

Diseño Estructural por FEA y Cálculos Analíticos de un CubeSat 3U para el Cohete Falcon-9 *Structural Design by FEA and Hand-Calculations of a CubeSat 3U for the Falcon-9 Rocket*

Julio César Balanzá-Ramagnoli^{1,2}, Silvia Cortés-López^{1,2}, Melchor Salazar-Martínez³,
Julio Alberto Mendoza-Mendoza⁴

1 Instituto Tecnológico Superior de Poza Rica, Unidad de Posgrado

2 Padrón Veracruzano de Investigadores

3 Centro de Innovación e Integración de Tecnología Avanzadas del Instituto Politécnico Nacional, Unidad Papantla, Veracruz

4 Unidad Profesional Interdisciplinaria en Ingenierías en Tecnologías Avanzadas del Instituto Politécnico Nacional

Corresponding author: julio.balanza@itspozarica.edu.mx

Resumen

Este artículo presenta el diseño por FEA (Finite Element Analysis) y su comparación con cálculos analíticos de la estructura de un CubeSat 3U para una futura misión mexicana. Se introduce y valida un modelo novedoso de análisis estructural que considera a toda la estructura del CubeSat como una columna simplemente apoyada. El diseño se efectuó para el peor de los escenarios, tomando como base el cohete Falcon-9 de la empresa SpaceX.

El diseño estructural se realizó utilizando la licencia educativa del institucional SolidWorks Student Edition 2021. Se llevó a cabo el análisis de esfuerzos-deformaciones, deformaciones por cambios de temperatura, así como de las 5 primeras frecuencias naturales de vibración, para garantizar que el nanosatélite pueda soportar las severas condiciones de carga durante el lanzamiento y el agreste entorno espacial. La comparación entre los cálculos analíticos y los resultados arrojados por FEA mostró errores relativos que, en su mayoría, fueron menores al 1%, por lo que el modelo representa una buena idealización o simplificación de la estructura propuesta.

Palabras clave: CubeSat 3U, nanosatélite, FEA, Frecuencias Naturales.

Abstract

This article presents the design by FEA (Finite Element Analysis) and its comparison with hand-calculations of the structure of a CubeSat 3U for a future Mexican mission. A novel structural analysis model that considers the entire CubeSat structure as a simply supported column is introduced and validated. The design was made for the worst-case scenario, based on the Falcon-9 rocket from the SpaceX company.

The structural design was carried out using the academic license from the institution SolidWorks Student Edition 2021. The stress-strain analysis, deformation due to temperature changes, as well as the first 5 natural frequencies of vibration, were carried out to guarantee that the nanosatellite can withstand the severe conditions during launch and the harsh space environment. The comparison between the hand-calculations and the results obtained by FEA showed that relative errors were less than 1%, so the model represents a good idealization or simplification of the proposed structure.

Keywords: CubeSat 3U, Nanosatellite, FEA, Natural Frequencies.

1. Introducción

Durante el lanzamiento de un satélite, el cohete pasa por diferentes etapas en los siguientes 8 minutos, que son fundamentales para cumplir su misión. Durante el despegue, un conjunto de variables juega un papel crítico en el diseño de la carga útil o el satélite: carga cuasi-estática, aceleraciones g , ruido vibro acústico, vibraciones debido al motor y shock o un golpe por la separación de las múltiples etapas al espacio exterior. Es trabajo de los ingenieros de diseño desarrollar una estructura que resista tales condiciones para asegurar que todos los subsistemas funcionen correctamente después de su puesta en órbita. A lo largo de los años se han desarrollado diferentes propuestas en esa dirección, M. Cihan et al [1], presentan el diseño y análisis de una innovadora estructura modular CubeSat, con columnas que permiten un funcionamiento tipo rack que proporciona mucha flexibilidad al chasis del satélite, durante el proceso de diseño. Se realizaron FEA para asegurar que resistan las condiciones de lanzamiento. Chiranjeeve et al [2] y Tamilnadu [3] diseñaron y analizaron una estructura modular 2U CubeSat para la exploración de la termosfera inferior. Se realizaron CAD y FEA, además de análisis de pandeo y vibraciones. Hyun-ung et al [4], desarrolló un CubeSat 1U utilizando la estructura estándar de la norma CubeSat. Se realizó el diseño conceptual estructural y la validación. Athirah et al [5] llevó a cabo el análisis térmico y de tensión en una estructura CubeSat para estudiar la capacidad de supervivencia del nanosatélite durante el proceso de lanzamiento. Se han realizado otros estudios considerando el análisis de estructuras mecánicas para determinar el mejor diseño para los diferentes requisitos de la misión, realizando el diseño estructural y análisis térmico siguiendo un modelo tradicional 3U [5-9].

