

# Análisis de resistencia estructural en el diseño de un nanosatélite CubeSat

Ricardo De la Vega-Ibarra<sup>1</sup>  
Beatriz Romero-Ángeles<sup>1</sup>  
David Torres-Franco<sup>2</sup>  
Arafat Molina-Ballinas<sup>3</sup>  
Luis Alberto De la Vega-Ibarra<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Instituto Politécnico Nacional  
Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica  
Sección de Estudios de Posgrado e Investigación  
Unidad Profesional Adolfo López Mateos "Zacatenco",  
Edificio 5, Col. Lindavista, Alcaldía Gustavo A. Madero,  
Ciudad de México, CP 07300.  
MÉXICO

<sup>2</sup>Universidad Politécnica del Valle de México  
División de Ingeniería Mecatrónica  
Av. Mexiquense s/n esquina Av. Universidad Politécnica,  
Col. Villa esmeralda, Tultitlán, C.P. 54910, Estado de México.  
MÉXICO

<sup>3</sup>Universidad Politécnica de Chiapas  
División de Ingeniería Mecatrónica  
Carretera Tuxtla Gutiérrez - Portillo Zaragoza Km. 21+500  
Col. Las Brisas, Suchiapa, C.P. 29150, Chiapas.  
MÉXICO

correos electrónicos (email):  
richard\_air2006@hotmail.com, romerobeatriz970@hotmail.com  
david\_torres20@hotmail.com, yased\_83@hotmail.com  
siux976@gmail.com

Recibido 28-02-2019, aceptado 30-04-2019.

## Resumen

En la actualidad se han estado realizando investigaciones en el diseño estructural de satélites miniatura, con el fin de reducir el tamaño de los grandes satélites a dimensiones menores, y así reducir masa estructural y, por lo tanto, costos derivados del lanzamiento de estos satélites, ya que poner en órbita un satélite tiene costos muy elevados en función de su masa estructural, es decir, a mayor masa de un satélite, los costos por su lanzamiento y puesta en órbita en el espacio son mayores, ocurriendo lo contrario si la masa del satélite se reduce. Con base en lo anterior, en este trabajo se propone el diseño de una estructura para un nanosatélite tipo CubeSat, con un pequeño número de componentes estructurales, con el objetivo princi-

pal de reducir masa, además de poder ensamblar y desensamblar al nanosatélite de una manera fácil y rápida, tanto en tierra como en órbita. Para lograr tales objetivos, se utilizará un software de elemento finito denominado *Ansys Multiphysics*, que determina las deformaciones y los esfuerzos que experimentará el nanosatélite propuesto, a fin de evaluar su resistencia estructural al ser sometido a cargas generadas por la alta aceleración del vehículo de lanzamiento durante la fase de despegue. Se mostrará mediante los resultados obtenidos para las elongaciones y esfuerzos de Von Mises, si la estructura propuesta es apta o no para resistir los esfuerzos a los que se encontrará sometida la estructura.

**Palabras clave:** cargas, nanosatélite, vehículo de lanzamiento, estructura, fase de despegue.

## Abstract (Analysis of Structural Strength in the Design of a CubeSat Nanosatellite)

At present, researches have been carried out about structural design of miniature satellites, in order to reduce the size of large satellites to smaller dimensions, and so to reduce structural mass, and therefore, the costs derived from the launching of these satellites, since placing a satellite into orbit has very high costs depending on its structural mass, that is, for big masses of a satellite, the costs for its launching and putting into orbit in space are greater, the opposite happens if the mass of the satellite is reduced. Based on the above, in this work is proposed a structural design of a CubeSat type satellite, with a small number of structural components, with the main objective of reducing mass, as well as being able to assemble and disassemble the satellite in an easy and fast way, both on land and in orbit. To achieve these objectives, a finite element software called Ansys multiphysics will be used, which determine the strains and stresses that the proposed satellite will undergo, in order to evaluate its structural strength when submitted to loads generated by high acceleration of the launching vehicle during the take-off phase. It will be shown by mean of the results obtained for the strains and Von Mises' stresses, if the proposed structure is suitable to withstand the stresses which the structure will be submitted to.

