm]</b>	<b>Prueba 3 [Kgm]</b>	<b>Promedio [Kgm]</b>
20°C	2.9	3.1	2.8	2.9
120°C	2.0	2.1	2.3	2.1
-75.8°C	4.0	3.8	3.6	3.8

**Tabla 6.2.** Resultados de ensayo de impacto Charpy con probetas de aluminio 1050 a 20°C y a -75.8°C.

	<b>Prueba 1 [Kgm]</b>	<b>Prueba 2 [Kgm]</b>	<b>Prueba 3 [Kgm]</b>	<b>Promedio [Kgm]</b>
20°C	2.9	3.1	2.8	2.9
-75.8°C	4.0	3.8	3.6	3.8

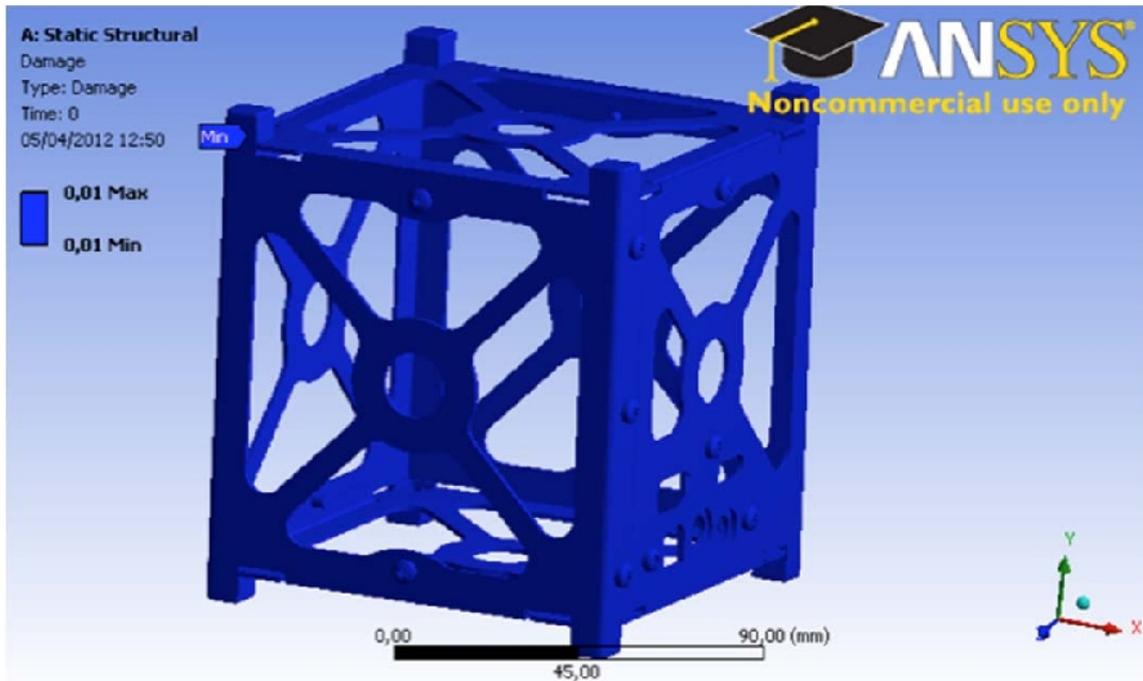
**Simulaciones**

Los resultados que se solicitó al software para la simulación de fatiga térmica fue el de Vida, Daño y factor de seguridad a la fatiga. Los resultados mostrados en los siguientes diagramas corresponden a las cargas por esfuerzos de fatiga térmica a 1 E+08 ciclos ya que es el valor máximo de ciclos que calcula y el programa para el factor más crítico de factor de seguridad.



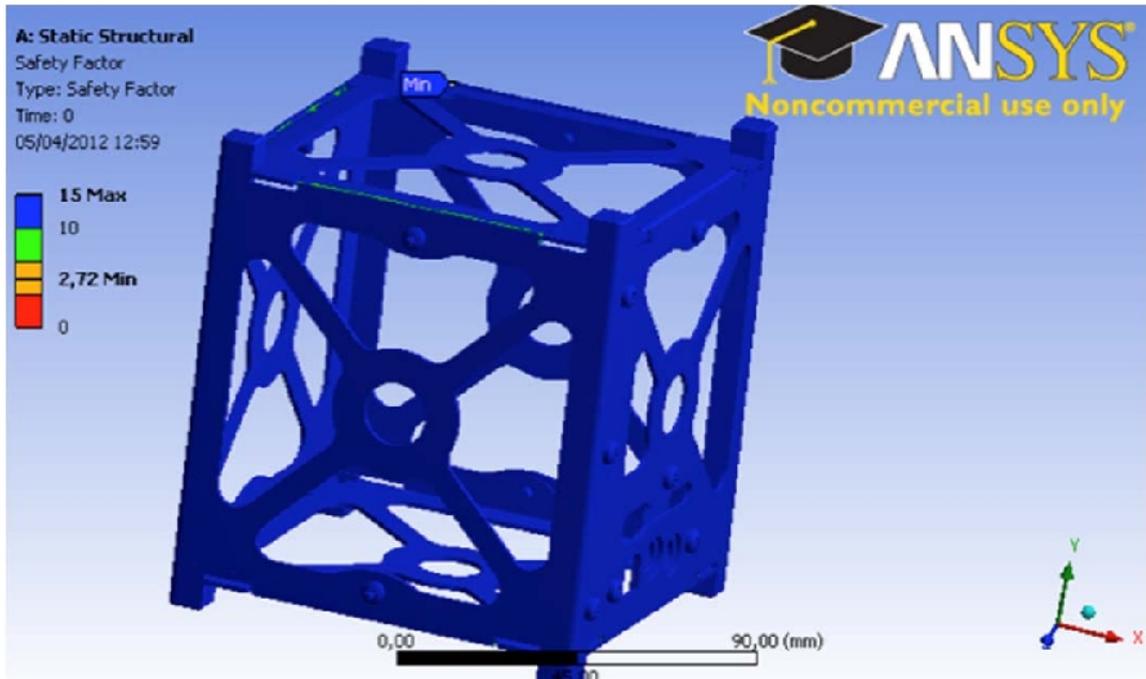
**Figura 6.19.** Resultados de la vida total del elemento con fatiga térmica.

