



DISEÑO ESTRUCTURAL DE UN NANOSATÉLITE TIPO CUBESAT

STRUCTURAL DESIGN OF A CUBESAT TYPE NANOSATELLITE

Fecha de Recepción : 30/11/2021
Fecha de Aprobación : 10/12/2021
Fecha de Publicación : 06/06/2022

DOI: <https://doi.org/10.26495/icti.v9i1.2165>

 Edwin Fabián Cruz-Martínez¹

 Victor Martínez-Calzada²

 Alonso Saldaña-Heredia³



Resumen

El CubeSat es una estandarización de un satélite en la categoría de los nanosatélites cuyas medidas son de 10x10x10 cm y un peso total no superior a 2 kg. En la actualidad se han realizado investigaciones sobre el diseño estructural de satélites pequeños con el fin de reducir el tamaño de los satélites grandes a dimensiones mucho menores, de esta manera se busca reducir los costos estructurales derivados del lanzamiento de estos nanosatélites. Con base en lo anterior, este trabajo propone el diseño de una estructura novedosa para un nanosatélite tipo CubeSat 1U, usando menos elementos estructurales con el objetivo principal de reducir o igualar la masa estructural respecto al de las estructuras comerciales ya existentes, siendo una alternativa distinta a las ya diseñadas, por lo que cualquier modificación que se realice en la estructura cambiará la respuesta mecánica para la cual fue diseñada. Por lo tanto, un nuevo diseño estructural de un nanosatélite que cumpla con las características geométricas de peso y tamaño establecidas por el estándar CubeSat, permitirá validar que la estructura pueda permanecer íntegra en sus componentes y tolerancias de deformación causadas por las cargas estáticas generadas en la fase crítica de lanzamiento. Para realizar el diseño de la estructura es necesario aplicar metodologías que permitan ajustar los requerimientos y las restricciones involucradas, de manera que la estructura cumpla con las especificaciones espaciales requeridas.

Palabras Clave: Estándar CubeSat, Diseño estructural, Metodología, Nanosatélite.

Abstract

CubeSat is a standardization of a satellite in the category of nanosatellites whose measurements are 10x10x10 cm and a total weight not exceeding 2 kg. At present, research has been carried out on the structural design of small satellites in order to reduce the size of large satellites to much smaller dimensions, in this way it seeks to reduce the structural costs derived from the launch of these nanosatellites. On that basis, this work proposes the design of a novel structure for a CubeSat 1U nanosatellite, using fewer structural elements with the main objective of reducing or equalizing the structural mass with respect to that of existing commercial structures, being a different alternative to those already designed, so any change made to the structure will change the mechanical response for which it was designed. Therefore, a new structural design of a nanosatellite that complies with the geometric characteristics of weight and size established by the CubeSat standard, will allow validating that the structure can

¹ Escuela de Ingeniería Robótica, Universidad Politécnica Metropolitana de Hidalgo, México, 203220040@upmh.edu.mx

² Escuela de Ingeniería Mecánica, Universidad Politécnica Metropolitana de Hidalgo, México, vmartinez@upmh.edu.mx

³ Escuela de Ingeniería Mecánica, Universidad Politécnica Metropolitana de Hidalgo, México, aheredia@upmh.edu.mx

remain intact in its components and deformation tolerances caused by the static loads generated in the critical launch phase. To carry out the design of the structure, it is necessary to apply methodologies that allow adjusting the requirements and restrictions involved, so that the structure meets the required spatial specifications.

Keywords: CubeSat standard, structural design, methodology, nanosatellites.

1. Introducción

El proyecto CubeSat comenzó en 1999 como un esfuerzo de colaboración entre el Prof. Jordi Puig-Suari de la Universidad Estatal Politécnica de California (Cal-Poly), y el profesor Bob Twiggs del Laboratorio de Desarrollo de Sistemas Espaciales de la Universidad de Stanford (SSDL) (B. Twiggs, 2009). El objetivo principal era permitir a estudiantes graduados el diseñar, construir, probar y operar un satélite en el espacio con capacidades similares al del primer satélite, Sputnik (Helvajian, 2009).

El CubeSat no buscaba ser un estándar; más bien, se convirtió en un estándar con el paso de los años. Los primeros nanosatélites de este tipo se lanzaron en junio de 2003, en un cohete Eurockot ruso y, al 2008 se habían colocado aproximadamente 75 CubeSat en órbita baja (Helvajian, 2009); a partir de enero de 2019 más de 900 se han desplegado con éxito. Posteriormente la intención del CubeSat consistió en reducir el costo y el tiempo de desarrollo, aumentar la accesibilidad al espacio, mantener lanzamientos frecuentes, y ayudar a las universidades alrededor del mundo a hacer accesibles los proyectos espaciales de bajo costo (Cal-Poly, 2020).