**Index terms:** loads, nanosatellite, launch vehicle, structure, take-off phase.

## 1. Introduction

Desde principios de 1957, el diseño de satélites ha tenido gran relevancia en distintas aplicaciones y en diversos campos de

estudio, que van desde el diseño de aplicaciones militares y telecomunicaciones, hasta grandes proyectos de investigación planetaria y de observación meteorológica. Sin embargo, estas aplicaciones se encuentran limitadas debido a sus altos costos tanto de fabricación como de lanzamiento que se requieren para poner en órbita a los satélites [1]. En 1999, la Universidad de Stanford y la Universidad de Santa Clara propusieron un tipo de satélite que pesaba como máximo 1.33 kg con un volumen de 10 cm<sup>3</sup>, por lo cual, se le llamó nanosatélite o nanosatélite tipo CubeSat [2]. Con este tipo de satélite se pretendía realizar varios lanzamientos, albergándolos como carga secundaria en un sólo cohete, con esto se podrían reducir los costos de los lanzamientos [3]. Estos proyectos, al compararlos con los proyectos tradicionales de grandes costos multimillonarios, tienen la gran ventaja de brindar una experiencia educativa a sus diseñadores y de llevar a cabo misiones relacionadas con aspectos muy específicos de la ciencia, la industria, y otras áreas con un costo mucho menor. En este trabajo se propone el diseño de una estructura de un nanosatélite CubeSat con tan solo 7 elementos estructurales, con el fin de disminuir masa total y, por lo tanto, costos de fabricación y lanzamiento, ya que, al reducir componentes estructurales, el nanosatélite tendrá menos peso estructural y también menos peso total. Lo cual, resulta en ahorro de tiempo de fabricación, costos de lanzamiento y ahorro en costos de piezas debido a su peso reducido. El procedimiento de diseño contempla que dicha estructura pueda ser armada y desarmada en tierra o en órbita, con el objetivo de poder realizar algún cambio de componente estructural de manera fácil y rápida cuando algún componente se encuentre dañado y se desee sustituir de inmediato alguno de ellos. Este trabajo se limitará a evaluar únicamente las elongaciones estructurales axiales y los esfuerzos de Von Mises experimentados por cada componente del nanosatélite cuando este es sometido a la aceleración que presenta el vehículo de lanzamiento LV (Launch Vehicle) durante la fase de despegue.

El nanosatélite tipo CubeSat (véase Fig. 1) tiene una estructura cúbica cuyas medidas de longitud, ancho y largo, son de 10 cm x 10 cm x 10 cm, respectivamente. A este tipo de satélite y de acuerdo a sus medidas, en la industria aeroespacial se le ha denominado nanosatélite. Para la fase de lanzamiento o despegue del LV es muy importante realizar un análisis estático a la estructura, ya que ésta es la que soportará todas las cargas generadas, tanto estáticas como dinámicas. Ahora bien, es importante mencionar que en la etapa de despegue del LV se generan las cargas máximas que se aplican al nanosatélite. Por lo tanto, el análisis y diseño está basado en estas cargas máximas. Otro aspecto a considerar, es que debi-

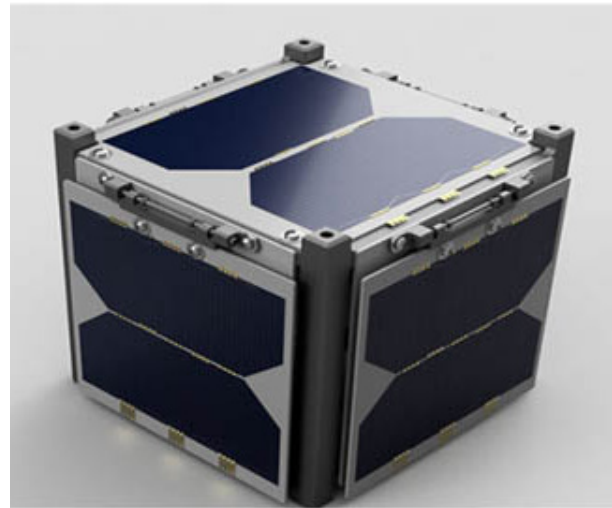


Fig. 1. Nanosatélite CubeSat.

do a la inercia de la masa de la estructura del nanosatélite y a la aceleración que presenta el LV, se inducen cargas cuyas magnitudes son variables con el tiempo. Este fenómeno conlleva a realizar análisis, tanto estáticos como dinámicos, a toda la estructura CubeSat, para poder predecir su comportamiento y ejecutar el diseño respectivo [4].

