

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

Angel Alejandro Báez Suarez
Omar Anibal Rodríguez Moncayo

*Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, Escuela Politécnica del Ejército,
Sangolquí, Pichincha, Ecuador*

RESUMEN

El Centro de Investigación Espacial de la ESPE se ha encaminado en el campo de la investigación mediante dos proyectos previos basados en el picosatélite tipo “CubeSat”, el primero aportó con consideraciones teóricas de diseño y simulaciones con software computacional, el segundo proyecto aportó con la realización de pruebas y ensayos mecánicos reales al prototipo estructural.

Previamente se analizaron varias alternativas de diseño, tomando cuenta diversos proyectos de investigación espacial de nano y picosatélites de similares características impulsados por otros países, con un proceso de parámetros relevantes y la ayuda de matrices de selección, en donde posteriormente fue escogida la opción más óptima y viable.

El desarrollo del proyecto consistió en el diseño, fabricación y pruebas de un prototipo estructural de un picosatélite de autoría ecuatoriana tipo HEXASAT, con sus respectivas consideraciones tanto en el ámbito estructural, como a las condiciones extremas que el prototipo será sometido, teniendo como guía la norma CUBESAT DESING SPECIFICATION REVIEW 12.

Se otorgó una alta importancia a la geometría, medidas y selección del material más adecuado para la fabricación del prototipo y sus accesorios en base al HANDBOOK METALLIC MATERIALS AND ELEMENT FOR AEROSPACE VEHICLE STRUCTURES.

Se realizó un exhaustivo proceso de análisis, por medio de elementos finitos para todos los elementos estructurales con la ayuda del software SOLIDWORKS 2012 PREMIUM para cargas y consideraciones de diseño, en cuanto al análisis por fallas y cargas críticas la herramienta computacional utilizada fue el software ANSYS 14 con su plataforma WORKBENCH.

En cuanto a los sistemas de alimentación y diseño energético se refiere, se tomó como punto de partida el diseño general del sistema de alimentación por energía solar para un picosatélite proporcionado por PUMPKIN INCORPORATED y la UNIVERSIDAD DE TOKIO, determinando la demanda de energía más crítica y la mejor vía para satisfacerla

Se construyó un total de 6 prototipos estructurales HEXASAT mediante el proceso de electro-erosión CNC por hilo de tungsteno cuyo material principal fue el Aluminio 1050, espesor 1,2 mm, a su vez los respectivos contactos de cada prototipo fueron fabricados en una fresadora de control electrónico para obtener una máxima precisión.

Los ensayos estáticos, de fatiga y térmicos fueron realizados con cargas críticas hasta la falla en los laboratorios de Mecánica de Materiales pertenecientes a la Escuela Politécnica del Ejército.

Se realizó un análisis comparativo entre los prototipos CubeSat vs. Hexasat en base a los resultados obtenidos en los ensayos reales para ambos casos, obteniendo resultados bastante favorables para el prototipo Hexasat en comparación con el prototipo CubeSat, garantizando a su vez un diseño óptimo y totalmente confiable.

ABSTRACT

The Center for Space Research ESPE has been engaged in the research area with two previous projects based on type picosatellite "CubeSat", the first provided with theoretical considerations of software design and computer simulations, the second project provided with the mechanical testing to actual structural prototype.

Previously, several design alternatives analyzed, taking account various space research projects nano-satellites and pico-satellites with similar characteristics started by other countries, with relevant process parameters and aid selection matrix, where later was chosen the most optimal and viable alternative.

The development of the project involved the design, fabrication and testing of a structural prototype authoring an Ecuadorian picosatellite HEXASAT type and their respective considerations in both the structural and the extreme conditions that the prototype will undergo, guided by the CUBESAT DESIGN SPECIFICATION REVIEW 12.

It gave high importance to geometry, measurement and selection of suitable material for the manufacture of prototype and accessories based on METALLIC MATERIALS AND ELEMENT HANDBOOK FOR AEROSPACE VEHICLE STRUCTURES.

We performed a comprehensive analysis process through finite elements for all structural elements with the help of software SOLIDWORKS 2012 PREMIUM for loads and design considerations; in terms of failure analysis and critical loads the computational tool used was ANSYS with its platform WORKBENCH 14.

As for power systems and energy design is concerned, it took as its starting point the overall system design solar power for a pico-satellite provided by PUMPKIN INCORPORATED UNIVERSITY OF TOKYO, determining the most critical energy demand and the best way to satisfy it.