Un CubeSat es un tipo de satélites que adoptan un tamaño y un factor de forma estándar, cuya unidad se define como "U"; un CubeSat de 1U es un cubo de 10 cm por lado y una masa de hasta 2 kg, el cual se sitúa en la categoría de los nanosatélites (Cal-Poly, 2020). En los años transcurridos desde la creación de este estándar, los tamaños más populares son el de 1U, 1.5U, 2U, 3U y 6U, pero actualmente hay nuevas configuraciones como las de 12U y 16U (NASA, Cal-Poly, 2017). Se muestran ejemplos de 1U y 3U en la figura 1.

Figura 1

1U CubeSat CP1 (izquierda) 3U CubeSat CP10 (derecha)

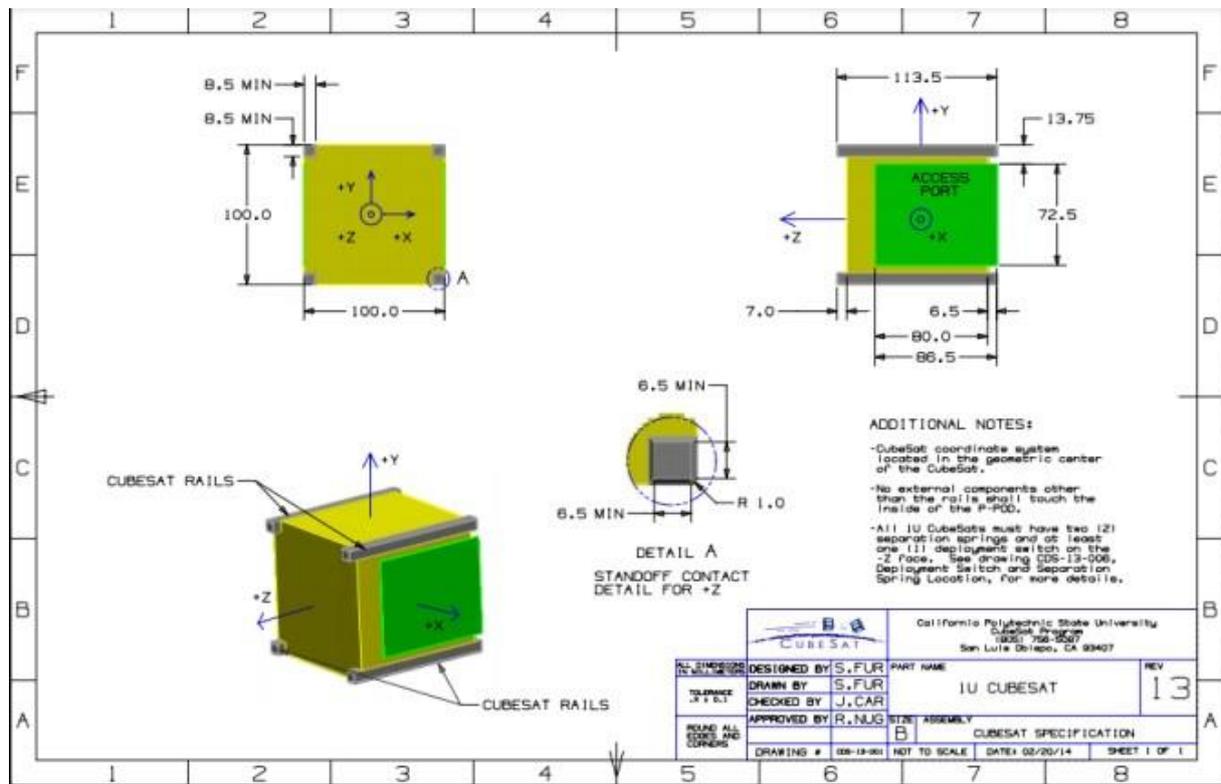


Nota: (NASA, Cal-Poly, 2017)

Los satélites pequeños se clasifican en cuatro categorías: microsatélites: con un rango de masa de 10 kg a 100 kg, los nanosatélites: de 1 kg a 10 kg, los picosatélites: de 0.1 kg a 1 kg y por último los femtosatélites: de 10 g a 100 g (Herrera, Santillán, Zambrano, & Ferrer, 2015). La filosofía del CubeSat se diferencia de los satelitales tradicionales, por su bajo costo en su desarrollo, ya que para su ensamble y construcción no se requieren espacios altamente calificados ni equipos de alta tecnología (Herrera, Santillán, Zambrano, & Ferrer, 2015). Desde el comienzo, Cal-Poly ha desarrollado normas y procedimientos para diseñar, construir y calificar estructuras de lanzamiento espacial, mismos que denomina “estándar CubeSat” (NASA, Cal-Poly, 2017).