El diagrama de vida de la figura 6.19 nos muestra que la estructura va a tener una vida de más de 1 E+08 ciclos.

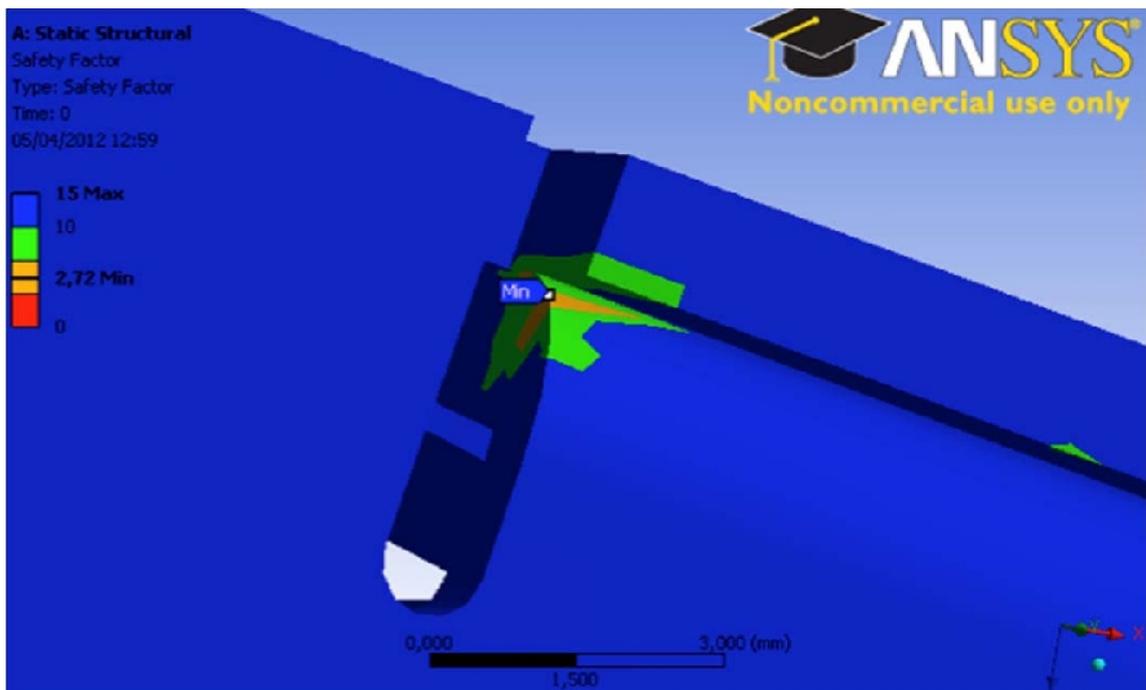


**Figura 6.20.** Resultados del daño total del elemento con fatiga térmica.

El daño general de la estructura que muestra el diagrama de la figura 6.20 es del 0.1%, es decir, casi no existe daño.



**Figura 6.21.** Resultados del factor de seguridad del elemento con fatiga térmica.



**Figura 6.22.** Zona de mínimo factor de seguridad con fatiga térmica.

La zonas que van a presentar daños por la cargas de fatiga térmica van hacer principalmente de las caras que se encuentren en contacto, en especial, cuando este contacto se da con elementos de distinto material ya que los coeficientes de dilatación son distintos. La zona de la figura 6.22 muestra un área de contacto en el que las caras se encuentran bastante próximas.



**Tabla 6.3.** Factores de seguridad para varios ciclos en fatiga térmica.

		<b>CARGA</b>
		<b>120 a -180° C</b>
	<b>1,00E+10</b>	2.72
	<b>1,00E+09</b>	2.72
<b>CICLOS</b>	<b>1,00E+08</b>	2.72
	<b>1,00E+07</b>	3.95
	<b>1,00E+06</b>	4.94
	<b>1,00E+05</b>	6.35
	<b>1,00E+04</b>	6.47
	<b>1,00E+03</b>	6.69

La tabla 6.3 muestra los factores de seguridad de las cargas por fatiga térmica para varios ciclos. Se puede ver que los ciclos superiores a los 1 E+08 ya no presentan variación en el factor de seguridad.