A total of 6 structural prototypes HEXASAT were constructed by electro-erosion process CNC tungsten wire, whose main material was 1050 Aluminum, 1.2 mm thick, in turn respective contacts of each prototype were manufactured on a milling machine electronic control for maximum accuracy.

The static, thermal and fatigue tests were performed to critical loads to failure in the laboratories of Mechanics of Materials belonging to the Army Polytechnic School (ESPE).

We performed a comparative analysis between the prototypes CubeSat vs. Hexasat based on the results of actual testing for both cases, obtaining favorable results for the prototype fairly Hexasat, while ensuring an optimum design and totally reliable

INTRODUCCIÓN

La Escuela Politécnica del Ejército, por medio del C.I.E, ha dado los primeros pasos en la investigación espacial para llevar a cabo el desarrollo de picosatélites. En octubre de 2010, culminó el desarrollo del proyecto a cargo de estudiantes egresados de la Carrera de Ingeniería Mecánica, en el que aportó con la fabricación de un prototipo estructural del picosatélite tomando en cuenta consideraciones teóricas de diseño y simulaciones con software de computadora tomando como referencia un prototipo extranjero CubeSat.

La Escuela Politécnica del Ejército por medio del C.I.E. realizar un segundo proyecto para continuar con la investigación y la iniciativa que se tomó desde el primer proyecto. Este segundo proyecto culminó en junio del 2012 a cargo de un estudiante egresado de la Carrera de Ingeniería Mecánica, en el que se aporta con la aceptación del diseño anteriormente realizado con la referencia de un prototipo extranjero tomando en cuenta no solo la consideración teórica, sino real poniendo a prueba el picosatélite tipo "CubeSat" mediante ensayos mecánicos.

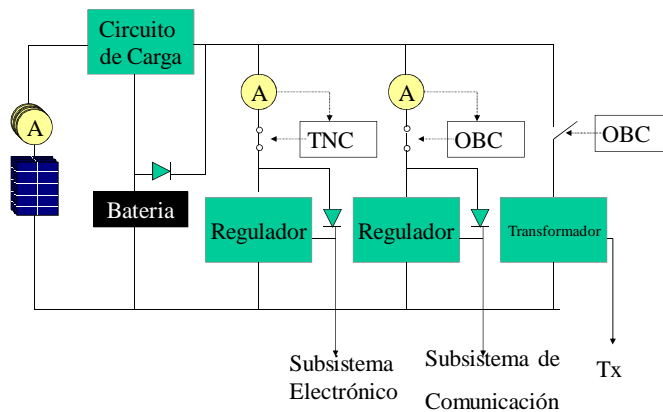
El desarrollo del presente proyecto consiste en la fabricación del prototipo estructural de un picosatélite de autoría ecuatoriana, en el que se tomarán en cuenta cálculos teóricos de diseño y simulaciones por computadora, así como también se someterá a la estructura a ensayos mecánicos para ponerla a prueba.

DISEÑO

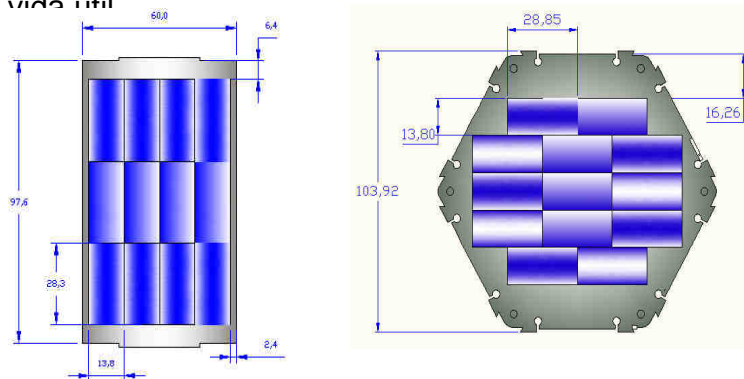
En el presente proyecto, al tratarse del desarrollo de un diseño totalmente ecuatoriano, proponemos un prototipo de autoría propia e inédita, se tomó en cuenta la forma cúbica estándar de proyectos anteriores del C.I.E. de la ESPE, como también se analizó diversas formas desarrolladas e impulsadas por otros países en cuanto a nano y picosatélites se refiere, para así observar diversas opciones en la descripción, ventajas y desventajas de cada alternativa, logrando poder hacer un análisis y la mejor selección de estas. En la finalización de este proceso se optó por la alternativa Hexasat la cual tiene una base y cuerpo hexagonal de lado regular de 60 ± 0.1 mm, una altura de 100 ± 0.1 mm, con un acabado $\sqrt{1.6}$ en la sección de las rieles, y de espesor 1.2 mm. Este picosatélite tiene un volumen de 935307.44 mm^3 y los bordes de aristas redondeados con 4 mm de radio. En los vértices se debe incluir 12 puntos de contacto para separar el cuerpo principal de nuestra estructura diseñada de la superficie de otros satélites y del desplegador orbital o dispositivo de expulsión diseñado para este picosatélite, más conocido en los picosatélites tipo CubeSat como P-POD. En la parte superior, los contactos van a sobresalir 7.3 ± 0.1 mm, y 7.3 ± 0.1 mm en la parte inferior.