En este trabajo se presenta el diseño por FEA (Finite Element Analysis) y su comparación con cálculos analíticos de la estructura de un CubeSat 3U, considerando el peor de los escenarios y el cohete Falcon-9 de SpaceX como medio de lanzamiento. El artículo se organiza como sigue, en el capítulo 2 se presenta el modelo mecánico de la estructura del nanosatélite tipo CubeSat 3U, así como el modelo matemático que simplifica el análisis de la estructura considerándola como una columna

simplemente apoyada; se describe el proceso de lanzamiento de un satélite al espacio y el desarrollo de los cálculos analíticos para un solo esfuerzo debido a una carga normal. El análisis por fatiga del diseño propuesto se realiza en el capítulo 3, en el capítulo 4 se muestran los cálculos de las deformaciones longitudinales. En el capítulo 5 las deformaciones debidas a cambios de temperatura. El análisis por elemento finito (FEA) de la estructura se presenta en el capítulo 6 y en el 7 se comparan los resultados de los cálculos analíticos con los de elemento finito (FEA). Finalmente se presentan las conclusiones en el capítulo 8.

2. Diseño Estructural

Esta sección presenta el diseño conceptual de la misión. Primero, se muestra una descripción general del proceso de lanzamiento y se finaliza con los cálculos analíticos que más adelante se comparan con el análisis FEA.

2.1 Proceso de Lanzamiento

La selección del vehículo de lanzamiento es parte del proceso de diseño para determinar el escenario y las variables involucradas durante el lanzamiento. Principalmente, para cargas útiles pequeñas (menores a 10 kg) las cargas cuasi-estáticas y las frecuencias naturales del cohete determinan los requisitos de lanzamiento de un CubeSat. Un escenario de lanzamiento típico con las múltiples etapas mencionadas se muestra en la Figura 1.

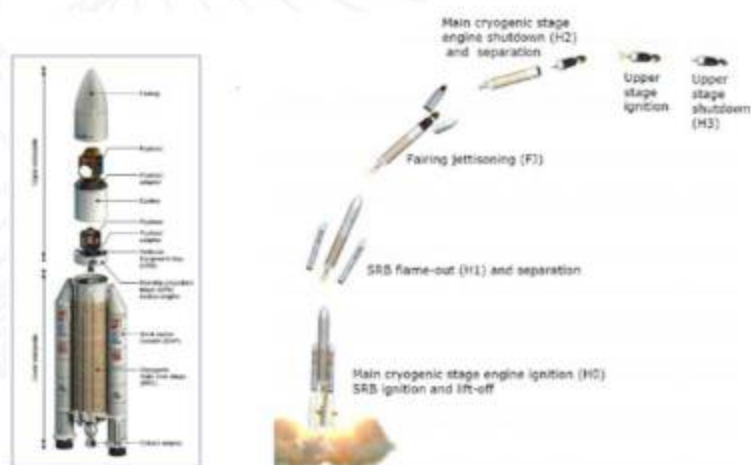


Figura 1. Proceso de lanzamiento con sus múltiples etapas [7].

