

# Diseño y Simulación de la Estructura de un Nanosatélite

## Design and Simulation for a Nanosatellite Structure

Jeendry L. Tovar, *Coordinación de Ingeniería Aeronáutica, UNEFA*. Tulio R. Salazar, *Unidad de Educación Espacial, ABAE*.

**Resumen**—Este proyecto trata del diseño y simulación –por medio de elementos finitos–, de una estructura de un nanosatélite. La estructura es una plataforma diseñada por medio del software Solidworks, la simulación utiliza el método de elementos finitos para el cálculo de los esfuerzos, deformaciones y cargas, para ajustarse a una diversa cantidad de misiones como mediciones atmosféricas, telecomunicaciones, observación de la tierra, navegación satelital, entre otras modalidades de uso de la plataforma, pudiéndose adaptar a los requerimientos más exigentes de una misión espacial. La estructura del nanosatélite puede ser fabricada a partir de un bloque de aluminio, con el uso de máquinas de mecanizado de control numérico computacional CNC, lo que permitiría un mejor acabado, y evitaría los problemas de tensiones internas comunes en piezas fabricadas en moldes de fundición, por estampado de piezas o con soldaduras. La estructura diseñada utiliza las dimensiones del estándar Cubesat, el modelo presentado fue más allá, agregándole unas esquinas internas de soporte que dan una gran rigidez a la estructura sin aumentar considerablemente la masa de la misma, y sirve de excelente soporte a los componentes y partes del nanosatélite, el cual es apto para soportar las cargas a las que es sometido desde su lanzamiento hasta la inyección en su órbita, incluyendo el tiempo que dure su misión en el espacio. Para mejorar la distribución de los esfuerzos en la estructura del nanosatélite, se diseñaron en las esquinas internas de soporte que sostienen unos componentes estructurales (ejes de fijación) donde se montan las tarjetas electrónicas, que son parte fundamental de los subsistemas del nanosatélite, y que aportan rigidez a la estructura, y sus partes componentes.

**Palabras clave**—Diseño, simulación, nanosatélite, estructura, soportes, componentes estructurales.

**Abstract**—This project is about the design and simulation –using a finite elements method–, of a nanosatellite structure. The structure is a platform design using Solidworks software, the simulation use a computational finite elements method to calculate strength, deformation and charges, to be adjusted for multiple missions such as: atmospheric measurements, Earth observation, telecommunications, satellite navigation, among other modalities of use of the structure which can be adapted for

any space mission requirements. The structure of the nanosatellite can be manufactured from a single aluminum block, using a Computational Numeric Control CNC system, which allow a better finishing and can avoid any inner tension problem very common in cast mold fabrication. The structure was designed not only using the Cubesat standard dimensions but going beyond since it has been added a great stiffness to the structure without increasing more mass to it but giving an excellent support to the internal components and to the parts of the nanosatellite which is able of supporting all the loads produced at the launch moment and when it is injected into the orbit, including the whole space mission. In order to improve the loads distribution in the nanosatellite's structure, the supports of the structural components were made in the inner corners where the cards are located and which are a fundamental payload to achieve the mission.

**Index Terms**—Design, simulation, nanosatellite, structure, structure components.

### I. INTRODUCCIÓN

El diseño y manufacturación de una nave espacial siempre acarrea riesgos cuando se desarrollan programas espaciales donde el presupuesto es el factor más importante, por esta razón es fundamental desarrollar métodos que reduzcan los errores a la hora de la producción y manufacturación de sus estructuras partes y componentes. [2]

Este proyecto, trata del diseño y simulación de la estructura de un nanosatélite para órbita baja que entre muchas aplicaciones su carga útil puede ser para observación de la tierra, navegación satelital, estudios o mediciones atmosféricas, telecomunicaciones, entre otros. La estructura fue diseñada para soportar una carga de hasta 2 kilogramos de peso. Esta estructura, será diseñada para cualquier misión cumpliendo con los estándares necesarios para su lanzamiento.

El diseño de la estructura se basó en el modelo estándar Cubesat, que es de tipo comercial; la estructura que se está diseñando difiere de éste estándar porque, en varias cosas, primeramente, la estructura tiene unos parámetros de resistencia a los esfuerzos bastante altos, también se decidió usar una aleación de aluminio que es capaz de resistir altas tensiones, también la estructura está pensada para ser mecanizada directamente de un bloque de aluminio, sin soldadura ni partes extras de complicada fijación o manufactura, lo que mejora significativamente sus propiedades físicas.

Los costos de manufactura pueden significativamente ser reducidos ya que la propuesta contempla sólo la utilización del proceso de mecanizado CNC, además es importante señalar conocimiento en el campo de técnicas de manufactura para el desarrollo de estructuras autóctonas y adaptadas a las necesidades del país.

Este artículo fue enviado en el mes de Agosto de 2017, al II Congreso Venezolano de Tecnología Espacial.

J. L. Tovar. Estuvo en el Departamento de Ingeniería Aeronáutica como asistente de investigación en la Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada, en Caracas Venezuela. Actualmente desempeña el cargo de CEO de eDRAS Soluciones Tecnológicas C.A. en Caracas Venezuela. (mail: j.tovar@edras.info)

T. R. Salazar. Estuvo en la Universidad Simón Bolívar, en el Departamento de Electrónica y Control, en Caracas Venezuela, como asistente de investigación. Es profesor en la Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada, en el Departamento de Ingeniería Aeronáutica, en Caracas Venezuela. Actualmente trabaja como jefe, en la Unidad de Educación Espacial de la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales, en Caracas Venezuela. (mail: tuliosalazar@gmail.com).