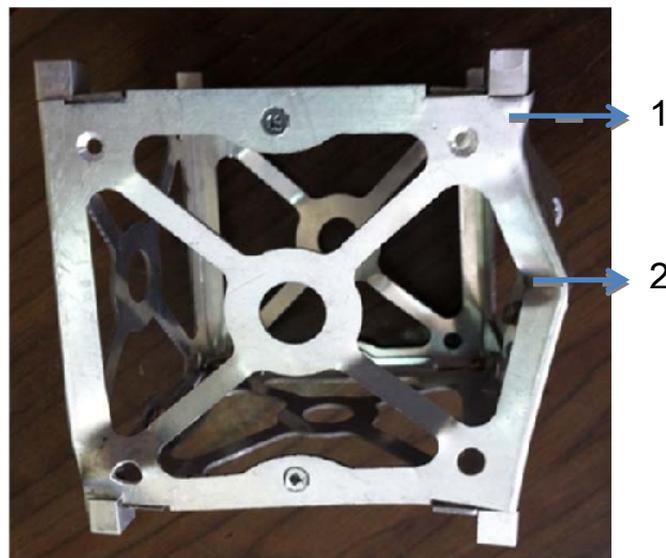
## CAPÍTULO 7

### ANÁLISIS DE RESULTADOS

#### 7.1. ENSAYO DE COMPRESIÓN

Como se mencionó en el capítulo 4, el ensayo de compresión al cuál se sometió a los prototipos del picosatélite CubeSat, dio a conocer las cargas estáticas máximas que soporta la estructura.

Estas cargas hicieron que la estructura inicialmente se deforme y finalmente falle en su totalidad.



**Figura 7.1.** Fallas en el prototipo P1.

Los modos de falla presentes que el ensayo del prototipo P1, correspondiente al ensayo de compresión a temperatura ambiente se pueden apreciar en el punto 1 y 2 de la figura 7.1. El punto 1 corresponde al modo de falla de deformación plástica de la estructura en los vértices donde se unen los contactos con la estructura principal del CubeSat. El esfuerzo generado en el área de contacto de los apoyos con la estructura, sobrepasaron los límites de seguridad y de fluencia permitidos por aluminio 1050 utilizado para la construcción del prototipo dando resultados de plasticidad irreversible.

El punto 2 muestra un modo de pandeo en una de las aristas del prototipo. Las cuatro aristas de la estructura, al soportar en su mayoría la carga de

compresión aplicada en los contactos, tienden a actuar como columnas a compresión, que al sobre pasar su límite de resistencia, tienden a pandearse. Las primeras deformaciones de aplastamiento que se presentaron al momento del ensayo se dieron a los 500 Kg de carga.

El valor de carga resultante de las simulaciones del programa ANSYS® 14 es de 440 Kg cuando el factor de seguridad de la estructura es igual a 1.

Evaluando el porcentaje de error entre los dos valores, tenemos:

$$\%error = \frac{P_{exp} - P_{sim}}{P_{exp}} \times 100 = \frac{500 - 440}{500} \times 100 = 12\%$$

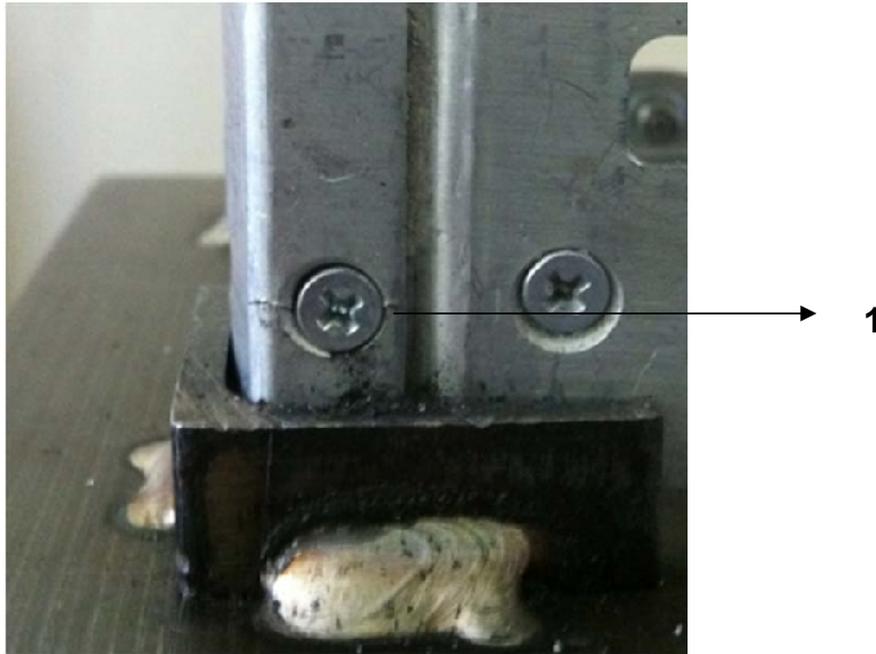
## 7.2. ENSAYO DE FATIGA VIBRACIONAL

Las cargas de fatiga aplicadas al prototipo P2 permitieron conocer como se comporta el aluminio 1050 ante este tipo de esfuerzos.

Los modos de falla que se presentan comúnmente ante la presencia de cargas cíclicas, son los agrietamientos. Posteriormente de presentarse agrietamientos, aparece la ruptura de el o los elementos ensayados. Un ejemplo de ruptura luego de aparecimiento de grietas se presenta en la figura 7.3.



**Figura 7.2.** Fallas del prototipo P2.



**Figura 7.3.** Ejemplo de ruptura en orificios.

En el punto 1 de la figura 7.3. se puede apreciar la ruptura que se dio luego de agrietamientos y que resultó en un orificio roto.