Las cargas generadas por el LV y que son impuestas a la estructura son importantes, ya que son originadas por la aceleración que experimenta el LV durante la fase de despegue. Estas cargas son consideradas cargas cuasi-estáticas, ya que son cargas lentamente variables con el tiempo, es decir, cargas constantes. Por tal motivo, es necesario conocer si la estructura propuesta tendrá la capacidad de resistir la etapa de lanzamiento a la que será sometida [5]. Actualmente las estructuras ligeras de los satélites han sido mejoradas en su relación fuerza-masa en cada uno de sus componentes, gracias a los avances logrados en la ciencia de materiales. Para el diseño estructural de un nanosatélite deberá considerarse cierta configuración, pero siempre el diseño se enfocará en el diseño de una estructura liviana, que soporte la mayor carga en su operación, ya que en esta es donde se van a producir esfuerzos cortantes, y esfuerzos normales debido a cargas axiales y cargas de torsión que son generadas por las vibraciones inducidas por la plataforma de lanzamiento. Es importante mencionar que las cargas cuasiestáticas presentes en los nanosatélites, tales como el peso propio y las cargas de uso, generalmente se modelan como estructuras linealmente elásticas, por lo que, durante el proceso de diseño y análisis, se deberán determinar las elongaciones axiales y esfuerzos de Von Mises del nanosatélite

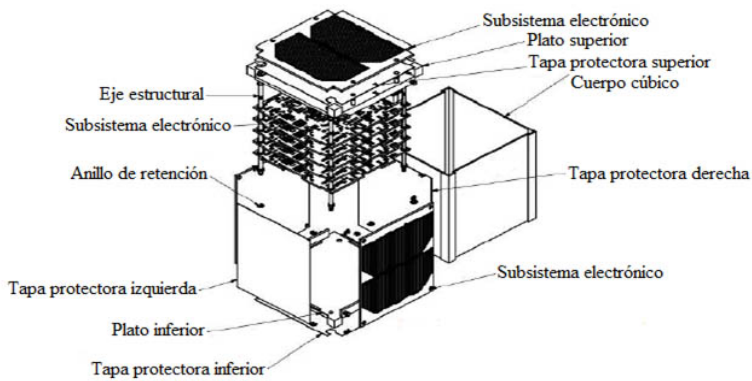


Fig. 3. Componentes estructurales del nanosatélite CubeSat.

que experimentan cada uno de los componentes que integran a la estructura CubeSat propuesta, con el fin de hallar los posibles daños que pueden causar estas cargas, evaluando la magnitud de estas elongaciones y esfuerzos correspondientes [6].

## 2. Desarrollo

La propuesta de diseño de la figura 1, contempla una estructura que será diseñada en siete partes principales, donde tres de estas partes son el plato inferior y su tapa, plato superior y su tapa, y el cuerpo cúbico, siendo estas partes las que le dan forma cúbica a la estructura. Las cuatro partes restantes, son 4 ejes estructurales que permitirán ensamblar y desensamblar por completo el conjunto estructural de manera fácil y rápida (véase Fig. 2).

Para poder eliminar elementos de sujeción roscados, las uniones y ajustes se realizarán por medio de deslizamiento utili-

zando anillos de fijación o retención, con una tolerancia de  $\pm 0.1$  mm, ya que las conexiones roscadas han llevado a algunas misiones al fracaso por el fenómeno de giro de tornillos y tuercas, al ser sometidos a cargas de vibración [6].

El volumen y la masa estructural del nanosatélite CubeSat, junto con 12 anillos de retención, será de 93744 mm<sup>3</sup> y 0.2586 kg de peso, respectivamente. Lo cual se encuentra dentro de los límites previstos de diseño [7]. En la Tabla 1 se exponen algunas características de diseño, de todas las partes estructurales que conforman al nanosatélite CubeSat.

Antes de iniciar los análisis correspondientes, es muy necesario mencionar las propiedades de los materiales de los componentes de la estructura CubeSat. Siendo éstos, los esfuerzos de cedencia de los materiales empleados. Estos son: Aleación de aluminio 6061T6 = 276 MPa, aleación de titanio Ti-6Al-4V = 1100 MPa, cerámica, 130 MPa.