### A. Abreviaturas y acrónimos

C.N.C.: Control Numérico Computarizado, POD: Picosatelite Orbital Deployer / Dispositivo de Despliegue orbital para Picosatélite, 1U: 1 unidad, estándar CubeSat, LEO: Low Earth Orbit / Órbita Baja de la Tierra, SSO: Sun Synchronous Orbit / Órbita Solar Sincrónica.

## II. ECUACIONES

$$(P_G)(W_{NS})(FS) = P \quad (1)$$

Donde:

$P_G$ : Carga ejercida en gravedades (g)

$W_{NS}$ : Peso del satélite (N)

$FS$ : Factor De Seguridad

Ejemplo:

$$(8,3g)(19,62N)(1,2282) = 200,0074 N$$

En el ejemplo podemos observar cómo se realizó el cálculo de la fuerza a usar en las simulaciones, éstos cálculos se ampliarán en el apartado IV Simulación Preliminar de la Estructura de Nanosatélite, allí se profundiza en la utilización de los datos.

## III. PROPUESTA DE DISEÑO ESTRUCTURAL

El objetivo principal es desarrollar una estructura de nanosatélite adecuada para su uso en órbitas bajas, capaz de soportar las cargas, deformaciones y esfuerzos típicos de un lanzamiento, además de servir de soporte y protección a los distintos componentes internos de alta sensibilidad. El diseño de una estructura para un satélite de 1U cuyas dimensiones de cubo corresponden 10x10x11 (cm), la cual esta manufacturada a partir de un bloque de Aluminio 7075-T6, ésta estructura tiene la capacidad de servir como soporte para todas las tarjetas electrónicas y componentes como los paneles solares, antenas, cámaras, sensores, baterías, giróscopo, entre otros.

### A. Estilo de Diseño

El estilo de diseño escogido, se basó en el modelo CubeSat, se desarrolló a través de la utilización de un programa de diseño mecánico y simulación de elementos finitos llamado SolidWorks, mismo que también es usado en los procesos de manufactura por equipos de mecanizado CNC. Se trató en lo posible que la estructura fuera lo más compacta y sólida.

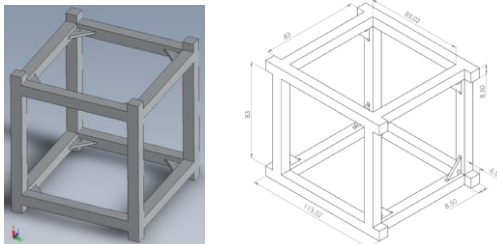


Fig. 1. Vista del acabado de la estructura y medidas.

“Para el diseño del CubeSat se puede tener en cuenta varios tipos de disposición estructural, pero se tienen que tomar varios parámetros para su desarrollo, como lo es el bajo costo de producción, la simplicidad a la hora de mecanizarlo y sobre todo que tenga un bajo peso, con la capacidad de integrar componentes que se puedan desplegar. Con estos puntos se puede diseñar un Nanosatélite con características específicas para cada misión en particular”. [3]

Las técnicas de fabricación con máquinas CNC (Control Numérico Computarizado), en donde el mecanizado es controlado por computadoras, es la mejor elección a la hora de realizar piezas con formas complejas, minimizando fatigas internas durante la manufacturación.

Existen variedad de técnicas de fabricación para estructuras de nanosatélites, en nuestro modelo, se optó por una estructura rígida de una sola pieza, alejada del concepto tipo chapa, modular y para ensamblaje del modelo convencional CubeSat.

Esto aporta rigidez al satélite, además se diseñaron esquinas soporte que aportan mayor rigidez a la estructura, lo que mejora las condiciones de trabajo durante el lanzamiento, posicionamiento orbital y operación del nanosatélite, se analizan por simulación las fuerzas ejercidas lateralmente en función de determinar si se generan torsiones no deseadas sobre el nanosatélite. Estas esquinas son mecanizadas directamente del bloque de la aleación de aluminio 7075-T6, para que así mantenga las propiedades físicas. La finalidad en el diseño es tener una estructura resistente, que soporte efectivamente las cargas a las que se somete un nanosatélite durante toda la campaña del proyecto espacial, se evita el uso de estructuras que sean de láminas o chapas de aluminio, mismas que son más propensas a no soportar momentos de torsión, cargas laterales, o vibraciones, lo que en consiguiente genera deformaciones estructurales. De forma comercial se pueden adquirir este tipo de estructuras tipo chapa las cuales son más ligeras pero menos resistentes a la hora de soportar cargas, vibraciones o impactos directos.

La función principal de la estructura es ser el soporte, además de proteger los distintos subsistemas del satélite además de ser una interfase de operación y control con el cohete lanzador.

En orden de diseñar y construir apropiadamente un nanosatélite, el análisis debe ser realizado en un modelo computacional. Ejemplos de tales “test virtuales” pueden incluir un test de manufactura, análisis de esfuerzo, deformación, vibraciones, entre otros.

Realizar tales estudios en el modelo computacional mediante la simulación, ayuda a comprender el comportamiento físico del mismo, lo que puede permitir la optimización y mejoramiento del diseño, lo que para el proceso de manufactura se reduce en tiempo y costos. Los procesos de validación de modelos sugieren al final del modelaje comparar un modelo físico con los datos de simulación, este proceso será desarrollado en futura investigación.