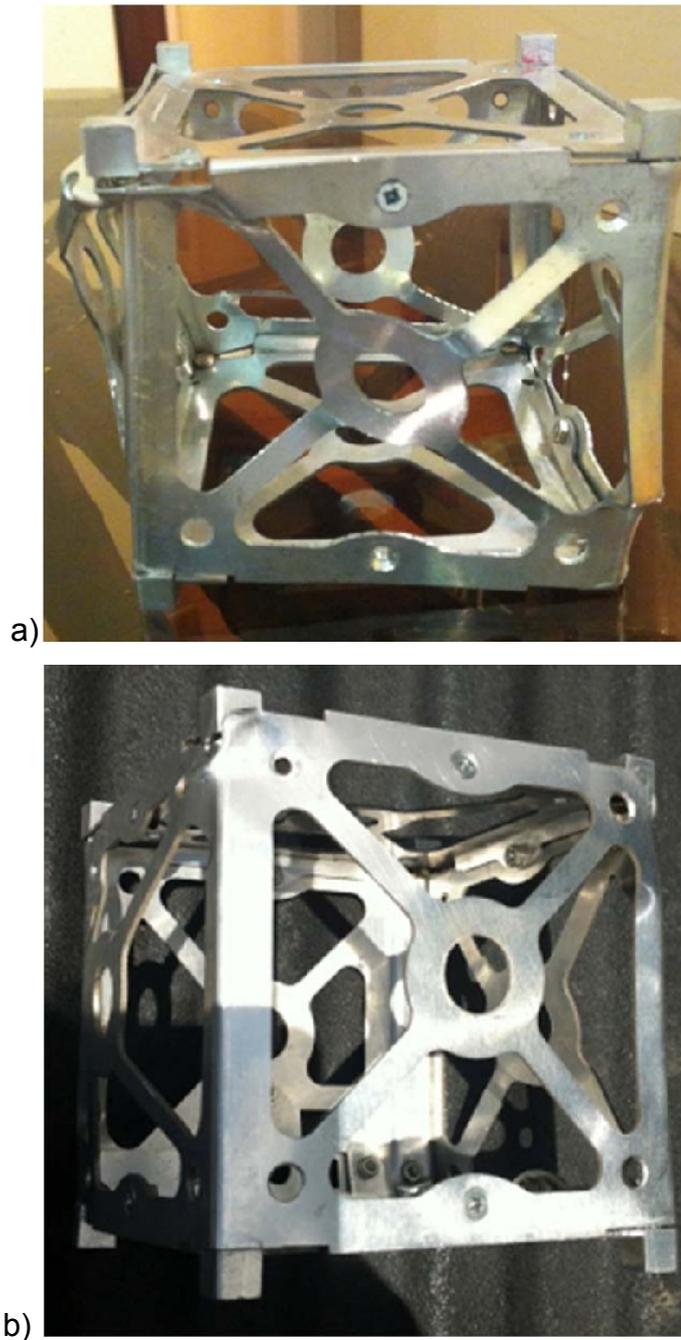
Comparando los resultados que fueron obtenidos del ensayo de fatiga real con los resultados de la simulación se puede ver que: a los 190450 ciclos con carga del 50% (550 Kg) de la carga máxima la estructura no sufrió mayor daño, al simularlo en el software ANSYS® 14, dejó ver que el factor de seguridad resultaba en 1.10 por lo que existe coherencia en los dos tipos de resultados ya que en los dos se ve que el prototipo resiste las cargas aplicadas.

Mientras que en el ensayo de fatiga real con 152110 ciclos y 75% (825 Kg) de la carga máxima, dejó ver que la estructura falló en su totalidad y en las simulaciones resultaba un factor de seguridad de 0.73. Por lo que también tienen coherencia estos resultados obtenidos.

### **7.3. ENSAYOS MECÁNICOS BAJO CARGAS TÉRMICAS**

#### **Ensayos de compresión**

En el caso del ensayo de compresión con cargas de temperatura, el prototipo P3 y P4 presentaron el mismo comportamiento de falla que la estructura que se ensayó a temperatura ambiente.



**Figura 7.4.** Probetas luego del ensayo de compresión con a) temperatura baja b) temperatura alta.

Para el caso del prototipo P3 sometido a  $120^{\circ}\text{C}$ , la forma de la curva de las figuras 4.10 y 6.4 resultantes del ensayo en la máquina AMSLER de ensayos universales presentarán formas parecidas, con la diferencia de que la estructura que fue sometida a cargas térmicas altas no llegó a soportar la misma carga última.

El prototipo P1 soportó 1080.6 Kg como carga máxima de compresión y el prototipo P3 soportó 985 Kg. El porcentaje de disminución de resistencia es de:



$$\%disminución = \frac{Pp1 - Pp3}{Pp1} \times 100 = \frac{1080.6 - 985}{985} \times 100 = 8,84\%$$

La teoría sobre el comportamiento del aluminio con variación de temperatura, confirma la reducción de resistencia de este material ante altas temperaturas. Por tanto, someter al prototipo P3 a cargas de calor redujo el valor de su resistencia.

Para el caso del ensayo de compresión a bajas temperaturas, como en el caso anterior, las curvas de carga resultantes de la máquina AMSLER tuvieron parecida forma y comportamiento como reflejan la figura 4.10 y 6.14 al comparalas.