Para la selección de material se regió en el Handbook Metallic Materials and Element for Aerospace Vehicle Structures, el cual nos proporciona la información de todos los materiales aptos y aprobados para ser utilizados en picosatélites, llegando así a la elección del material aluminio 1050.

En cuanto al diseño energético no se pudo determinar con exactitud ya que no existen aún los datos reales por falta del sistema electrónico que trabajará en conjunto con el presente proyecto, pero si se pudo basarse en catálogos, información comercial y en el diseño general del circuito para picosatélites.



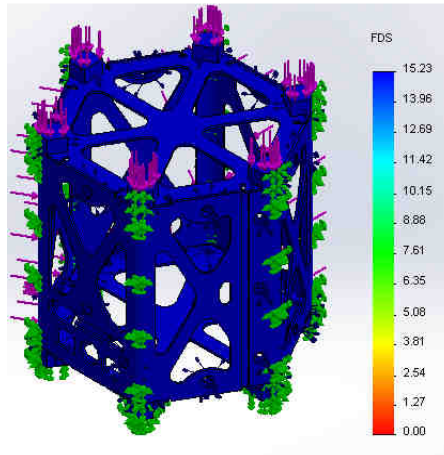
Como se observa en el diagrama unifilar está compuesto de una fuente de energía en la fase de día (paneles solares), y en la fase de noche (batería), además está compuesta por un microcontrolador, procesador principal, sistema de sensores, derivaciones, subsistemas electrónicos y de comunicación. Con estos componentes se obtuvo la demanda energética que va a tener el picosatélite llegando a una energía crítica total de 7475 mw. Teniendo como conocimiento la demanda crítica se diseñó la distribución de las celdas fotovoltaicas de los paneles solares en todo el picosatélite, así seleccionando unas celdas tri-compuestas de dimensiones 28.25 x 13.8 mm, y una batería litio polímero recargables con alta potencia y larga vida útil



Con una distribución de 12 celdas fotovoltaicas en las paredes laterales y 13 celdas en las tapas se obtuvo una energía de 7586 mw, satisfaciendo así a la demanda más crítica del picosatélite.

En las cargas de diseño se tomó en cuenta la distribución en el vehículo de lanzamiento en el cual van a estar ubicados 3 picosatélites apilados siendo el más crítico en el fondo con una carga de compresión de 2 kg; en la fase de

lanzamiento va a tener una trayectoria elíptica generando así una fuerza centrífuga y tomando en cuenta que se aumenta una fuerza de 9G, por lo que tendremos una carga máxima de 176 N en carga a compresión, y 29,4 N en fuerza centrífuga.



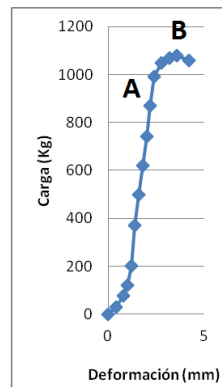
Realizando una simulación de estas cargas de diseño en el software SolidWorks con su complemento Simulation obtuvimos un factor de seguridad de 15,23 lo que nos asegura que el prototipo no va a tener daño alguno, y estaría sobredimensionado para las cargas reales que presentaría en su funcionamiento. Además se realizó simulaciones con cargas vibracionales de 200 Hz durante 30 segundos, y simulaciones con cargas térmicas de $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $120\text{ }^{\circ}\text{C}$, cuyos resultados reflejaron que el prototipo estructural no presentara fallas ni rotura alguna garantizando así su óptimo funcionamiento y desempeño. Todos estos parámetros y condiciones puestos a prueba al prototipo se las realizó según la norma CDS- R12.

ENSAYOS

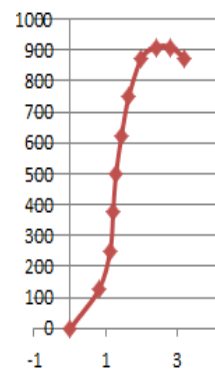
Los ensayos se realizaron con las mismas especificaciones y consideraciones que en el proyecto anterior impulsado por el C.I.E. en un picosatélite CubeSat, para poder exponer las comparaciones entre las estructuras satelitales.