Antes la simulación estructural, el modelo computacional del nanosatélite, se analizan las fuerzas que actuaran sobre la nave espacial, desde la transportación inicial hasta el final de la operación, tales fuerzas se pueden ver en la TABLA II. Las características del material y cualquier otra condición inicial.

TABLA I  
CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DEL MATERIAL

Aleación y tratamiento	Resistencia a la tensión		Resistencia a la fluencia		Ductilidad % de elongación en 2 de pulg	Resistencia al corte		Resistencia a la fatiga	
	ksi	MPa	ksi	MPa		ksi	MPa	ksi	MPa
7075-T6	83	572	73	503	11	48	331	23	159

TABLA II  
CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DEL MATERIAL

Densidad		Módulo de elasticidad		Resistencia a la fatiga
lb/pulg <sup>2</sup>	kg/m <sup>3</sup>	psi	GPa	ciclos
0,095 a 0,102	2635 a 2829	10 a 10,6 x 106	69 a 73	5 x 108

[4].

TABLA III  
PROPIEDADES FÍSICAS DE LA ALEACIÓN DE ALUMINIO USADA  
EN LA ESTRUCTURA DEL NANOSATÉLITE.

PROPIEDADES FÍSICAS DEL Al 7075-T6	
Nombre	7075 - T6 (SN)
Tipo de modelo	Isotrópico elástico lineal
Límite elástico	5,05e+008 N/m <sup>2</sup>
Límite de tracción	5,7e+008 N/m <sup>2</sup>
Módulo elástico	7,2e+010 N/m <sup>2</sup>
Coefficiente de Poisson	0,33
Densidad	2810 kg/m <sup>3</sup>
Módulo cortante	2,69e+010 N/m <sup>2</sup>
Coefficiente de dilatación térmica	2,4e-005 /K

#### IV. SIMULACIÓN PRELIMINAR DE LA ESTRUCTURA DE NANOSATÉLITE

La simulación se ha realizado en dos tipos diferentes, Tipo A Longitudinal y Tipo B Lateral, esto debido al tipo de lanzamiento que se vaya a utilizar.

Los tres vehículos lanzadores más usados para transportar y poner en órbita nanosatélite son: *Dnepr*, *Eurokot* y *Minotaur I*. El de uso más frecuente es el vehículo lanzador *Dnepr*, el cual es un cohete de desarrollo ruso, transformado a partir de un misil balístico intercontinental. [13]

El *Eurokot* es un vehículo lanzador de un proveedor comercial de Rusia, Eurokot Launch Services y ha sido diseñado para transportar satélites a órbitas bajas de la tierra (LEO/SSO). [14]

El *Minotauro I* es un vehículo lanzador comercial norteamericano, para pequeños satélites, diseñado por Orbital Science Corporation, tiene posibilidad de colocar cargas en (LEO/SSO). [15]

Los datos usados para la realización de las simulaciones son aportados por las Tablas II y III, de los cohetes más usado para el lanzamiento de este tipo de sistemas. Allí se aprecia que las máximas cargas de gravedad (*g*) longitudinales a las que son sometidas los sistemas a bordo del nanosatélite, en el lanzamiento del cohete, el mismo no supera los 8,3*g* de carga longitudinal y de 1,6*g* de cargas laterales, con un factor de seguridad de 1,2282 de manera que realizando los cálculos para saber qué tipo de fuerzas actúan sobre el nanosatélite procedimos. Tomamos las gravedades producidas por los cohetes a la hora del lanzamiento para así obtener las fuerzas que se usará en el modelo mecánico para realizar las simulaciones.

TABLA IV  
RESULTADOS DE ECUACIÓN (1), PARA MÁXIMA CARGA LONGITUDINAL RESULTANTE.

Modelo de Lanzador	Gravedades ( <i>g</i> )	Máxima Carga g. Longitudinal	Carga Resultante (N)
Dnepr	8,3	8,3(9,81m/s <sup>2</sup> )(2kg)(1,2282)	200,0074
Eurokot	8,1	8,1(9,81m/s <sup>2</sup> )(2kg)(1,2282)	195,1880
Minotaur I	6,6	6,6g (9,81m/s <sup>2</sup> )(2kg)(1,2282)	159,0421

TABLA XV  
RESULTADOS DE ECUACIÓN (1), PARA MÁXIMA CARGA LATERAL RESULTANTE.

Modelo de Lanzador	Gravedades ( <i>g</i> )	Máxima Carga g. Longitudinal	Carga Resultante (N)
Dnepr	0,8	0,8(9,81 m/s <sup>2</sup> )(2kg)(1,2282)	19,2778
Eurokot	0,9	0,9(9,81m/s <sup>2</sup> )(2kg)(1,2282)	21,6876
Minotaur I	1,6	1,6(9,81m/s <sup>2</sup> )(2kg)(1,2282)	38,5556

De manera que la fuerza longitudinal al cohete que usamos en la simulación es de 200 N y para las cargas laterales durante el lanzamiento usamos 39 N, que son las mayores cargas como se aprecian en los resultados de las Tablas I y II respectivamente. A continuación se describe los dos tipos de situaciones que se tomaron en cuenta para un posible lanzamiento.