La estructura de un CubeSat se encuentra ya definida en el estándar CubeSat de CalPoly [4]. De este estándar se desprenden los rieles que son los encargados de soportar las cargas durante el despegue, (Figura 2). Sin embargo, en este trabajo se modela a todo el CubeSat como una columna simplemente apoyada con una carga M que representa las fuerzas aplicadas durante el despegue [4], [8] (Figura 3).

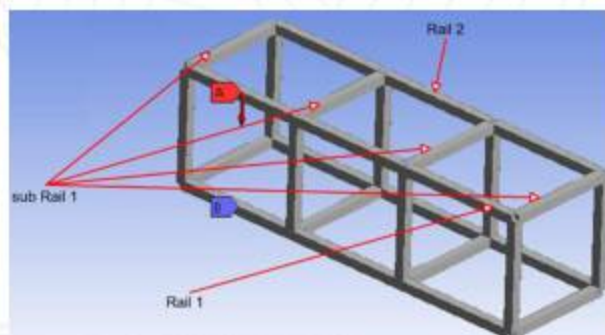


Figura 2. Modelo CAD estándar de un CubeSat 3U.

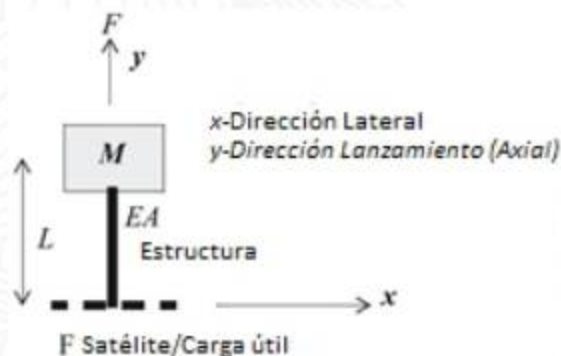


Figura 3. Modelo simplificado de un CubeSat 3U como una columna simplemente apoyada [7].

Dónde:

L : Longitud de la estructura (mm)

M : Masa de la estructura (kg)

F : Fuerza de despegue/impulso de cohete (N)

E : Módulo de Elasticidad (GPa)

A : Área del satélite (mm²)

Para el diseño de la estructura lo principal es comprobar el pandeo de los rieles para asegurarse que resistirá la fuerza de despegue durante el lanzamiento. En otras palabras, que las fuerzas g aplicadas estén por debajo del límite elástico del material con un factor de seguridad pertinente bajo cargas repetidas de choque/impacto [11]. La resistencia a la compresión de una columna se expresa como:

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (1)$$

dónde:

σ : Esfuerzo longitudinal (Pa)

F : Carga aplicada debida al cohete (N)

A : Área de la sección transversal del elemento sometido a tensión (mm²)

La fuerza F es la fuerza de despegue. Este dato se obtiene directamente de la guía de usuario de cohete, que es proporcionada por el proveedor de servicios de lanzamiento (LSP por sus siglas en inglés). Se analizaron cuatro LSP diferentes, pero se tomará como referencia el Falcon-9 de la empresa SpaceX [14], que se muestran en la Tabla 2.

Tabla 1. Características de la aleación de aluminio 6061 [17].

Propiedades del Material	Valor
Módulo de Young	69 GPa
Resistencia Límite (UTS)	120 MPa
Límite Elástico (σ_s)	55 MPa

De la Tabla 2, la carga longitudinal máxima fue de 8.5g del cohete Falcon-9 [14]. Para simular el peor de los escenarios, se estableció 10 g como valor de despegue. El área A corresponde a la de los rieles que se especifica en el estándar CalPoly CubeSat Standard [8, 10], que corresponde a 8.5 mm x 8.5 mm (largo, ancho) y longitud L de 340.5 mm. El peso máximo del CubeSat 3U es de 4 kg.

Tabla 2. Requisitos de prueba del nivel de aceptación de los proveedores de servicios de lanzamiento [9].