Ensayo de compresión: Este ensayo se realizó hasta la falla del prototipo, en la máquina de ensayos universales ubicada en el laboratorio de mecánica de materiales de la Escuela Politécnica del Ejército. Cuyos resultados fueron más favorables que en la estructura CubeSat, ya que la estructura Hexaxat presentó la primera deformación a los 650 Kg, y el Cubesat presenta su primera deformación a los 500 kg, además la estructura Hexaxat no presentó pandeo de columnas lo cual si ocurrió en la estructura CubeSat, a continuación son representadas en un diagrama Carga vs % deformación y también las imágenes de los prototipos después del ensayo.

CubeSat



Hexaxat

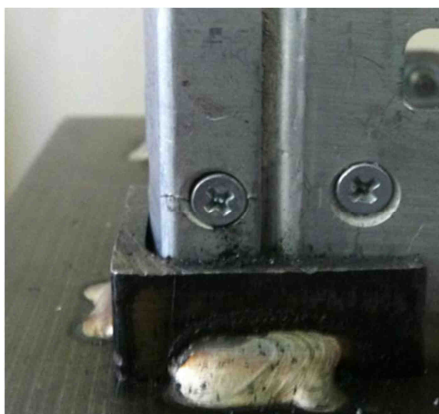


Ensayo de fatiga: Este ensayo se realizó hasta la falla del prototipo, en la máquina de ensayos universales MM-30 ubicada en el laboratorio de mecánica de materiales de la Escuela Politécnica del Ejército. Primero se sometió a la estructura a una carga del 50% de la carga de compresión con 2, 4 y 6 Hz en el cual no presento ningún daño o falla. Después se procedió a someter a la estructura a una carga de 75% con 6 Hz en 152000 ciclos en los cuales la estructura presenta fallas en riostras, roturas en la tapa superior y deformación en las juntas empernadas superiores. Los resultados en el progreso de este ensayo son similares en el prototipo CubeSat respecto al prototipo Hexasat, exponiendo a continuación las estructuras después del ensayo.

CubeSat



Hexasat

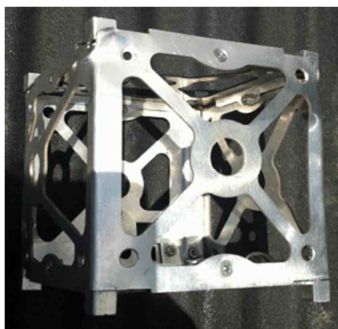


Ensayo con cargas térmicas: Estos ensayos de compresión con temperaturas de $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ y de $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ se realizó hasta la falla del prototipo, en la máquina de ensayos universales ubicada en el laboratorio de mecánica de materiales de la Escuela Politécnica del Ejército. En el ensayo a baja temperatura de $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ a la estructura Hexasat presento su primera deformación a los 400 kg, tal valor se dio de igual manera en la estructura CubeSat, presentando así una deformación y fallas similares en las dos estructuras como se puede ver en las siguientes imágenes.



En el ensayo a alta temperatura de $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ a la estructura Hexasat presento su primera deformación a los 610 kg, superando a la estructura CubeSat que presento su primera deformación a los 600 kg, reflejándose en la deformación de las paredes lo que no ocurre en la estructura Hexasat como se puede observar en las siguientes imágenes.

CubeSat



Hexasat



CONCLUSIONES

Los prototipos Hexasat presentan una resistencia a la compresión del 30% mayor, frente a los prototipos CubeSat, lo cual representa una confiabilidad mayor para las condiciones estáticas a las cuales serán expuestos.

El prototipo estructural Hexasat está conformado con pequeños aliviadores de tensión de diámetro 2 mm ubicados en las tapas superior e inferior, que demostraron una alta eficacia en su mayoría para trabajo de fatiga ya que evitaron agrietamientos y rotura de material en cargas de falla.

El Hexasat garantiza el 100% de protección a los sistemas y subsistemas interiores eléctricos y electrónicos ya que en todos los ensayos mecánicos realizados no presento deformación alguna en la tapa inferior, que es la base fundamental del sistema electrónico principal.

Utilizando las cargas de diseño reales que soportará la estructura en las fases de lanzamiento, transición y puesta en órbita, el prototipo estructural Hexasat no sufrirá daño alguno ya sea por cargas estáticas, fatiga o térmicas, ya que los valores para su primera deformación o fallo están demasiado elevados en comparación a dichas cargas de diseño.

REFERENCIAS

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

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

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

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