##### A. Simulación

Al usar los servicios de lanzamiento de una compañía espacial habitual que su contrato o carga útil principal es para un satélite mediano (de 100 a 1000 Kg) o un satélite grande (de 1000Kg en adelante), la puesta en órbita de nanosatélites son de carácter secundarios y por ésta razón son ubicados debajo de la plataforma que transporta al satélite principal, debajo de esta estructura y dentro de un Pod de lanzamiento, se ubican los nanosatélites de forma horizontal, aprovechando al máximo el espacio disponible, en esta disposición horizontal, la estructura y sus equipos internos se someten a la fuerza de gravedad del lanzamiento, como se aprecia en la figura 2.

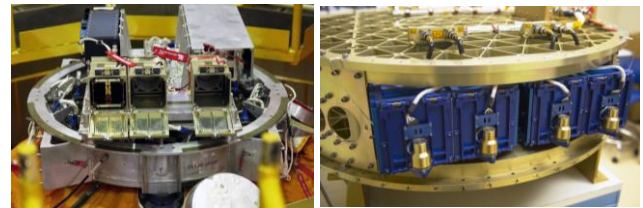


Fig. 2. En las imágenes se puede observar dos tipos de distribución de pods de lanzamientos de nanosatélites bajo el estándar CubeSat, como se ve en la imagen de la izquierda los tres pods se encuentran abiertos. Dentro de éstos, es donde se ubican los CubSat, estando allí asegurados e inmóviles durante el lanzamiento del cohete. En la imagen de la derecha se puede apreciar la estructura que soporta el satélite principal.

Es por ello que se realizó un estudio del comportamiento de la estructura bajo estas condiciones y tomando en cuenta que la disposición de los componentes internos, que están ubicados de manera desventajosa para soportar las fuerzas ejercidas sobre todo el satélite durante la etapa de lanzamiento del cohete.

##### B. Simulación

La segunda opción de lanzamiento se realiza bajo los parámetros del uso de un cohete dedicado, esto quiere decir que el nanosatélite es la única carga que transportaría el lanzador y de esta manera la disposición del satélite dentro del Pod es vertical, lo que significa que las fuerzas actuarían sobre la estructura de manera distinta que el procedimiento anterior, lo cual es más ventajoso, ya que la estructura tendría mejor comportamiento bajo estos esfuerzos. En la simulación llevada a cabo en la configuración de lanzamiento vertical, colocando las cargas en el panel superior e inferior del nanosatélite, simulando la fijación que tendría el satélite dentro del Pod de

lanzamiento que lo contiene.

## V. ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE LOS RESULTADOS

### A. Simulación A

Para la realización de la simulación se calcularon las fuerzas a 200N, ejercidas longitudinalmente sobre las caras, superior e inferior del nanosatélite.

TABLA VI

EN LA TABLA SE MUESTRAN LOS DATOS PRINCIPALES DE LA ESTRUCTURA DEL NANOSATÉLITE APORTADAS POR LA SIMULACIÓN EN SOLIDWORKS.

DATOS DE LA ESTRUCTURA	
Masa:	0,353729 kg
Volumen:	$1,25882 \times 10^{-4} \text{ m}^3$
Densidad:	$2,810 \text{ kg/m}^3$
Peso:	3,46655 N

TABLA VII

PROPIEDADES DEL ESTUDIO REALIZADO PARA LA APORTACIÓN DE LOS RESULTADOS.

PROPIEDADES DE ESTUDIO	
Nombre de estudio	Análisis estático de estructura cúbica
Tipo de análisis	Análisis estático
Tipo de malla	Malla sólida
Efecto térmico	Si
Temperatura a tensión cero	298 K
Tipo de solver	FFE Plus
Calcular fuerzas de cuerpo libre	Si
Fricción	No

### 1) Sujeción

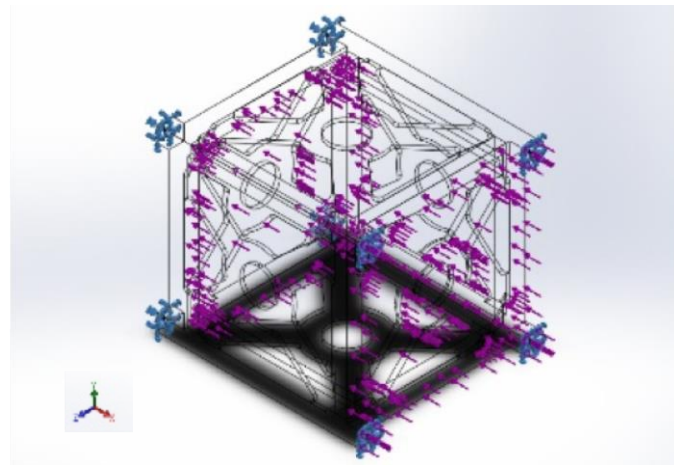


Fig. 3. Detalles del tipo de sujeción y cargas que se usó en el modelo, se realizaron en los cuatro salientes superiores e inferiores del cubo, como lo muestran las flechas azules.

TABLA VIII  
PUNTOS DE SUJECIÓN Y FUERZAS RESULTANTES.

DETALLES DE SUJECIÓN				
Entidades	8 caras			
Tipo	Geometría fija			
FUERZAS RESULTANTES				
Componentes	X	Y	Z	Resultante
Fuerza de reacción (N)	2799,94	-0,0125775	0,00196397	2799,94
Momento de reacción (N.m)	0	0	0	0

TABLA IX  
DATOS USADOS PARA PARAMETRIZAR EL MALLADO USADO SOBRE LA ESTRUCTURA DEL NANOSATÉLITE Y SUS DETALLES.