El prototipo P4, que fue sometido a cargas bajas de temperatura de  $-74.1^{\circ}\text{C}$ , soportó 1175,4 Kg. El porcentaje de aumento de resistencia es de:

$$\%aumento = \left| \frac{1080.6 - 1175,4}{1080.6} \right| \times 100 = 8,77\%$$

De igual manera que el caso anterior, la teoría sobre el comportamiento del aluminio con variación de temperatura, confirma el aumento de resistencia de este material ante bajas temperaturas. Por tanto, someter al prototipo P4 a cargas frías elevó el valor de su resistencia.

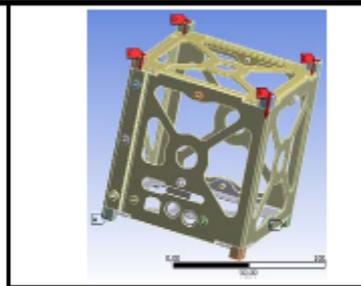
### **Ensayos de impacto**

Los resultados de los ensayos de impacto que se encuentran en el capítulo 6, indican que el aluminio 1050, a temperaturas ambientales ( $20.1^{\circ}\text{C}$ ), absorbió 2.9 Kgm de carga de impacto, mientras que las probetas sometidas a temperatura de  $-75.8^{\circ}\text{C}$  absorbieron en promedio 3.8 Kgm y las probetas sometidas a temperatura de  $120^{\circ}\text{C}$  absorbieron 2.1 Kgm.

Lo que refleja que el material aumentó su resistencia al impacto en un 31.03% a temperatura de  $-75.8^{\circ}\text{C}$  y disminuyó su resistencia al impacto en un 27.58% a temperatura de  $120^{\circ}\text{C}$ .

**Tabla 7.1** Resumen de resultados

	<b>RESUMEN DE RESULTADOS DE ENSAYOS MECÁNICOS DEL PROTOTIPO ESTRUCTURAL TIPO CUBESAT DEL CIE DE LA ESPE</b>
--	---



	P1	P2	P3	P4	P5	PROMEDIO
<b>PESO</b>	133,31	132,85	133,07	134,39	136,46	134,01
<b>PROPIEDADES DEL ALUMINIO 1050</b>			<b>ENSAYO DE COMPRESIÓN</b>			
<b>ESFUERZO DE FLUENCIA</b>	105.8 Mpa		<b>CARGA MÁXIMA</b>		1080.6 Kg	
<b>ESFUERZO ULTIMO</b>	147.4 Mpa		<b>PRIMERAS DEFORMACIONES</b>		500 Kg	
<b>% DE ELONGACIÓN</b>	10.6		<b>PORCENTAJE DE ERROR CON LA SIMULACIÓN</b>		12%	
<b>ENSAYO DE FATIGA VIBRACIONAL</b>			<b>ENSAYOS CON CARGAS TÉRMICAS</b>			
Con 190450 ciclos y 50% de la carga total		Deformaciones imperceptibles		<b>CARGA MAX. COMPRESIÓN CON TEMPERATURA 120°C</b>		985 Kg
Con 152110 ciclos y 75% de la carga total		Falla total, agrietamiento		<b>CARGA MAX. COMPRESIÓN CON TEMPERATURA -74.1°C</b>		1175.4 Kg
<b>ENSAYO DE IMPACTO</b>			<b>%variacion</b>	<b>DISMUNICIÓN DE RESISTENCIA A 120°C</b>		8.84%
ENERGÍA ABSORVIDA 20.1°C	2.9 Kgm			<b>PORCENTAJE DE AUMENTO DE RESISTENCIA A -74.1°C</b>		8.77%
ENERGÍA ABSORVIDA 120°C	2.1 Kgm		27.58%			
ENERGÍA ABSORVIDA -75.8°C	3.8 Kgm		31.02%			
<b>RESULTADOS SIMULACIÓN CON CARGA 440 KG COMPRESIÓN</b>						
<b>Desplazamiento Máximo</b>				0.15 mm		
<b>Deformaciones Unitarias Máximas</b>				0.0057		
<b>Esfuerzos Máximos</b>				307.04 Mpa		
<b>Factor Seguridad</b>				1.05		
<b>RESULTADOS SIMULACIÓN FATIGA</b>						
<b>Factor de seguridad a 550 Kg con 190450 ciclos</b>				1.10		
<b>Factor de seguridad a 825 Kg con 152110 ciclos</b>				0.74		

Elaborado por: Daniel Hernández



## CAPÍTULO 8

### ANÁLISIS ECONÓMICO Y FINANCIERO

El contenido de este capítulo explica de manera detallada de los costos del proyecto, de los materiales, alquiler de los equipos de laboratorio, herramientas y demás elementos que fueron necesarios para llevar a cabo este estudio. Los gastos del presente son responsabilidad de la ESPE gracias a los fondos para la iniciación científica y también del ejecutor del proyecto.

A continuación se especifican los costos directos los cuales son los que intervienen de manera directa en el proyecto

#### 8.1 ANÁLISIS ECONÓMICO

##### COSTOS DIRECTOS

##### MATERIALES PARA LA ELABORACIÓN DE LOS PROTOTIPOS.

Se utilizó una plancha de aluminio A1050 de dimensiones 1m x 2m x 1,2mm, la cual fue cortada de acuerdo a las dimensiones necesarias para formar las caras del la estructura cúbica. Otro proceso de fabricación que intervino en el proyecto fue el corte con hilo de tungsteno para obtener un corte preciso en la elaboración del la forma estructural de las caras.