Figura 2

Dimensiones en mm del estándar del CubeSat 1U



Nota: (Cal-Poly, 2020)

Por lo tanto, cualquier nanosatélite tiene que respetar varias de las especificaciones técnicas y directrices para ser validado como CubeSat. En la figura 2 se muestra parte de las consideraciones y restricciones que se deben tener en cuenta al diseñar el subsistema mecánico. Cal Poly también ha desarrollado una solución estándar para la interfaz de despliegue conocida como P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer). Este dispositivo es el encargado de acoplar el satélite con el vehículo de lanzamiento y expulsarlo al espacio (NASA, Cal-Poly, 2017).

Figura 3

Poly-Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) desarrollado por CalPoly, San Luis Obispo



Nota: (NASA, Cal-Poly, 2017)

La estructura mecánica de los satélites tiene un papel sumamente importante a la hora de la integración ya que debe soportar las cargas estáticas y dinámicas generadas en el lanzamiento del vehículo espacial y las vibraciones que se generan por el vehículo de lanzamiento (Brieß, 2009). Una vez puesto en órbita, la estructura del CubeSat protege la carga útil y los demás subsistemas del ambiente espacial una vez puesto en órbita. Es por esta razón que la estructura mecánica debe cumplir con los requerimientos estructurales con el fin de garantizar sus propiedades mecánicas, incluyendo en primera instancia los requerimientos de masa, volumen y geometría (Herrera J., 2015).

Figura 4

Estructura mecánica CubeSat Pumpkin Inc. Fuente: Pumpkin, Inc.



Si bien se sabe que existen estructuras nanosatélites comerciales (como se muestra en la figura 4), estas están diseñadas exclusivamente para misiones particulares, por lo que cualquier ajuste que se realice en la estructura cambiará la respuesta mecánica para la cual fue diseñada. Lo anterior implica limitaciones en la misión planeada por lo que se necesitan estructuras con requerimientos y especificaciones especiales. Por esta razón es importante desarrollar la capacidad de diseñar una estructura principal propia de la que se pueda obtener el mejor desempeño posible para cada misión (Cappelletti, 2021).

El presente trabajo propone el diseño mecánico de una estructura CubeSat empleando 10 elementos estructurales, con el objetivo de reducir o igualar la masa total, respecto a las estructuras comerciales, además de los costos de fabricación y lanzamiento, ya que, al disminuir componentes estructurales, el nanosatélite tendrá menos peso estructural, lo cual nos da como resultado en ahorro de tiempo de fabricación, costos de lanzamiento y fabricación de piezas debido a su peso reducido.

2. Material y métodos

Para realizar el diseño mecánico de la estructura, es necesario aplicar una metodología que permita ajustar los requerimientos y las restricciones involucradas, de manera que la estructura cumpla con las especificaciones espaciales requeridas (Herrera, Santillán, Zambrano, & Ferrer, 2015). Por lo tanto, la metodología propuesta en este trabajo permitirá obtener una estructura nanosatélital de acuerdo con sus especificaciones, esta se divide en cuatro fases de diseño, basado en la ingeniería de sistemas de la NASA (NASA, 2018) (Herrera, Santillán, Zambrano, & Ferrer, 2015).

La Fase I: Planeación: En esta fase se recopila y analiza la información sobre las especificaciones que se deben de cumplir. Incluye el establecimiento de las necesidades que requieren ser resueltas, e identifica los objetivos que deben ser alcanzados. Se estudiaron los requerimientos y restricciones del estándar CubeSat aplicables para el proceso de diseño, a su vez las condiciones mecánicas del vehículo de lanzamiento y de la interfaz de lanzamiento (P-POD) y el vehículo lanzador. Por lo que el desarrollo del diseño se basa en las propiedades físicas y mecánicas de los componentes y subsistemas que integran el nanosatélite, con el fin de clarificar la distribución interna dentro del subsistema estructural.

Fase II: Diseño Conceptual: En esta fase se desarrolla un tratamiento esquemático que represente las especificaciones de diseño generando una alternativa de solución. En esta fase se obtiene la geometría que se requiere de acuerdo con el estándar CubeSat con el fin de llegar a una propuesta de diseño. En esta fase se generan principios de solución, los conceptos son ideas de solución generalmente representadas mediante bosquejos acompañados de una descripción textual.