INFORMACIÓN DE MALLA	
Tipo de malla	Malla sólida
Mallador utilizado	Malla estándar
Puntos jacobianos	4 Puntos
Tamaño de elementos	5,71244 mm
Tolerancia	0,285622 mm
Calidad de malla	Elementos cuadráticos de alto orden
DETALLES	
Número total de nodos	25149
Número total de elementos	12004
Cociente máximo de aspecto	22,881
% de elementos cuyo cociente de aspecto es < 3	70,1
% de elementos cuyo cociente de aspecto es > 10	0,258
% de elementos distorsionados (Jacobianos)	0

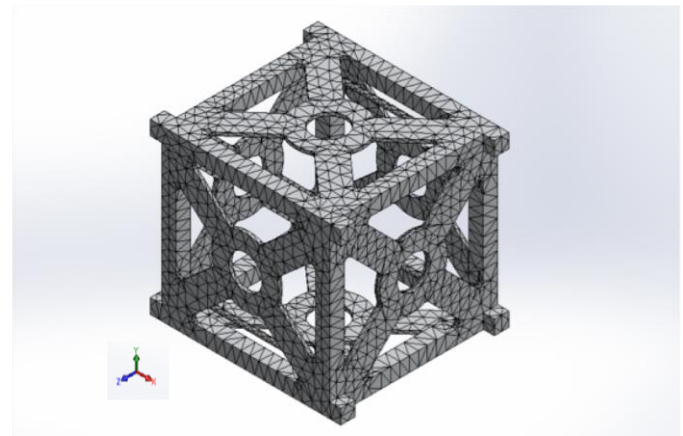


Fig. 4. Tipo de mallado usado sobre la estructura del nanosatélite.

TABLA X  
FUERZAS RESULTANTES EJERCIDAS SOBRE EL MODELO.

FUERZAS RESULTANTES					
Conjunto de selecciones	Unidades	Fuerzas de reacción			Resultante
		Sum X	Sum Y	Sum Z	
Todo el modelo	N	2799,94	-0,0125775	0,00196397	2799,94
MOMENTOS DE REACCIÓN					
Conjunto de selecciones	Unidades	Sum X	Sum Y	Sum Z	Resultante
Todo el modelo	N.m	0	0	0	0

### 2) Análisis de Desplazamiento Unitario (URES)

Podemos apreciar en la figura 5, como las fuerzas ejercidas de manera normal –y coplanar al eje Y–, sobre los panel que en la figura tienen una disposición de superior e inferior.

La simulación del Desplazamiento Unitario en eje X denominado UX, arroja desplazamientos en los paneles con un máximo de  $8,681 \times 10^{-3}$  mm que equivale a un desplazamiento real de 0,008681 mm, codificado con el color rojo dentro de la simulación, este desplazamiento no llega a ser perceptible por el ojo humano ya que no alcanza 0,01 mm, sin embargo el mínimo es de  $-8,275 \times 10^{-3}$  mm lo que equivale a -0,008275 mm reflejando un movimiento contrario al anterior pero en el mismo eje como se aprecia en la figura 5 con el color azul.



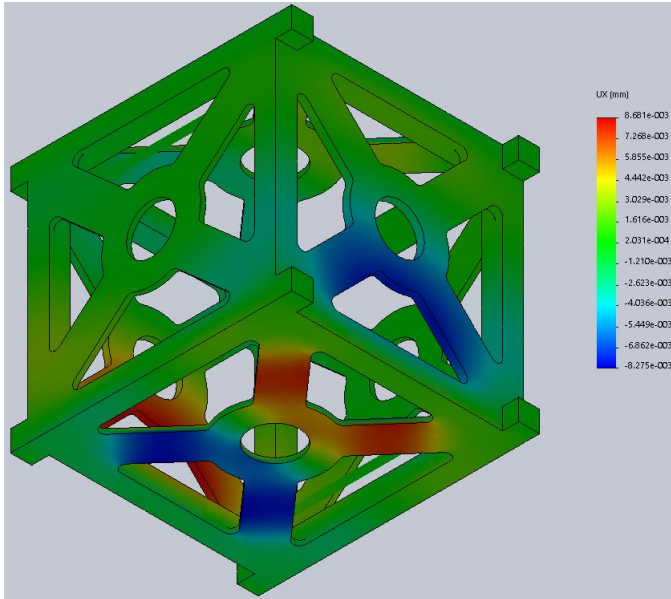


Fig. 5. Se observa el Desplazamiento Unitario en eje X, expresado en milímetros, con un máximo de 8,681e-003 y un mínimo de -8,275e-003.

Podemos observar que en la parte inferior de la estructura del nanosatélite estamos en presencia de desplazamientos contrarios, –el color azul y el rojo–, lo que produciría una contracción en el centro del panel, pero como el área central del panel está diseñado de manera circunferencial éste ayuda a que la convergencia de fuerzas sean disipadas como se ve en la imagen donde entre los dos colores se encuentra el color verde, que según la TABLA de valores se encuentra entre  $-1,210e-003$  mm y  $1,616e-003$  mm lo que es equivalente a  $-0,00121$  mm pasando por cero, hasta llegar a  $0,001616$  mm, lo que pudiera ser que ese panel no tenga desplazamiento o si lo tuviese sería de una cifra despreciable con un exponente de  $10^{-4}$ .