Ahora es necesario calcular las cargas inducidas por la aceleración cuasiestática del LV elegido que pondrá en órbita al nanosatélite, que para este trabajo será el vehículo de lanzamiento denominado Ariane 5. Debe recordarse que tales cargas son las cargas máximas generadas y éstas se presentan en la etapa inicial de lanzamiento del nanosatélite o la etapa de despegue del LV. Para el lanzador elegido, Ariane 5 tiene una aceleración longitudinal máxima de 4.55 g. Para este trabajo se utilizará un factor de seguridad recomendado de 1.25 [8]. Para poder calcular la carga total que experimentará la estructura del nanosatélite durante el despegue del LV, se utilizará la ecuación 1 [9]:

Tabla 1. Características de los componentes estructurales del nanosatélite CubeSat.

COMPONENTE	CANTIDAD	MATERIAL	VOLUMEN TOTAL (mm <sup>3</sup> )	MASA TOTAL (kg)
Cuerpo cúbico	1	Aluminio 6061-T6	50000	0.1350000
Plato inferior	1	Aluminio 6061-T6	20250	0.0546700
Plato superior	1	Aluminio 6061-T6	20000	0.0540000
Ejes estructurales	4	Aleación Ti-6AL-4V	3200	0.0141700
Tapas Laterales	2	Cerámica	150	0.0003450
Anillos de Retención	12	Aleación Ti-6AL-4V	54	0.0002392
Tapas Superiores	1	Cerámica	45	0.0001035
Tapas Inferiores	1	Cerámica	45	0.0001035
TOTAL	23	-----	93744	0.2586000

$$F_{TE} = F_{2SAT} + F_{MP} + F_{RI} \quad (1)$$

donde:

- $F_{TE}$ , Fuerza cuasi-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 LV y el factor de seguridad mencionado anteriormente, para ello, se utilizará la ecuación 2.

$$F_{2SAT} = 2m A_{LV} FS = 148.4128 \text{ N} \quad (2)$$

donde:

- $m$ , masa de un nanosatélite, es decir, 1.33 kg
- $A_{LV}$ , Aceleración longitudinal máxima del LV igual a 4.55 g (m/s<sup>2</sup>)
- $FS$ , Factor de seguridad igual a 1.25

Para calcular ahora  $F_{MP}$  para conocer la carga que ejerce la propia estructura del nanosatélite al ser sometida a la aceleración del LV, se utilizará la ecuación 3.

$$F_{MP} = M A_{LV} = 14.4284 \text{ N} \quad (3)$$

donde:

- $M$ , masa de la estructura del nanosatélite propuesto igual a 0.2586 kg

Para calcular ahora FRI 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.

$$F_{RI} = K X FS = 60 \text{ N} \quad (4)$$

donde:

- $K$ , constante de resorte, igual a 138.40 N/m
- $X$ , recorrido realizado por el resorte de expulsión, igual a 0.340 m
- $FS$ , Factor de seguridad, igual a 1.25 recomendado [4]

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

$$F_{TE} = 148.4128 \text{ N} + 14.4284 \text{ N} + 60 = 222.96 \text{ N} \quad (5)$$

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  $F_{PUNT}$ , basta con restar la carga  $F_{MP}$  a la carga total  $F_{TE}$  obtenida en la ecuación 5 y dividir este resultado entre 4, como se muestra en la ecuación 6:

$$F_{PUNT} = (F_{TE} - F_{MP}) / 4 = 52.1015 \text{ N} \quad (6)$$

Por lo tanto, del resultado anterior, se tiene que en cada punta de la estructura CubeSat se aplica una carga de 52 N, (véase Fig. 3).

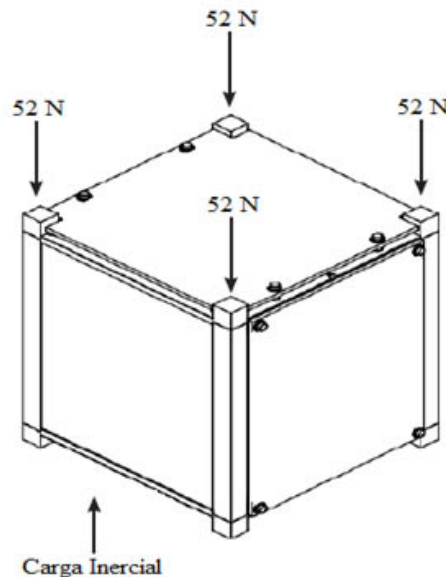


Fig. 3. Cargas aplicadas al nanosatélite por la aceleración del vehículo lanzador.

De acuerdo a la Fig. 3, y con el fin de realizar el respectivo análisis de elongaciones y esfuerzos estructurales, se restringieron las puntas inferiores para todos los grados de libertad de la estructura completa.