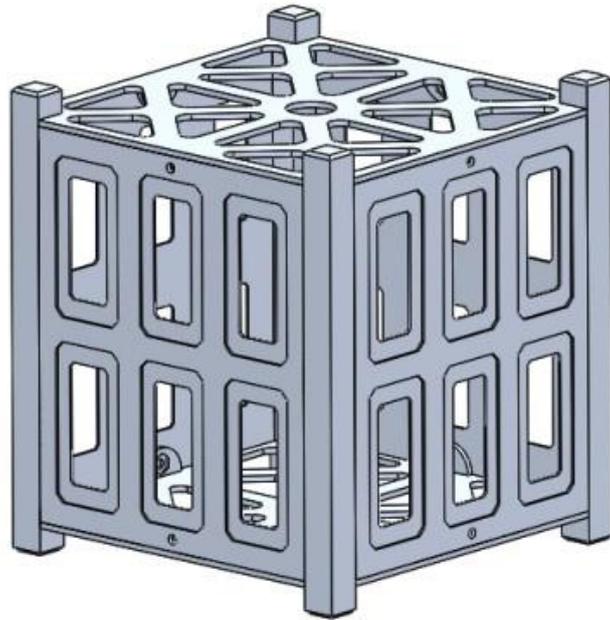
Fase III: Modelo Preliminar: En esta fase se modela en 3D y él estudio de las condiciones mecánico-espaciales, para obtener la respuesta estructural correspondiente al modelo conceptual. Esto acorde a la geometría y las especificaciones de diseño lo cual nos dará como resultado la selección de un solo modelo estructural. El diseño geométrico en 3D se desarrolló en el software especializado para diseño mecánico SolidWorks®.

Fase IV: Modelo a Detalle: En esta fase se ajusta y define la forma detallada del diseño final de la estructura en base al estándar CubeSat, definiendo la geometría correcta, las dimensiones y las características finales de todos los elementos estructurales. Para realizar el análisis estático propuesto, se utilizó el software especializado ANSYS® Mechanical.

Una vez teniendo en cuenta la metodología anterior se procedió a analizar y estudiar las especificaciones generales del diseño para nanosatélites, así como los requerimientos y restricciones del propio estándar CubeSat. La estructura mecánica debe proteger los demás subsistemas (telemetría, potencia, ACDS, etc.). La masa de la estructura de un CubeSat 1U no debe ser mayor a 0.3 kg (Herrera, Santillán, Zambrano, & Ferrer, 2015), deberá poseer un área de acceso para el ingreso a las partes principales, los componentes de las caras laterales y superiores no deberán exceder los 6.5 mm de la cara lateral. Las superficies superiores deben tener un área mínima de contacto de 6.5 mm x 6.5 mm. Los rieles deberán tener un ancho de 8.5 mm. Los bordes de los rieles serán redondeados con un radio de al menos 1 mm. (Cal-Poly, 2020).

Figura 5

Modelo Preliminar Cubesat 1U



Una vez estudiados los requerimientos generales se procedió a realizar el CAD de la estructura en el software de diseño SolidWorks®, como resultado se obtuvo un nuevo modelo estructural, cumpliendo con los requisitos del estándar CubeSat, tanto en dimensiones, tolerancias geométricas y restricciones. La figura 6 muestra el CAD modelado en SolidWorks®, la propuesta de diseño incluye celdas solares.

Figura 6

Modelo a detalle Cubesat 1U (medidas en mm)

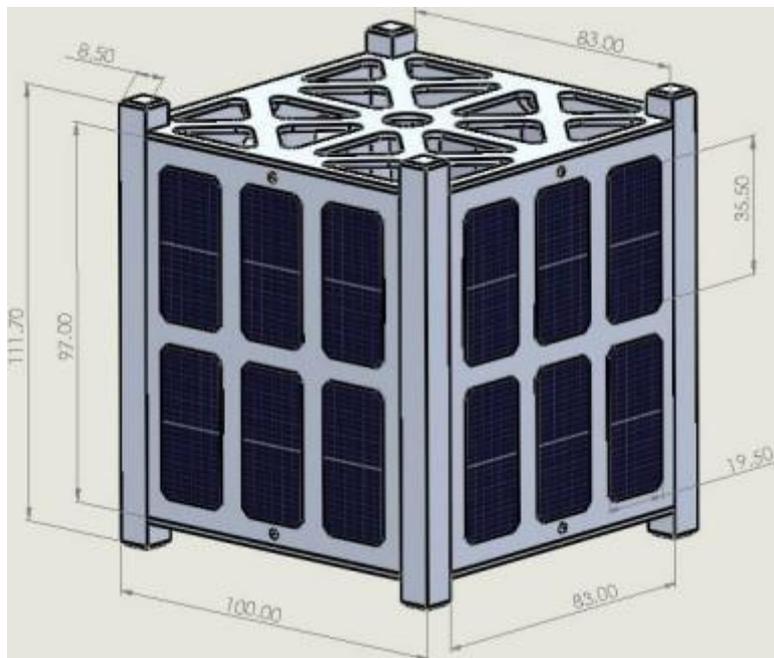


Tabla 1

Propiedades mecánicas del aluminio 6061, T4 y T6.