Como se aprecia en la figura 6, los esfuerzos ahora están enfocados en el plano Y, con este mismo sentido la carga de 200N ejercida de manera normal a los paneles –superior e inferior– como se evidencia en la imagen.

Las deformaciones producidas al realizar la simulación arrojan un máximo de  $5,361e-005$  mm que es  $0,00005361$  mm de desplazamiento y que se codifica con el color rojo, lo que afecta según los datos a casi toda la estructura. El valor de  $0,00005361$  mm es casi como si no existiera desplazamiento o deformación en toda las áreas rojas lo que se puede tomar como cero (o) milímetros de deformación.

Pero específicamente en la cara inferior es donde se encuentran los valores de deformación más evidentes llegando a alcanzar como punto mínimo o de desplazamiento negativo de  $-2,764e-001$  mm, que equivale a  $-0,2764$  mm de deformación. Esto lo que evidencia que el panel inferior del nanosatélite tendría al momento del despegue del lanzador una deformación hacia fuera de 0,3 mm.

Sin embargo en la cara superior se registraron deformaciones más leves las cuales llegan hasta  $-1,612e-001$  mm lo que sería una deformación de sólo  $-0,1612$  mm, siendo esto un desplazamiento hacia el interior del satélite de 0,2 mm, lo que no comprometería a los componentes internos.

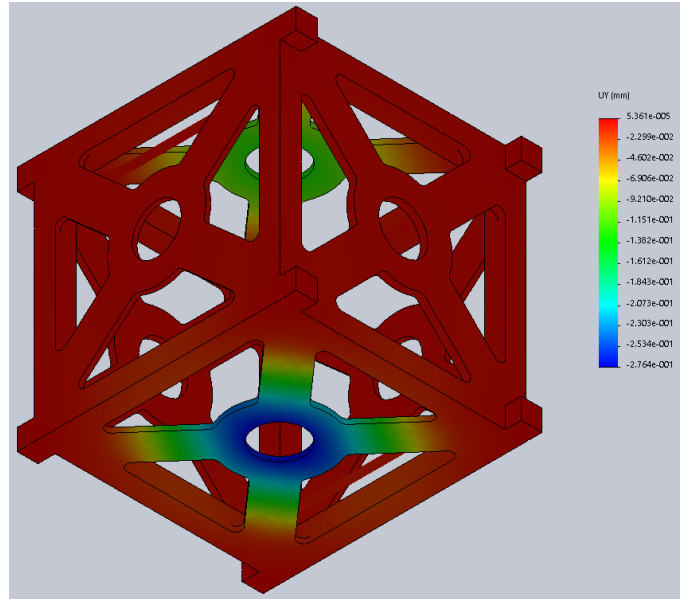


Fig. 6. En la imagen se tiene el Desplazamiento Unitario en eje Y, con un valor máximo de  $5,361e-005$  mm y un mínimo de  $-2,764e-001$  mm.

En los resultados obtenidos en eje Z, el valor de desplazamiento máximo es de  $5,571e-003$  mm que equivale a  $0,005571$  mm que son las zonas de color azul y un mínimo de  $-5,536e-003$  mm que es igual a  $-0,005536$  mm. Como se puede apreciar en la imagen se desarrollaron esfuerzos en toda la estructura del nanosatélite lo que indica una distribución de deformación paulatina en la estructura. Es de destacar como se distribuyó en el panel inferior las fuerzas con un parecido a los resultados de la simulación de deformación en el eje X, pero esta vez las fuerzas se realizaron en el eje Z produciéndose una compensación de esfuerzos en el centro del panel inferior.

TABLA XI  
RESULTADOS DE DESPLAZAMIENTO UNITARIOS.

DESPLAZAMIENTO UNITARIO		
Eje	Mínimo	Máximo
X	-0,008275 mm	0,008681 mm
Y	-0,2764 mm	0,00005361 mm
Z	-0,005536 mm	0,005571 mm

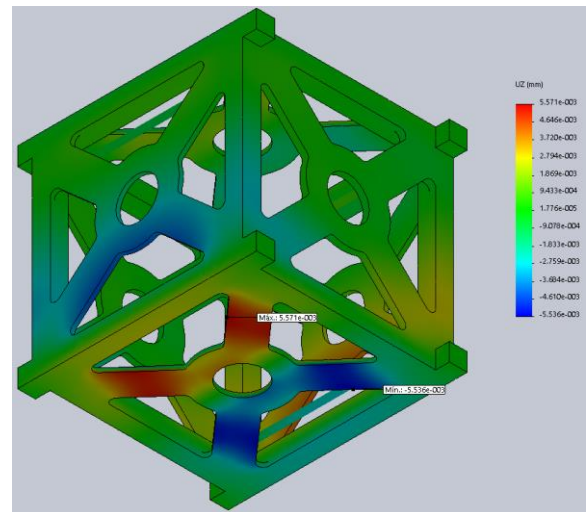


Fig. 7. En la imagen se tiene el Desplazamiento Unitario en eje Z, se obtuvo un máximo de  $5,571e-003$  mm y un mínimo de  $-5,536e-003$  mm.

Todas las deformaciones producidas en los tres ejes, se calcula el módulo, produciéndose las deformaciones definitivas y se pueden apreciar en las siguientes imágenes.