Vehículo/Cohete	Carga Longitudinal (g)	Carga Axial (g)
Dneper	8.2	2.5
Falcon-9	8.5	2
Eurockot	8.1	0.9
Minotaur I	6.6	1.6

El CalPoly CubeSat Standard especifica dos tipos diferentes de materiales, aluminio 6061 o 7075. En este diseño se eligió la aleación de aluminio 6061-O, que tiene un precio menor con respecto al 6061-T6 y sus variantes del 7075 pero dentro del estándar. Sus características mecánicas y otras se muestran en la Tabla 1.

Aplicando la segunda ley de Newton o ecuación 1, la fuerza generada por el cohete es:

$$F = m a \quad (2)$$

Donde:

$$m = 4 \text{ Kg}$$

$$a = 10 \text{ g}$$

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

Sustituyendo:

$$F = (4)(10)(9.81) \quad (3)$$

$$F = 392.4 \text{ N} \quad (4)$$

Por tanto, 392.4 N es la fuerza de despegue generada por el cohete en el peor de los casos. Sin embargo, esta fuerza F debe dividirse entre 4, debido al número de rieles, es decir:

$$\frac{F}{4} = 98.1 \text{ N por cada riel} \quad (5)$$

Por lo tanto, de la ecuación (1):

$$\sigma = \frac{98.1}{(8.5)(8.5)} = 1.35 \text{ MPa} \quad (6)$$

Este valor es el esfuerzo obtenido por riel debido a la carga del despegue, el cual es menor que el límite elástico máximo del material que se muestra en la Tabla 1, en efecto:

$$\sigma < \sigma_s,$$

por tanto, la estructura con ese material resistirá las fuerzas o condiciones de carga generadas por el cohete.

3. Diseño Contra Fatiga

La resistencia a la fatiga se usa para describir una propiedad de los materiales que se encuentran a tensiones cíclicas de cargas-descarga sin causar fallas [11]. Debido a los ciclos de alta frecuencia de impacto mecánico (HFMI) durante la secuencia de lanzamiento, la estructura puede fallar. Por tanto, es necesario analizar el esfuerzo bajo estas condiciones. El aluminio 6061-O es un material dúctil debido a su 25% de alargamiento durante la tensión. Un material es dúctil si su alargamiento es superior al 5%, de lo contrario es frágil [11]. El límite elástico máximo en un material dúctil bajo HFMI puede recalcularse utilizando un factor de seguridad definido como [10]:

$$\sigma_d = \frac{\sigma_s}{12} \quad (8)$$

dónde:

σ_s : Resistencia límite del material (Mpa).

Tomando σ_s de la tabla 1 y sustituyendo

$$\sigma_d = \frac{55 \text{ Mpa}}{12} = 4.58 \text{ MPa} \quad (9)$$

Incluso durante una secuencia HFMI, el valor de 4.58 MPa es mayor que la ecuación (6), esto es:

$$\sigma < \sigma_d \quad (10)$$

El valor de σ es menor que σ_d , por lo tanto, la estructura resistirá las fuerzas generadas por el cohete bajo ciclos de alta frecuencia de impacto mecánico (HFMI) durante la secuencia de lanzamiento.

4. Deformación Axial

La estructura estará sometida a fuerzas de tracción y contracción durante la secuencia de lanzamiento. Por otro lado, CalPoly especifica un espacio libre de 0.5 mm en la estructura dentro del liberador o PPOD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer) [10], exceder estas dimensiones podría ocasionar un atascamiento dentro del lanzador PPOD. Por tanto, es necesario determinar la deformación máxima que sufrirá la estructura durante el proceso de lanzamiento.

La deformación axial de una columna simplemente apoyada se define así [11]:

$$\delta = \frac{FL}{AE} \quad (11)$$

Dónde:

L : Longitud de la estructura (mm)

E : Módulo de Elasticidad (Gpa)

F : Fuerza de despegue / Impulso de cohete (N)

A : Área de la sección transversal (mm)

$$\text{Así:} \quad \delta = \frac{(98.1 \text{ N})(0.34 \text{ m})}{(0.0085 \text{ m} \times 0.0085 \text{ m})(69 \times 10^9)} = 0.0067 \text{ mm} \quad (12)$$

$$\delta \ll 0.5 \text{ mm} \quad (13)$$

Esto significa que la estructura no se deformará ocasionando un atascamiento dentro del lanzador PPOD [8].