Propiedad	6061-T4	6061-T6
Fuerza de tensión	241 MPa	310 Mpa
Fuerza de fluencia	145 MPa	276 Mpa
Módulo de elasticidad	68.9 GPa	68.9 GPa

Nota: (James M. Gere, 2019)

La tabla 1 muestra el material empleado en este trabajo de investigación, para la estructura y los rieles se deben usar aleaciones de aluminio 7075, 6061, 5005 o 5052. Para este trabajo empleamos aluminio 6061-T6 debido a que posee buenas propiedades mecánicas. La tabla 2 muestra la masa de cada elemento estructural, el material aplicado, volumen y número de elementos estructurales, resultado del diseño mecánico de la estructura.

Tabla 2

Propiedades de masa estructural del CubeSat

Componente	N° Pieza	Material	Masa	Volumen
Riel	4	A1 6061-T6	8.84 g	3274.78 mm ³
Cara Up/Down	2	A1 6061-T6	28.69 g	10626.92 mm ³
Cara Panel-Solar	4	A1 6061-T6	16.8 g	5991.29 mm ³
Masa Total		142.70 gramos		

El CubeSat deberá soportar la etapa de lanzamiento y el propio ambiente espacial una vez en órbita; esta estructura debe de ser de fácil ensamblaje e integración con los demás sistemas, así como con la interfaz P-POD (Poly Pico-Satélite Orbital Deployer). En la tabla 3, se hizo una selección de vehículos lanzadores, los cuales sirvieron como referencia para poder llevar a cabo el análisis estático en ANSYS®.

Tabla 3

Información sobre vehículos lanzadores empleados en lanzamientos de CubeSats

Vehículos lanzadores	Max. G Long.	Máx. G Lateral	Costo por lanzamiento	Carga útil a la órbita de la USS	Carga útil a 600 km
Antares	-1.0, +8.0	+1.5	12,880-12,900 USD/kg	6000-6500 kg	3600 kg
Dnepr	7.8+-0.5	+0.8	9063.00 USD/kg	3000 kg	1200 kg (98° polar)
PSLV-XL	6.20.2	+0.6	6642.00-9538.00 USD/kg	5950 kg	4550 kg
Soyuz-2-1a	4.3+-0.7	+1.8	16,495.00 USD/kg	5950 kg	4550 kg (98° polar)
Falcon 9 Block 5	6 (8.5a)	2 (3a)	2864.00 USD/kg	7500 kg(b)	8700 kg(b)
Atlas V-401	5	2	9514.00-12,903.00USD/kg	-----	7434 kg
Electrón	+6	+0.7	32,667 USD/kg	-----	142 kg

Nota: Cubesat Handbook (Cappelletti, 2021)

a: Carga lateral y longitudinal para cargas útiles de menos de 1814 kg.

b: El rendimiento de la carga útil de Falcon ya no es público; las cifras presentadas son de Falcon 9 v1.0

Ecuaciones para determinar las cargas aplicadas a un CubeSat.

Para el conjunto de lanzadores elegidos usamos los valores máximos y mínimos, para este análisis usamos 6 g como un promedio de los vehículos lanzadores estudiados. Para poder calcular la carga total que experimentará la estructura del nanosatélite durante el despegue del vehículo lanzador, se utilizó la siguiente ecuación:

$$F_{TA} = F_{2Sat} + F_{mp} + F_{ri} \quad (1)$$

Donde:

F_{TA}, Fuerza estática total aplicada a la estructura (N).

F_{2Sat}, Fuerza ejercida por la masa de 2 satélites al integrarse a una interfaz y a un resorte de expulsión (N).

F_{mp}, Fuerza ejercida por la propia masa de la estructura del nanosatélite CubeSat al ser acelerada (N).

F_{ri}, Fuerza ejercida por el resorte de la interfaz (P-POD) del nanosatélite (N).

Ahora se calculará F_{2Sat} utilizando la aceleración longitudinal máxima del vehículo lanzador y el factor de seguridad 1.5 (Arizpe C., 2020) el cual se usa en general en el área aeroespacial, para ello, se utilizará la siguiente ecuación:

$$F_{2Sat} = 2m * Avl * FS \quad (2)$$

Donde:

m, masa de un nanosatélite (2 kg).

Avl, Aceleración longitudinal máxima del vehículo lanzador (6 g(m/s²)).

FS, Factor de seguridad (1.5).

$$F_{2Sat} = 353.16 N$$

Se calcula F_{mp} para conocer la carga que ejerce la propia estructura del nanosatélite al ser sometida a la aceleración del vehículo lanzador, se utilizará la ecuación:

$$F_{mp} = mp * Avl \quad (3)$$

Donde:

mp, masa de la estructura del nanosatélite propuesto (0.1427kg).