En la figura se muestra el nivel de deformación generado por 200N aplicada en los dos lados que quedan expuestos a las fuerzas de gravedad en el lanzamiento y tras la simulación podemos observar donde se ejercería la mayor fuerza en la estructura de 0,3 mm de grosor del panel lateral de Al 7075 T6. En la imágenes se aprecia uno de los resultados de las simulaciones, en este caso se lee en la leyenda de la imagen URES (mm), el cual es el acrónimo de “Resultant Displacement” por su nombre en inglés, traducido sería Desplazamiento Resultante, expresado en milímetros.

Los resultados obtenidos son 2,767e-001 como desplazamiento máximo y 1,000e-030 como mínimo. Estos resultados se traducen en los siguientes valores de desplazamiento:

- Máximo:  $2,767e-001 = 0,2767$  mm de desplazamiento en el centro del panel del nanosatélite.
- Mínimo:  $1,00e-030 = 1 \times 10^{-30}$  mm de desplazamiento en resto de la estructura.

### 3) Análisis Von Mises

En las siguientes imágenes podemos apreciar los resultados de la simulación en SolidWorks usando SimulationXpress, en ellas podemos apreciar los esfuerzos en los paneles, usando como referencia el criterio de von Mises, en un análisis de fatiga estático de tensión nodal.

Podemos ver que con la fuerza de 200N el material sólo llega a deformarse hasta alcanzar 87,386 MPa., teniendo un límite elástico del aluminio 7075-T6 de 505,000 MPa.; Esto nos permite observar que nuestro diseño se encuentra muy por debajo del límite y se puede concluir que el diseño de la estructura es óptimo, teniendo en cuenta que el nanosatélite se encuentra de lado soportando las cargas del lanzamiento.

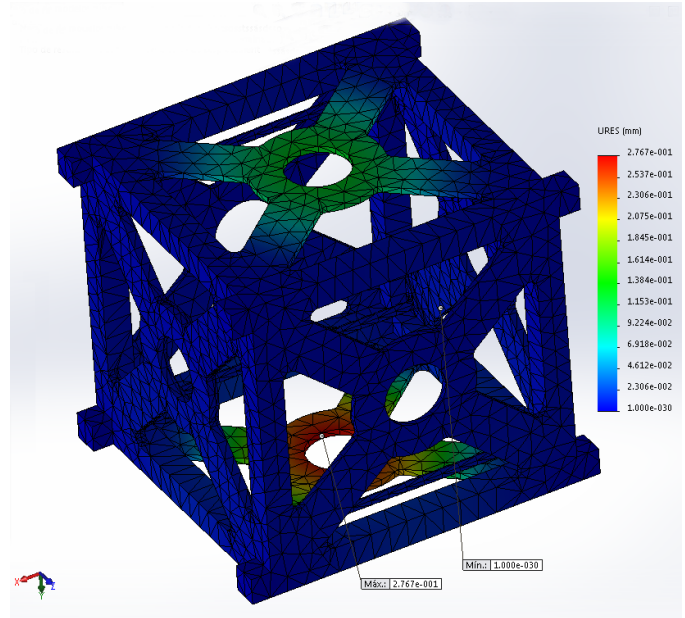


Fig. 8. En las imágenes se pueden ver las distribuciones de las fuerzas, en este caso se aprecia las deformaciones resultantes con una deformación máxima de 2,767e-001 mm, que equivale a un desplazamiento de la estructura de 0,2767 mm en la cara inferior de la estructura, en la cara superior se obtienen resultados entre 2,306e-002 (0,02306 mm) y 1,845e-001 (0,1845 mm).

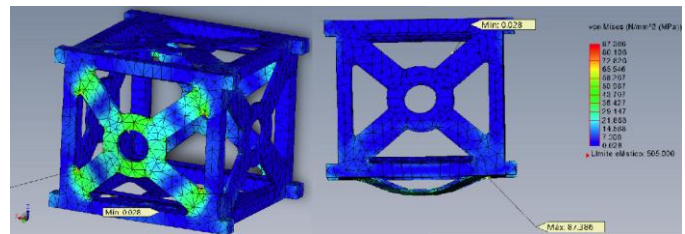


Fig. 9. Se observa que en las esquinas de la estructura es donde se encuentra la mayor tensión, 87,386 MPa. y el resto del esfuerzo está distribuido en la estructura. Siendo 41,0234 el promedio de esfuerzo soportado por el panel inferior. En ésta simulación se muestra el nivel de deformación en el panel inferior del nanosatélite. Cabe destacar que la deformación mostrada está exagerada por el programa para dar una visual de cómo sería, pero más no es la deformación real.

TABLA XII  
Resultados De La Primera Simulaciones.

SIMULACIÓN	MATERIAL	LÍMITE ELÁSTICO	TIPO DE SIMULACIÓN	SUPERFICIE	CARGA NORMAL (N)	DEFORMACIÓN MÍNIMA (mm)	DESPLAZAMIENTO REAL (mm)	DEFORMACIÓN MÁXIMA	DESPLAZAMIENTO REAL (mm)
		505,000 MPa	URES (mm)		200	1,00e-030	$1 \times 10^{-30}$	2,767e-001	0,2767
A	Al 7075 T6	LÍMITE ELÁSTICO	TIPO DE SIMULACIÓN	panel inferior	200	2,306e-002	0,02306	1,845e-001	0,1845
				panel superior	200	2,306e-002	0,02306	1,845e-001	0,1845
		505,000 MPa	von Mises (N/mm <sup>2</sup> (MPa))	panel inferior	200	0,028	N/A	87,386	N/A
				panel superior	200	0,028	N/A	58,267	N/A

#### 4) Análisis de Tensión Normal

En los siguientes análisis podremos observar las tensiones normal en los distintos ejes llamados dentro de la simulación de solidworks como: SX, SY, SZ, que significa Stress en el eje X, Y o Z.