Ahora bien, para tomar en cuenta la carga  $F_{MP}$ , y simularla, es decir, para tomar en cuenta la carga que ejerce la propia masa de la estructura del nanosatélite al ser movida debida a la aceleración del LV, es necesario considerar esta como una carga inercial, que es la que corresponde a la aceleración cuasi-estática del vehículo de lanzamiento (LV) utilizado para

la misión del nanosatélite. Recordando que la aceleración del LV mencionada anteriormente, es de 4.55 g. Ahora bien, multiplicando la aceleración de 4.55 g por la aceleración de la gravedad que vale  $9.81 \text{ m/s}^2$  y multiplicándolo con el factor de seguridad de 1.25, se obtiene que la carga inercial, es de  $55.7943 \text{ m/s}^2$ , como lo muestra la Fig. 3.

### 3. Resultados

En esta parte, se muestran los resultados obtenidos al realizar la simulación numérica, de las elongaciones totales axiales y

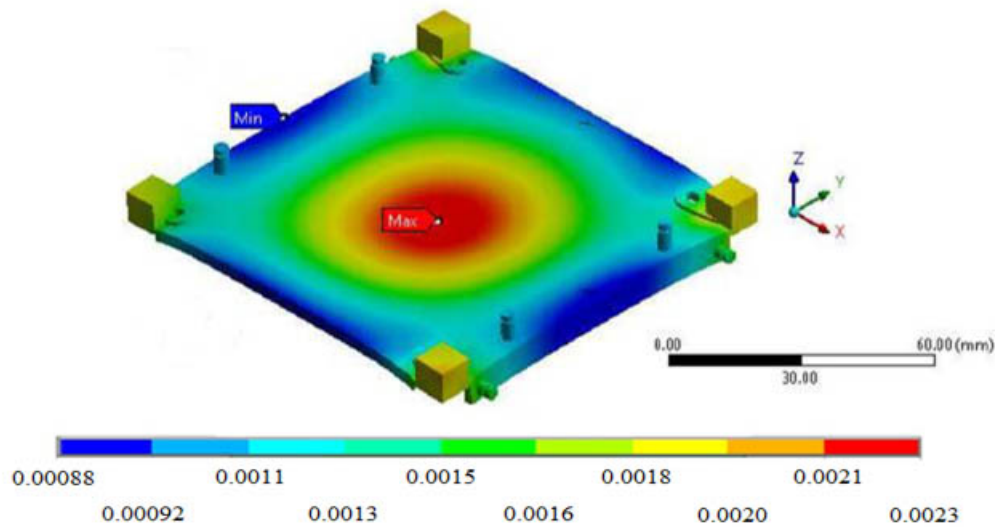


Fig. 4. Elongación axial total de plato estructural superior [mm].

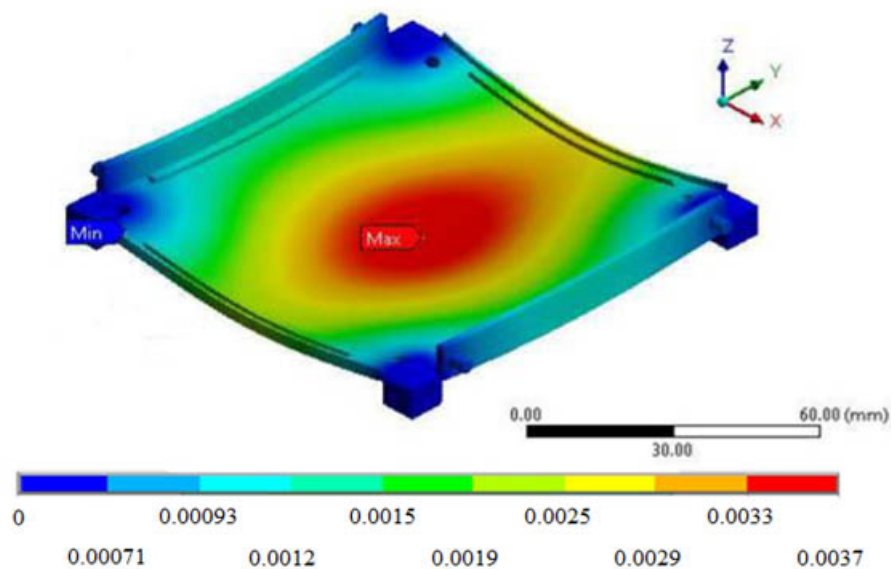


Fig. 5. Elongación axial total de plato estructural inferior [mm].