La plancha de aluminio fue adquirida en “MACAR REPRESENTACIONES”, el corte de la plancha en pequeñas dimensiones y el corte con hilo de tungsteno se realizó en la empresa “AL METAL SERVICIO”.

**Tabla 8.1** Costo de materiales y operación para el prototipo de ensayo

Material y operación	Características	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Planchas de aluminio A1050	Ancho: 1000 mm Largo: 2000 mm Espesor: 1,2 mm	1	\$ 31,92	\$ 31,92
Corte	Corte con hilo de tungsteno	15 cortes	\$ 28,17	\$422,56
			<b>TOTAL</b>	<b>\$ 454,48</b>



### PREPARACIÓN DEL PROTOTIPO DE ENSAYO.

Para obtener las cortes de la plancha se utilizó una cortadora eléctrica de precisión.

**Tabla 8.2** Costo de preparación de las planchas

Descripción del Proceso	Costo Total
Corte de la plancha de aluminio	\$ 6
<b>TOTAL</b>	<b>\$ 6</b>

### ELABORACIÓN DE PERFORACIONES DE ENSAMBLE

Las perforaciones de ensamble se las llevaron a cabo en la empresa “AL METAL SERVICIO”, las perforaciones se llevaron a cabo en una fresadora por su requerimiento de precisión.

**Tabla 8.3** Elaboración de perforaciones de ensamble

Operación	Características	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Perforaciones	Perforaciones de 3 y 6 mm	260	\$ 0,65	\$ 169
			<b>TOTAL</b>	<b>\$ 169</b>

### DOBLADO DE LAS PLACAS

El doblado de las placas se las realizó en un taller especializado de doblado de láminas, de la empresa “AL METAL SERVICIO”.

**Tabla 8.4** Doblado de las placas

Operación	Características	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Doblado	Por prototipo	5	\$ 20	\$ 100
			<b>TOTAL</b>	<b>\$ 100</b>



### ELABORACION DE LOS CONTACTOS CÚBICOS

La elaboración de los contactos de aluminio se las llevo a cabo en el taller mecánico de “AL METAL SERVICIO”, con ayuda de la fresadora.

**Tabla 8.5** Elaboración de los contactos cúbicos

Operación	Características	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Maquinado	Piezas cúbicas maquinadas	40	\$ 4	\$ 160
			<b>TOTAL</b>	<b>\$ 160</b>

### MATERIAL DE ENSAMBLE Y ACABADO.

Este material fue necesario para realizar un acabado y ensamble

**Tabla 8.6** Costo de materiales

Elemento	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Broca de M3.0	2	\$ 0,89	\$ 1,79
Tuerca Tropic. M3-0,5	105	\$ 0,05	\$5,25
Arandelas de presión 3mm	40	\$ 0,03	\$ 1,20
Tornillo cabeza cónica M3-0,5 x 15	65	\$ 0,05	\$3,25
Tornillo máquina CR M3-0,5x10	40	\$ 0,05	\$ 2,00
		<b>TOTAL</b>	<b>\$ 13,49</b>

### EQUIPO DE SEGURIDAD.

Este material fue necesario para el proceso de ensamble.

**Tabla 8.7** Costo del equipo de seguridad

Elemento	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Gafas protectoras	1	\$ 3	\$ 3
Tapones de oídos	1	\$ 3	\$ 3
Mandil	1	\$ 10	\$10
		<b>TOTAL</b>	<b>\$ 16</b>



### ELEMENTOS DE MEDICIÓN

Para la verificación de medidas del prototipo ensamblado fue necesaria la adquisición de un pie de rey de 0,02 de apreciación y escuadra para el rayado.

**Tabla 8.8** Costo de los elementos de medición

Elemento	Cantidad	Costo Unitario	Costo total
Pie de Rey +/- 0,02mm	1	\$ 15,00	\$ 15,00
Escuadra	1	\$ 3,50	\$ 3,50
		<b>TOTAL</b>	<b>\$ 18,50</b>

El costo del uso de los equipos de laboratorio no se detalla debido a que el Departamento de la Carrera, nos permitió el uso de los laboratorios de la universidad.

### COSTOS INDIRECTOS

Los costos indirectos son aquellos que no intervienen en ninguna fase de la construcción de los prototipos estructurales ni en la aplicación ensayos mecánicos pero formaron parte de la elaboración del proyecto.

### COSTOS MISCELÁNEOS

A continuación se presentan costos misceláneos que se presentaron en el transcurso del proyecto:

**Tabla 8.9** Costos Misceláneos

Descripción	Costo
Material de oficina	\$ 35
Servicio de Internet	\$ 70
Uso de vehículo	\$ 40
Fotocopias	\$ 20
Impresiones	\$ 30
Servicios Básicos	\$ 35
<b>TOTAL</b>	<b>\$ 230</b>



## 8.2 ANÁLISIS FINANCIERO

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

**Tabla 8.10** Costos Directos

<b>COSTOS DIRECTOS</b>	
Costo de materiales y operación para el prototipo de ensayo	\$ 454,48
Costo de preparación de las planchas	\$ 6,00
Elaboración de perforaciones de ensamble	\$ 169,00
Doblado de las placas	\$ 100
Elaboración de contactos cúbicos	\$160
Costo del material de ensamble y acabados	\$ 13,49
Costo del equipo de seguridad	\$ 16,00
Costo de los elementos de medición	\$ 18,50
<b>TOTAL DE COSTOS DIRECTOS</b>	<b>\$937,47</b>