5. Deformación Axial por Cambios de Temperatura

Los materiales tienen la propiedad de expandir o contraer su forma, área y volumen en respuesta a un cambio de temperatura. Esto se llama "efectos de expansión y contracción térmica". El efecto de contracción también se denomina "expansión térmica negativa". La temperatura en el espacio puede cambiar drásticamente en cuestión de segundos. Si el sol pega al nanosatélite la temperatura puede aumentar hasta 150 ° C. Caso contrario cuando la sombra cubre el satélite. La temperatura puede descender drásticamente hasta los -150 ° C. Por lo tanto, la estructura está bajo un efecto de contracción y expansión dentro de cada órbita, recordando que cada vuelta alrededor de la tierra u órbita estará con puntos máximos de temperatura. Entonces, es importante analizar cuánto se expande y contrae para determinar si esos efectos pueden afectar la integridad de la estructura y los componentes electrónicos dentro de ella. La expresión para determinar estos valores es [6,11]:

$$\delta = \alpha L \Delta T, \quad (14)$$

donde:

δ :Cambio en dimensión (longitud) (mm)

α :Coeficiente de expansión térmica (10⁻⁶ °C⁻¹)

L :Longitud original en temp ambiente (mm)

$\Delta T = T_2 - T_1$:Diferencia de temperatura (°C).

En el peor escenario se tiene una situación en la que el Sol y la sombra chocan y cubren al nanosatélite al mismo tiempo (150 ° C de un lado y 150 ° C de lado opuesto). Así:

$$\delta = (2.4 \times 10^{-5})(340.5)(150 + 150) \quad (15)$$

$$\delta = \pm 1.1 \text{ mm} \quad (16)$$

Debido al resultado (16), vale la pena analizar si una deformación de ± 1.1 mm puede causar un problema en los componentes dentro del satélite, por ejemplo, las celdas solares y los PCBs.

6. Análisis por Elemento Finito

Para evaluar los esfuerzos y deformaciones en la estructura principal, se realizaron varios análisis estructurales considerando el peor escenario. El modelo CAD utilizado para el análisis FEA se diseñó

de acuerdo con las especificaciones de diseño de CubeSat de CalPoly [10]. Se utilizó ANSYS 2021 en las simulaciones.

6.1 Carga cuasi-estática

Para confirmar la efectividad del diseño estructural, se realizó un análisis cuasi-estático con una carga de lanzamiento de 10 g en la dirección longitudinal de acuerdo con el peor de los casos discutido anteriormente. Estos resultados se muestran en la Figura 4.

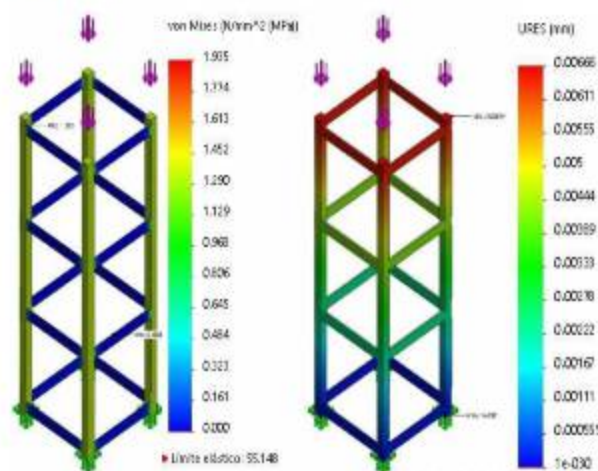


Figura 4. Resultado de los esfuerzos de Von Mises y deformación para la carga cuasi-estática durante el despegue.