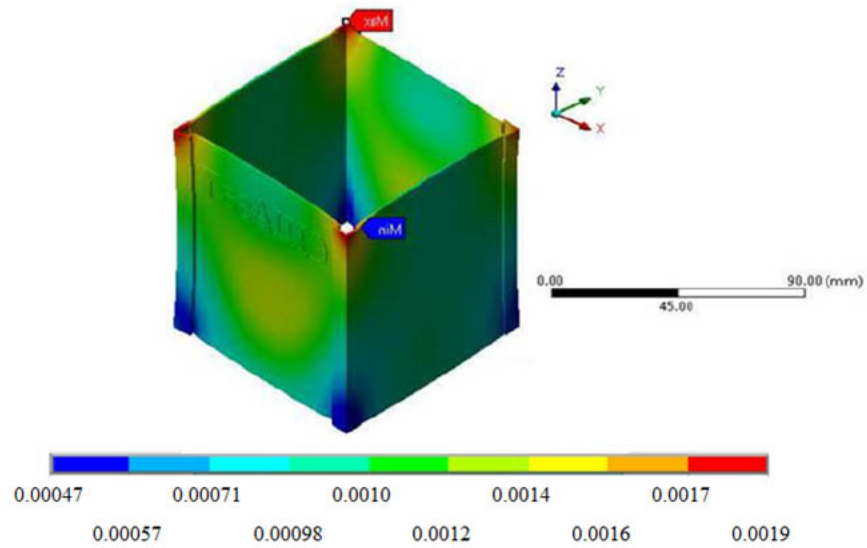


Fig. 6. Elongación axial total del cuerpo cúbico [mm].

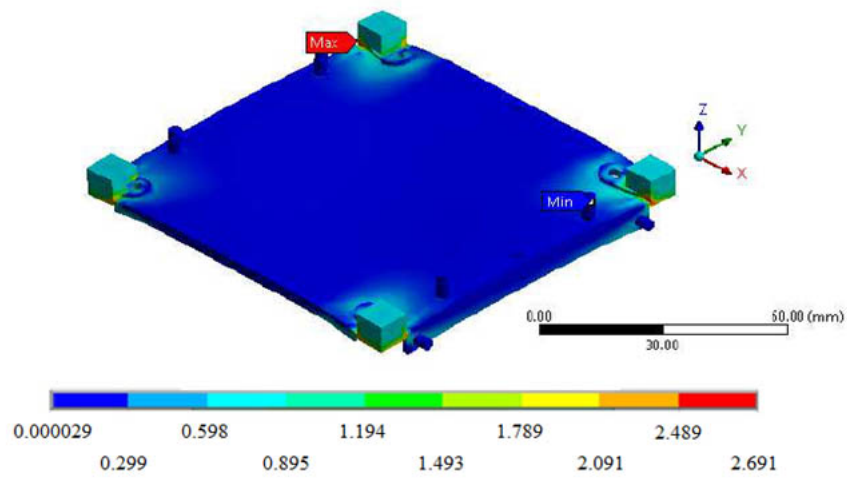


Fig. 7. Esfuerzos de Von Mises de plato estructural superior [MPa].

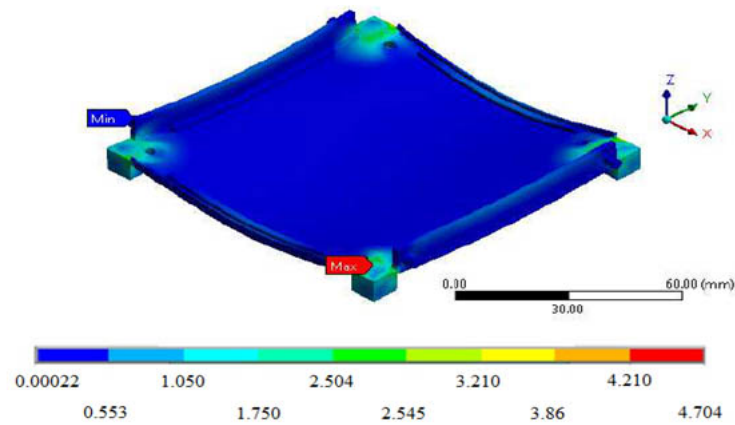


Fig. 8. Esfuerzos de Von Mises de plato estructural inferior [MPa].