Avl, Aceleración longitudinal máxima del vehículo lanzador (6 g(m/s²)).

$$F_{mp} = 8.399322 N$$

Ahora se calcula F_{ri} para conocer la fuerza elástica que ejecuta el resorte de la interfaz (P-POD) al nanosatélite al ser expulsado del lanzador; se utilizará la ecuación 4:

$$F_{ri} = k * dX * FS \quad (4)$$

Donde:

K, constante de resorte (138.40 N/m) (Vega, 2019).

dX, diferencia realizada por el resorte de expulsión (0.340 m) (Vega, 2019).

FS, Factor de seguridad (1.5).

$$F_{ri} = 70.584 N$$

Ahora se calculará la carga total aplicada al nanosatélite, utilizando la ecuación 1 y sustituyendo los valores correspondientes anteriormente calculados:

$$F_{TA} = 353.15 N + 8.399322 N + 70.584 N$$

$$F_{TA} = 432.143322 N$$

Las cargas F_{2Sat} y F_{ri} son cargas que influyen directamente en toda la estructura CubeSat, y se encuentran aplicadas justamente en las cuatro puntas de la estructura, por lo tanto, para obtener la magnitud de la carga aplicada a cada punta F_{pu} , basta con restar la carga F_{mp} a la carga total F_{TA} obtenida en la ecuación y dividir este resultado entre 4, como se muestra en la ecuación:

$$F_{Pu} = \frac{(F_{TA} - F_{mp})}{4}$$

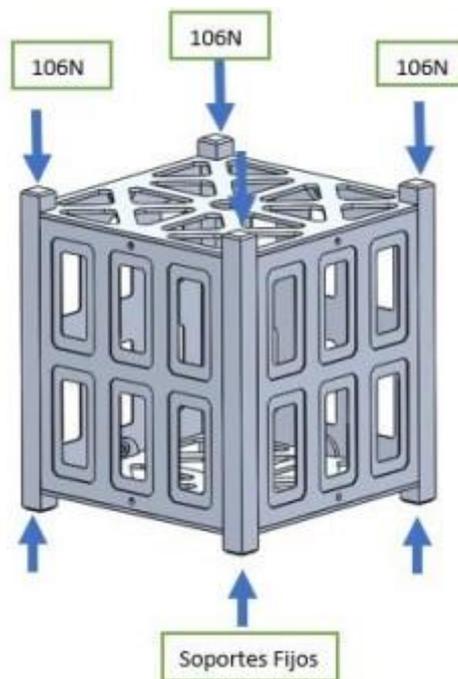
$$F_{Pu} = 105.936 N$$

$$F_{Pu} = 106 N$$

La figura 7 muestra la aplicación de las cargas a la estructura mecánica y los soportes fijos, este modelo nos permitió poder llevar a cabo la simulación numérica; se asumieron uniones de contacto rígidas en el ensamblaje.

Figura 7

Aplicación de Cargas estáticas a la estructura mecánica

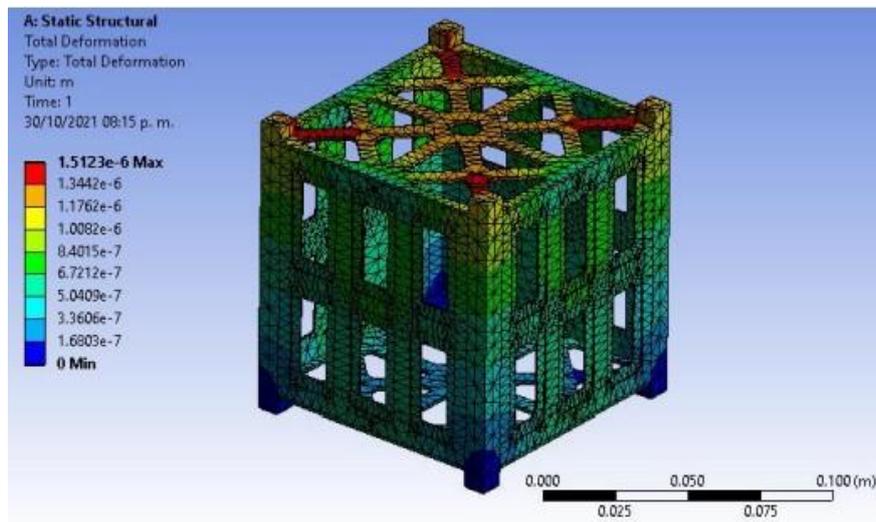


Finalmente se realizó un análisis estático en el software ANSYS®, empleando una malla estándar, dada por default por el propio software, aplicando una fuerza de 106 N en las cuatro puntas de los rieles de la cara superior, calculados por la ecuación 1 mostrada anteriormente, con lo que obtuvimos los siguientes resultados.