De la Figura 4, el resultado de esfuerzo máximo fue de 1.9 MPa, ubicado en las esquinas de los seis rieles. Era de esperarse, ya que estos puntos al ser áreas muy pequeñas se vuelven concentradores de esfuerzos [11]. Por otro lado, el límite elástico máximo del material (aluminio 6061-O) es de 55 MPa (indicado en la Tabla 1), este valor es casi 30 veces menor que el esfuerzo máximo obtenido en la simulación (Figura 4). De la misma manera, la deformación máxima bajo estas condiciones de carga (Figura 4) fue de 0.0066 mm. Es fácil apreciar que este número es más de 100 veces menor que 1 milímetro, por lo que no genera una preocupación para la integridad mecánica de la estructura.

Por lo tanto, se puede garantizar que la estructura resistirá bajo las peores condiciones de carga durante las etapas de lanzamiento.

6.2 Deformación por Cambios de Temperatura

Las deformaciones debidas a los cambios de temperatura utilizando los datos para el peor de los escenarios, se muestran en la Figura 5.

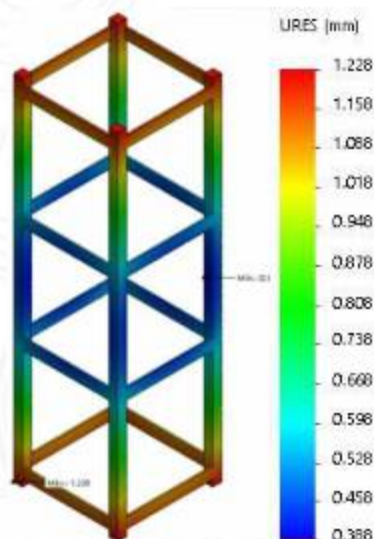


Figura 5. Desplazamientos en la estructura por cambios de temperatura.

La simulación muestra que la deformación total máxima es de 1.2 mm. Este es un valor muy pequeño en comparación con las dimensiones del satélite. Es importante analizar si este valor aún al ser tan pequeño pueda causar daños a los componentes del satélite, por ejemplo, las células solares y los PCB.

6.3 Frecuencias Naturales

Una de las variables de suma importancia son las frecuencias naturales de la carga útil. Estos valores deben estar por arriba de los valores indicados por el LSP para evitar resonancia. Para la simulación FEA se analizaron las frecuencias naturales en un rango de 0 a 500 Hz de acuerdo con la guía del usuario del P-POD Deployer [2,13] y se muestran en la Tabla 3. En estas condiciones, la carga útil debe diseñarse con una rigidez estructural que garantice que los valores de las frecuencias fundamentales sean mayores a 10 Hz para el caso lateral y 35 Hz en el caso axial, según se indica en la hoja de usuario del Falcon-9 de SpaceX [14], esto con la finalidad de evitar resonancia.

La tabla 3 muestra los resultados, el primer modo de vibración es 146.7 Hz y el quinto es 511.66, por lo que todos están por encima de los 35 Hz requeridos por

SpaceX para el peor de los escenarios.

Figura 5. Desplazamientos en la estructura por cambios de temperatura.

Nº de Modos	Frecuencia (Hertz)
1	146.7
2	146.7
3	186.51
4	213.16
5	511.66

7. Análisis de Resultados

Todos los ingenieros de diseño deben utilizar cálculos analíticos para tener un valor de referencia y poder comparar los resultados de su simulación o como una guía para conocer si los resultados se encuentran dentro de un rango razonable. Es importante que se comprendan y conozcan las variables y los efectos físicos involucrados durante el desarrollo de su prototipo, antes de cualquier proceso de simulación. Esto se puede hacer usando algunas aproximaciones matemáticas y físicas a su modelo.

Esto asegura que los resultados futuros sean correctos o que se encuentren dentro del rango. Por lo tanto, se deben realizar cálculos a mano (analíticos) para comparar los resultados del software obtenidos y así confirmar los resultados.