**Tabla 8.11** Costos Indirectos

<b>COSTO INDIRECTO</b>	
Costos Misceláneos	\$ 230
<b>TOTAL DE COSTOS INDIRECTOS</b>	<b>\$230</b>

**Tabla 8.12** Costo Total

Costos Directos	\$937,47
Costos Indirectos	\$230
<b>COSTO TOTAL</b>	<b>\$ 1.167,47</b>



Es de vital importancia tomar en cuenta todos los gastos que se llevaron a cabo en el proyecto, ya que es importante reconocer cual fue la inversión para el estudio que se realizó, porque la utilidad depende de los resultados del mismo y el beneficio que brinde para futuras investigaciones.



## CAPÍTULO 9

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 9.1. CONCLUSIONES

1. De acuerdo a los resultados obtenidos, los prototipos que se ensayaron, soportarán las cargas estáticas y dinámicas que se presentarán en el espacio sin problema alguno.
2. Las dimensiones de los prototipos construidos cumplieron con los requerimientos del CubeSat Design Specification, Revisión 12. Además se obtuvo que el peso promedio de los prototipos es de 134.01 gramos, que cumplen con las consideraciones de diseño del picosatélite.
3. El aluminio 1050 que se usó para la construcción de los 5 prototipos estructurales presenta las siguientes propiedades mecánicas: esfuerzo de fluencia de 105.8 MPa, un esfuerzo último de 147.4 MPa y un porcentaje de elongación de 10.6%.
4. El ensayo de compresión permitió conocer la carga máxima que soporta el prototipo estructural que es de 1080.6 Kg y permitió saber la carga a la que se presentaban las primeras deformaciones que fue de 500 Kg. Comparando con la simulación del estudio estático, las primeras deformaciones se darían a los 440 Kg por lo que se concluye que la simulación tiene un error del 12% respecto a la realidad.
5. El ensayo de fatiga reflejó que bajo la acción de la carga de 550 Kg a 190450 ciclos no se obtuvieron daños en el prototipo y con 825 Kg y 152110 ciclos, se produjeron agrietamientos y rupturas. Comparando estos resultados con la simulación podemos apreciar que bajo los mismos parámetros, se obtuvo un factor de seguridad a la fatiga de 1.10 y 0.74 respectivamente, con lo que podemos decir que los resultados virtuales concuerdan con lo que pasó en la realidad.
6. Los resultados del ensayo de compresión llevado a cabo a temperatura de  $-74.1^{\circ}\text{C}$  muestran un aumento en la resistencia de la estructura de un 8.84% con respecto al ensayo a temperatura ambiente y los resultados del ensayo de compresión a temperatura de  $120^{\circ}\text{C}$  presentaron una disminución de la resistencia en un 8.77%.



7. En cuanto a los resultados de los ensayos de impacto llevados a cabo a temperatura de  $-75.8^{\circ}\text{C}$  y  $120^{\circ}\text{C}$ , comparados con los de resultados a temperatura ambiente, resultaron en un aumento de 31.03% y disminución de 27.58% respectivamente.
8. Las simulaciones fueron útiles en la predicción de los sitios donde se producirían las fallas y tendencias sobre el comportamiento de la estructura ante cargas. Los valores cálculo virtual de resistencia se asemejaron a la realidad, por lo que son confiables.
9. El desarrollo del presente proyecto tomó 6 meses más del tiempo especificado en el alcance, debido a que la disponibilidad de talleres para la construcción no fue siempre inmediata. Además se tuvo que construir dos prototipos adicionales ya que se echaron a perder dos de ellos en las pruebas.
10. Los ensayos correspondientes a fatiga térmica no fueron posible llevarlos a cabo por la ausencia de equipos especiales que simulen estos tipos de carga. En su lugar se realizó ensayos mecánicos con carga térmica que permitió también obtener resultados importantes sobre la influencia de temperaturas extremas en los prototipos.
11. El presupuesto previsto de \$1200 fue suficiente para el financiamiento total del proyecto, siendo el costo total de \$1167.47.

## 9.2. RECOMENDACIONES

1. Se recomienda tener precisión en los procesos de fabricación de las estructuras tipo CubeSat porque pequeñas imperfecciones pueden disminuir la resistencia y funcionalidad de las mismas.
2. Se recomienda un proceso de fabricación utilizando matricería si se quiere fabricar estructuras tipo CubeSat en grandes cantidades.
3. Es aconsejable una práctica y adiestramiento previo en las máquinas para ensayos universales para evitar el riesgo de desperdicio de probetas.



4. Se recomienda fabricar más probetas de las necesarias para cualquier tipo de ensayo mecánico para garantizar disponibilidad ante un posible error en las pruebas.
5. Se recomienda usar máquinas de ensayos calibradas y certificadas como las del Laboratorio de Mecánica de Materiales de la ESPE para garantizar la precisión de las pruebas mecánicas.
6. Se recomienda utilizar un software de simulaciones con licencia como el ANSYS® 14 existente en los laboratorios de CAD-CAM de la ESPE para garantizar la confiabilidad de los resultados.
7. En vista de que no es fácil conseguir aluminio 7075-T6 o 6061-T6 en el Ecuador, se recomienda establecer una cadena de importación con proveedores internacionales.
8. Es recomendable realizar un nuevo diseño de un picosatélite que cumpla con los requerimientos del proyecto de lanzamiento que el CEINCI quiere llevar a cabo.
9. Se recomienda seguir con proyectos de investigación espaciales que permitan desarrollar este campo estudio, casi inexplorado en nuestro país.