3. Resultados

Figura 8

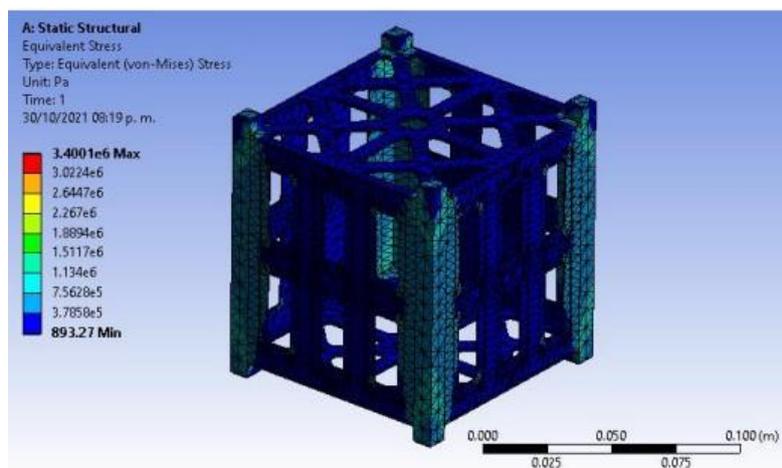
Simulación numérica en ANSYS (deformación)



En la figura 8 se muestran las deformaciones totales en la estructura CubeSat. En ella, del lado izquierdo, se presenta una barra con la magnitud de las deformaciones encontradas en la estructura, según el código de colores de esta. Evidentemente, éstas no representan daño estructural alguno al modelo propuesto. La deformación máxima fue de 0.0015123 mm. La masa estructural obtenida es de 142.70 g, la aceleración longitudinal usada fue de 6 g y los datos del resorte de expulsión se obtuvieron de (Vega, 2019)

Figura 9

Simulación numérica en ANSYS (Esfuerzo)



La simulación numérica de la figura 9 obtuvimos el esfuerzo máximo, el cual nos da como resultado 3.4001 MPa lo cual nos demuestra que la estructura tiene la capacidad de soportar las condiciones mecánicas generadas por el vehículo de lanzamiento, pues el factor de seguridad obtenido es de 79.409.

tiene la capacidad de soportar las condiciones mecánicas generadas por el vehículo de lanzamiento, pues el factor de seguridad obtenido es de 79.409.

4. Discusión

El trabajo de investigación de (Herrera, Santillán, Zambrano, & Ferrer, 2015) nos brinda un panorama sobre el proceso de diseño que se debe seguir para poder diseñar adecuadamente una estructura mecánica nanosatélital, en él se menciona que los modelos prescriptivos de cada una de las fases, se enfocan en los objetivos propuestos y aceptados por los diseñadores. Es decir, se debe seguir un protocolo que se ajuste a las condiciones establecidas, lo cual dará como resultado una estructura satelital de acuerdo al estándar CubeSat.

Al analizar todos los modelos prescriptivos se obtiene la metodología que describe el proceso de diseño de una estructura satelital en el estándar CubeSat. Los resultados obtenidos por el modelo prescriptivo de diseño a detalle responden las necesidades planteadas en las fases tempranas.

Por otro lado, en el trabajo de investigación de (Vega, 2019) se llevó a cabo un análisis estructural mediante la aplicación del método del elemento finito, utilizando el software ANSYS®. En él se obtuvieron las elongaciones axiales y esfuerzos de Von Mises experimentados por cada una de las piezas que conforman la estructura CubeSat de su propuesta, cuando esta fue expuesta a cargas cuasi-estáticas inducidas por la aceleración de un vehículo de lanzamiento durante la fase de despegue. Esta aceleración genera cargas cuasi-estáticas sobre la estructura CubeSat propuesta, motivo por el cual es necesario llevar a cabo análisis numéricos, con el fin de conocer si la estructura propuesta tendrá la capacidad de resistir la etapa de lanzamiento o despegue a la que se encontrará sometida. En ese trabajo se evaluaron los esfuerzos y elongaciones axiales debido a que estos son los que contribuyen a un daño, que es perjudicial para la estructura, ya que el eje axial vertical del nanosatélite coincide con el eje vertical de despegue del vehículo de lanzamiento.