Para el caso de los esfuerzos los resultados por FEA fueron de 1.9 MPa, pero los cálculos a mano se obtuvo 1.4 MPa. El error relativo es:

$$Err\ Rel = \frac{|Valor\ Real - Obtenido|}{Valor\ Real} \times 100\% \quad (17)$$

Se considera valor real el resultado obtenido utilizando elementos finitos. Al sustituir los valores el error relativo fue de 10 %. Este error se puede reducir cambiando el tamaño de la malla, ya que puede aproximarse a un resultado más cercano, pero teniendo cuidado en todo momento de los concentradores de esfuerzos.

Con respecto a las deformaciones, el resultado por FEA fue 0.006 mm mientras que el cálculo manual

mostró un resultado de 0.006 mm. Por tanto, el error relativo fue del 0%.

En cuanto a las deformaciones debidos a los cambios de temperatura, el resultado por FEA fue de 1.2 mm. El cálculo a mano mostró un resultado de 1.1 mm. Por tanto, el error relativo es menor al 1%.

8. Conclusiones

En este trabajo se presentó una parte del proceso de diseño de una estructura para un CubeSat 3U para una futura misión mexicana. Se utilizó FEA y cálculos analíticos (a mano) para el diseño, el cual mostró soportar las cargas debido al cohete Falcon-9 de SpaceX considerando el peor de los escenarios.

Además, la comparación de resultados por FEA y los cálculos a mano mostró un error relativo inferior al 1% en todos los casos, excepto en el caso de los esfuerzos, en cuyo caso el error relativo fue cercano a 10%. Este valor puede disminuirse si se considera una malla más fina o de 2do orden, quedando como un trabajo a futuro.

9. Referencias

[1] Melahat Cihan, Aykut Cetin, Metin Kaya and Gokhan Inalhan. *Design and analysis of an Innovative Modular CubeSat Structure for ITU-pSAT II*. IEEE Xplore. Faculty of Aeronautics and Astronautics. Istanbul, Turkey, July 11, 2015.

[2] PSLV Rocket User's Manual.

[3] H. Chiranjeeve, K. Kalaichelvan and A. Rajadurai. *Design and Vibration Analysis of a 2U-CubeSat Structure Using AA-6061 for AUNSAT – II*. IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering (IOSR - JMCE). Chennai, Taminadu, India.

[4] Hyun-Ung On, Su-Hyeon Jeon and Seong-Cheol Kwon. *Structural Design and Analysis of 1U Standardized STEP Cube Lab for On-Orbit Verification of Fundamental Space Technologies*. International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing, Japan. August

[5] N. Athirah, M. Afendi, Ku Hafizan, N. Amin and Abdul Majid. *Stress and Thermal Analysis of CubeSat Structure*. Applied Mechanics and Materials. Switzerland, 2014.

[6] L. Yoneshige. *Design, Analysis, Manufacture and Test of the Structural Housing of the University of Hawaii Nanosat*.

[7] *Spacecraft Loads Analysis* A. Calvi. ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands

[8] Wijker J. *Spacecraft Structures*. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag 2008.

[9] Singarayar F. *Preliminar System Development and Detailed Structural Design and analysis for the CanX-7 Nanosatellite*. Master Thesis. Univ. of Toronto, Toronto, Canada. 2012.

[10] *CubeSat Design Specification (CDS) Rev. 12*. The CubeSat Program, CalPoly SLO.

[11] Mott R. *Resistencia de Materiales*. México: Pearson-Educación 2009.

[12] Space Electronics LLC. *Know-How: Center of Gravity*. Available at: <https://www.space-electronics.com/KnowHow/centerofgravity> (Accessed on: August 20, 2017).

[13] *Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) Rev. E, User Guide*. The CubeSat Program, CalPoly SLP.

[14] *Falcon-9 User Guide*. September 2021. Space-X Exploration Technologies Corporation