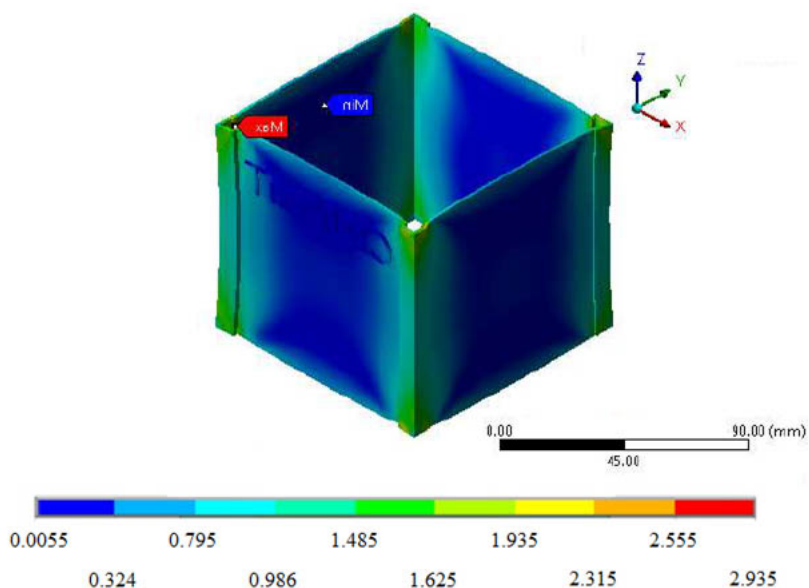


Fig. 9. Esfuerzos de Von Mises del cuerpo cúbico [MPa].

esfuerzos de Von Mises que sufre el nanosatélite propuesto en este trabajo, al someterse a la alta aceleración que induce el vehículo de lanzamiento en dicha estructura. Después de mostrar las elongaciones totales y esfuerzos de Von Mises en dirección axial de algunas partes del nanosatélite propuesto, en la Tabla 2 se muestran los valores del resto de componentes y sus respectivas elongaciones y esfuerzos de Von Mises experimentados.

#### 4. Conclusiones

En este trabajo, se han llevado a cabo análisis aplicando elemento finito utilizando *Ansys Multiphysics*, para obtener las elongaciones axiales y esfuerzos de Von Mises experimentados por cada una de las piezas que conforman la estructura CubeSat propuesta, cuando esta es expuesta a cargas cuasi-estáticas inducidas por la aceleración de un vehículo de lan-

Tabla 2. Elongaciones totales y esfuerzos de Von Mises de componentes restantes.

COMPONENTE	ESFUERZOS VON MISES (MPa)	ELONGACIÓN TOTAL (mm)	COMPONENTE	ESFUERZOS VON MISES (MPa)	ELONGACIÓN TOTAL (mm)
Eje estructural 1	4.667	0.00164	Anillo de retención 3	4.500	0.0015
Eje estructural 2	3.996	0.00290	Anillo de retención 4	6.417	0.0015
Eje estructural 3	4.643	0.00270	Anillo de retención 5	1.699	0.0016
Eje estructural 4	3.826	0.00320	Anillo de retención 6	0.443	0.0015
Tapa superior	0.721	0.00230	Anillo de retención 7	0.422	0.0016
Tapa inferior	0.882	0.00360	Anillo de retención 8	0.562	0.0016
Tapa derecha	1.497	0.00160	Anillo de retención 9	4.883	0.0003
Tapa izquierda	1.237	0.00150	Anillo de retención 10	0.211	0.0006
Anillo de retención 1	3.903	0.00160	Anillo de retención 11	0.082	0.0009
Anillo de retención 2	6.980	0.00170	Anillo de retención 12	0.164	0.0009

zamiento durante la fase de despegue, es decir, cuando el vehículo de lanzamiento posee una aceleración hacia arriba en el momento del despegue. Esta aceleración genera cargas cuasi-estáticas sobre la estructura CubeSat propuesta, motivo por el cual es necesario llevar a cabo análisis numéricos tanto de elongaciones axiales, así como de esfuerzos equivalentes de Von Mises, 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. Para este 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, y justamente es en este eje donde se presenta la dirección de mayor aceleración. De acuerdo a los resultados obtenidos, se puede mencionar que las elongaciones estructurales de cada componente no sobrepasan valores de más de 0.004 mm. Por otro lado, la elongación máxima obtenida fue de 0.0037789 mm, y esta se presentó en el plato inferior de la estructura propuesta. En cuanto a los esfuerzos de Von Mises obtenidos, se encontró que el mayor esfuerzo se obtuvo en el 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, se puede concluir que la estructura propuesta es apta para resistir las cargas cuasi-útmestáticas inducidas por el vehículo de lanzamiento elegido.