## CAPÍTULO 10

### BIBLIOGRAFÍA Y ANEXOS

#### 10.1. BIBLIOGRAFÍA

- RIKI MUNAKATA. CubeSat Design Specification. Traducido del inglés por Daniel Hernández. 12a ed. San Luis Obispo. Cal Poly. 2009
- <http://www.cubesatkit.com/content/>. CubeSat Kit Design. Inglés. Febrero 2009.
- <http://www.nasa.gov/pro/mepsi>. NASA - NASA Multimedia Page. Inglés. Octubre 2009
- TOORIAN A. All CubeSats Deployed Successfully. SSETI Express. Los Angeles. CubeSat Revisions 3. 2009.
- <http://maptis.nasa.gov/announce.htm>. Privacy Legal Statements. Materials and Processes Laboratory. Inglés. Noviembre 2009.
- MAINI A. K. y AGRAWAL V. Satellite Technology, Principles and Applications. Primera Ed. Pondicherry. John Wiley. 2007.
- [http://es.wikipedia.org/wiki/Colapso\\_térmico](http://es.wikipedia.org/wiki/Colapso_térmico)
- ASKELAND, D. R. Ciencia e Ingeniería de los Materiales. Traducido del Inglés por Gabriel Sánchez García. 3ra ed. México D.F. Thomson. 1998. p. 772.
- ROBERT T. Procesos de conformado mecánico. Primera ed. Buenos Aires. 2008
- ASM INTERNATIONAL, ASM (American Society of Materials) Handbook, Volume 2, Properties and selection: Non ferrous alloys, and special-purpose materials. Traducido del inglés por Daniel Hernández. Edición 1990.
- [http://materias.fi.uba.ar/6716/Modos%20de%20falla%20en%20componentes%20estructurales\\_1.pdf](http://materias.fi.uba.ar/6716/Modos%20de%20falla%20en%20componentes%20estructurales_1.pdf). Universidad de Buenos Aires.
- ROY R. CRAIG, JR. Mecánica de Materiales, Primera edición español, Mexico , 2003, Compañía Editorial Continental.
- R.C. HIBBELER. Mecánica de Materiales, Sexta edición español, México , 2006, Pearson Educación.
- RICHARD G. BUDYNASS, J. KEITH NISBETT. Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley. Octava ed. MACGRAW-HILL. México. 2008.
- SINGIRESU S. RAO. Mechanical Vibrations. Tercera ed. Purdue University, Addison-Wesley Publishing Company, Traducido del inglés por Daniel Hernández. 1995.
- MADHUKAR VABLE, Mecánica de Materiales, Mexico 2003, Traducido por Enrique Cruz Mercado González.
- JAMES M. GERE. Mecánica de Materiales. Sexta ed. Stanford University. Traducido del inglés por Raúl Arrijo Juárez. 2006.



- W. M JENKINS, Análisis y Mecánica de las estructuras. Representaciones y servicios. México. 1985. P. 338.
- <http://www.analisisdefractura.com/efecto-de-la-temperatura/fatiga-termica/>. Raúl Coltters Montecino es Ingeniero Civil de Minas de la Universidad de Chile.
- Norma ASTM B577M-02a, Métodos Estándares de Ensayos a Tensión para Aluminios Fundidos y Forjados y productos de aleaciones de magnesio, ASTM Internacional, 2003.
- LIMAICO ROMERO J. y SOLANO GONZALEZ R. Diseño de los sistemas estructural y de alimentación, construcción de prototipo estructural y procedimientos operacionales de lanzamiento de picosatélite tipo "CubeSat" para el C.I.E de la ESPE. Tesis Escuela Politécnica del Ejército. 2010.
- TOKIO, UNIVERSITY OF TOKIO, Traducido del Japonés al Inglés por Hiroshi Tanaka. CubeSat Project. Critical Design Review. Primera ed. Tokio. ISSL. 2001.
- RUSIA-KAZAJSTÁN, KOSMOTRAS. Space Launch System DNEPR, User's Guide. Traducido del inglés por Daniel Hernández. Moscú. ISC KOSMOTRAS. 2001. p. 56.



# ANEXOS



# **1. PLANOS DE CONSTRUCCIÓN DE LA ESTRUCTURA CUBESAT**



## **2. DIAGRAMA DE PROCESOS DE FABRICACIÓN DE LA ESTRUCTURA CUBESAT**



### **3. NORMA CUBESAT DESIGN SPECIFICATION REVISIÓN 12**



## **4. MANUAL DE USUARIO CUBESAT KIT**



## **5. MANUAL DE USUARIO SISTEMA DE LANZAMIENTO DNEPR**



## **6. GRÁFICAS RESULTANTES DE LOS ENSAYOS**



## **7. RESULTADOS ANSYS® 14**



## **8. NORMA ASTM B577M-02**



## **9. NORMA ASTM A370-03**



# **10. PROPIEDADES DEL ALUMINIO 1050 ASM HANDBOOK**