Las elongaciones estructurales calculadas de cada componente no sobrepasaron los valores de más de 0.004 mm. Por otro lado, la elongación máxima que obtuvieron fue de 0.0037789 mm, y esta se presentó en el plato inferior de la estructura que ellos propusieron. En cuanto a los esfuerzos de Von Mises obtenidos, encontraron que el mayor esfuerzo se obtuvo en un anillo de retención (núm. 2) con un valor de 6.980 MPa. De acuerdo al criterio de Von Mises para cargas estáticas, y teniendo en cuenta que el esfuerzo de cedencia del material de este anillo es de 1100 MPa, concluyen que su estructura propuesta es apta para resistir las cargas cuasi-estáticas inducidas por el vehículo de lanzamiento elegido, cabe mencionar que el material que emplearon en las demás piezas mecánicas fue el aluminio 6061-T6 y usando esos datos, el factor de seguridad calculado fue de 38.681; en nuestro trabajo de investigación el esfuerzo máximo fue de 3.4001 MPa y el factor de seguridad encontrado de 79.409, por lo que observamos que ambas estructuras resisten las cargas estáticas generadas por el vehículo de lanzamiento.

5. Conclusiones

La propuesta de diseño cumple satisfactoriamente con las especificaciones del estándar CubeSat obteniendo una masa estructural de 142.70 gramos, lo cual la sitúa en un promedio de entre las estructuras comerciales, pues están oscilan entre los 100 gramos y 180 gramos, en la estructura primaria.

Se llevó a cabo un análisis estático mediante el uso de la plataforma ANSYS Multiphysics, del cual se obtuvieron esfuerzos y deformaciones para la estructura CubeSat propuesta. Con base en los resultados, se encontró una deformación máxima de 0.0015123 mm y un esfuerzo máximo de 3.4001 MPa, ambos debidos a las cargas generadas por el vehículo de lanzamiento.

De acuerdo con el criterio de Von Mises, el factor de seguridad encontrado es de 79.409 y asumiendo que el esfuerzo de cedencia del material Al 6061-T6 de esta estructura es de 270 MPa (James M. Gere, 2019), se puede concluir que la estructura propuesta es apta para resistir las cargas estáticas inducidas por el vehículo de lanzamiento.

Cabe mencionar que las deformaciones y esfuerzos debidos a cargas térmicas no fueron incluidas en el presente estudio, se recomienda como trabajo a futuro incluir estas cargas y continuar validando la estructura mecánica con un análisis de vibración y frecuencias.

6. Referencias

- Arizpe C., P. A. (2020). Ingeniería Aeroespacial (Primera ed.). México: Independiente.
- B. Twigss, H. H. (2009). Origin of CubeSat. in Small Satellites: Past, Present, and Future (Primera ed.). Aerospace Press. Recuperado el 10 de Octubre de 2021, de <https://www.amazon.com/SmallSatellites-Past-Present-Future/dp/1884989225>
- Brieß, K. (2009). Spacecraft Design Process," in Handbook of Space Technology (3ra ed.). (K. W. Wilfried Ley, Ed.) John Wiley & Sons.
- Cal-Poly. (2020). CDS-Rev.14 "CubeSat Design Specification" (Primera ed.). California: San Luis Obispo. Recuperado el 20 de Agosto de 2021, de [www.cubesat.org: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/5f24997b6deea10cc52bb016/1596234122437/CDS+REV14+2020-07-31+DRAFT.pdf](https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/5f24997b6deea10cc52bb016/1596234122437/CDS+REV14+2020-07-31+DRAFT.pdf)
- Cappelletti, C. (2021). 8 - Structure, new materials, and new manufacturing technologies. En C. Chantal, B. Simone, & M. Benjamin K., Cubesat Handbook (págs. 165-183). Academic Press. doi: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-817884-3.00008-4>
- Helvajian, H. &. (2009). Small Satellites: Past, Present, and Future. Aerospace Press.
- Herrera, J. (2015). Diseño estructural de un sistema CubeSat con recubrimiento de barrera térmica. Universidad Autónoma de Nuevo León. Recuperado el 2021 de Julio de 2021, de <http://eprints.uanl.mx/id/eprint/9558>
- Herrera, J., Santillán, S., Zambrano, P., & Ferrer, J. (2015). Proceso de diseño de una estructura nanosatélital CubeSat. XI Congreso Internacional sobre Innovación y Desarrollo Tecnológico. Recuperado el 20 de Agosto de 2021, de https://www.researchgate.net/publication/283236435_Proceso_de_diseno_de_una_estructura_nanosatelital_CubeSat
- James M. Gere, B. J. (2019). Mecánica de Materiales (9na ed.). Cengage Learnig Editores.
- NASA. (2018). Nasa Systems Engineering Handbook (Segunda ed.). Washington, DC.: Independently Published.
- NASA, Cal-Poly. (2017). CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for first-Time CubeSat Developers (Segunda ed.). NASA CubeSat Launch Initiative. Recuperado el 10 de Agosto de 2021, de https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_csli_cubesat_101_508.pdf
- Vega, R. D. (2019). Análisis de resistencia estructural en el diseño de un nanosatélite CubeSat. Científica, 23, 141-148. Recuperado el 20 de Agosto de 2021, de <https://www.redalyc.org/journal/614/61459623007/html/>