## Referencias

- [1] R. Nugent, R. Munakata, A. Chin, R. Coelho, J. Puig-Suari, *The CubeSat: The Picosatellite Standard for Research and Education*, 1a ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. [en línea]. Disponible en: [https://www.academia.edu/25193369/CubeSat\\_The\\_Pico\\_Satellite\\_Standard\\_for\\_Research\\_and\\_Education](https://www.academia.edu/25193369/CubeSat_The_Pico_Satellite_Standard_for_Research_and_Education). Consultado: 2 enero, 2019.
- [2] M. Cihan, A. Cetin, M. kaya, G. Inalhan, "Design and analysis of an innovative modular cubesat structure for ITU-pSAT II," en *Proceedings IEEE*, Stambul, Turkey, 11 july, 2011. [en línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/224250493\\_Design\\_and\\_analysis\\_of\\_an\\_innovative\\_modular\\_cubesat\\_structure\\_for\\_ITU-pSAT\\_II](https://www.researchgate.net/publication/224250493_Design_and_analysis_of_an_innovative_modular_cubesat_structure_for_ITU-pSAT_II). Consultado: 4 enero, 2019.
- [3] B. Twigss, H. Helvajian, S. Janson, *Origin of CubeSat. in Small Satellites: Past, Present, and Future*, 1a ed., Aerospace Press, 2008. [en línea]. Disponible en: <https://www.amazon.com/Small-Satellites-Past-Present-Future/dp/1884989225>. Consultado: 4 enero, 2019.
- [4] J. Wijker, *Mechanical Vibrations in Spacecraft Design*, 1a ed., Springer, 2004. [en línea]. Disponible en: <https://www.springer.com/gp/book/9783540405306>. Consultado: 5 enero, 2019.
- [5] K. Bries, W. Ley, K. Wittmann, W. Hallmann, *Spacecraft design process*, 3a ed., Chichester: John Wiley & sons, 2009. [en línea]. Disponible en: <http://www.worldcat.org/title/handbook-of-space-technology/oclc/701722212>. Consultado: 7 enero, 2019.
- [6] G. Pierlot, "Flight system configuration and structural analysis," tesis de maestría, Aerospace and Mechanical Engineering, University of Liege, Liege, Belgium, 2009. [en línea]. Disponible en: [http://www.leodium.ulg.ac.be/cmsms/uploads/08-09\\_Pierlot.pdf](http://www.leodium.ulg.ac.be/cmsms/uploads/08-09_Pierlot.pdf). Consultado: 7 enero, 2019.
- [7] Calpoly-CDS, *Cubesat design specification*, 1a ed., California: California san Luis Obispo, 2014. [en línea]. Disponible en: [http://www.academia.edu/11525487/CubeSat\\_Design\\_Specification\\_Rev\\_13\\_The\\_CubeSat\\_Program\\_Cal\\_Poly\\_SLO\\_CubeSat\\_Design\\_Specification\\_CDS\\_REV\\_13\\_Document\\_Classification\\_X\\_Public\\_Domain\\_ITAR\\_Controlled\\_Internal\\_Only](http://www.academia.edu/11525487/CubeSat_Design_Specification_Rev_13_The_CubeSat_Program_Cal_Poly_SLO_CubeSat_Design_Specification_CDS_REV_13_Document_Classification_X_Public_Domain_ITAR_Controlled_Internal_Only). Consultado: 8 enero, 2019.
- [8] Ariane-5-Users- Manual, *Ariane 5 User's manual Issue 5 Revisión 1*, 1a ed., Washington: Ariane Space, 2011. [en línea]. Disponible en: <https://www.yumpu.com/en/document/view/33152671/ariane5-users-manual-issue5-july2011/11>. Consultado: 8 enero, 2019.
- [9] G. Miglioreno, T. Henriksen, *Structure, Mechanisms and Deployables*, 1a ed., Chichester, UK: Springer association with Praxis, 2014. [en línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/320486621\\_Structure\\_mechanisms\\_and\\_deployables](https://www.researchgate.net/publication/320486621_Structure_mechanisms_and_deployables). Consultado: 10 enero, 2019.