TABLA XIII  
DE TENSIÓN NORMAL EN LOS EJES X, Y, Z.

TENSIÓN NORMAL		
Eje	Mínimo	Máximo
SX	$-9,299 \times 10^7 \text{ N/m}^2$	$9,494 \times 10^7 \text{ N/m}^2$
SY	$-1,760 \times 10^7 \text{ N/m}^2$	$4,283 \times 10^7 \text{ N/m}^2$
SZ	$-4,092 \times 10^7 \text{ N/m}^2$	$6,374 \times 10^7 \text{ N/m}^2$

#### 5) Análisis de Tensión Cortante

En este análisis se pueden observar los diferentes puntos donde se ejercen las tensiones que son capaces de realizar cortes, especialmente en las esquinas como se muestran en las siguientes imágenes del nanosatélite que muestran los tres ejes.

TABLA XIV  
TENSIONES CORTANTES EN LOS EJES XY, XZ, YZ.

TENSIÓN CORTANTE		
Eje	Mínimo	Máximo
Tau XY	$-2,285 \times 10^7 \text{ N/m}^2$	$1,851 \times 10^7 \text{ N/m}^2$
Tau XZ	$-2,895 \times 10^7 \text{ N/m}^2$	$2,827 \times 10^7 \text{ N/m}^2$
Tau YZ	$-1,815 \times 10^7 \text{ N/m}^2$	$1,724 \times 10^7 \text{ N/m}^2$

#### 6) Análisis de Deformación Unitaria Equivalente (ESTRN)

Como se aprecia en la siguiente figura 10 el análisis de deformación unitaria equivalente ESTRN generó unos valores que van desde  $4,779\text{e-}004$  que son las áreas de color rojo que tienen una deformación de  $0,0004779$  mm, hasta  $3,317\text{e-}007$  que son las áreas de color azul marino las cuales llegaron a tener una deformación de  $0,000000332$  mm que equivaldría a cero ya que el software no puede trabajar con el cero absoluto –según los manuales de simulación de SolidWorks–.

Pero para llegar a estos valores de deformación han de tenerse en cuenta otras simulaciones como la Deformación unitaria normal (EPS), Tensión cortante en dirección GM, Densidad de la energía de deformación unitaria SEDENS, energía de deformación unitaria total y las Deformación unitaria normal E.

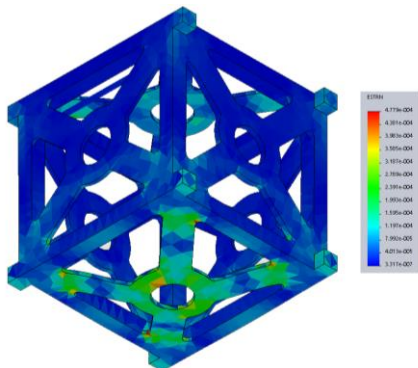


Fig. 10. En la figura se aprecia las áreas que están bajo los efectos de la deformación unitaria que se encuentran desde  $3,317\text{e-}007$  que es casi cero subiendo hasta llegar a un máximo de deformación de  $4,779\text{e-}004$ .

TABLA XV  
DEFORMACIÓN UNITARIA EQUIVALENTE.

Tipo	Mín.	Máx.
ESTRN	$3,317\text{e-}007$ mm	$4,779\text{e-}004$ mm

#### 7) Análisis de Deformación Unitaria Normal ESP

La deformación unitaria normal en eje X donde se obtuvieron los valores  $5,028\text{e-}004$  mm y  $-4,631\text{e-}004$  que son los valores máximo y mínimo respectivamente. La deformación unitaria normal en eje Y donde se aprecian  $3,273\text{e-}004$  mm y  $-2,081\text{e-}004$  mm que son los valores máximo y mínimo respectivamente. La deformación unitaria normal en eje Z donde se aprecian  $3,301\text{e-}004$  mm y  $-2,461\text{e-}004$  mm que son los valores máximo y mínimo respectivamente.

TABLA XVI  
ANÁLISIS DE DEFORMACIONES UNITARIAS NORMALES

ANÁLISIS DE DEFORMACIÓN UNITARIA NORMAL ESP		
Eje	Máximo	Mínimo
ESPX	$5,028 \times 10^{-4}$ mm	$-4,631 \times 10^{-4}$ mm
ESPY	$3,273 \times 10^{-4}$ mm	$-2,081 \times 10^{-4}$ mm
ESPZ	$3,301 \times 10^{-4}$ mm	$-2,461 \times 10^{-4}$ mm

#### 8) Tensión Cortante en Dirección de los Ejes GM

Tensión cortante en dirección Y en plano YZ, de donde se obtienen los valores  $4,240\text{e-}004$  como máximos y  $-3,661\text{e-}004$  como mínimo. Tensión cortante en dirección Z en plano YZ, de donde se obtienen los valores  $6,045\text{e-}004$  como máximos y  $-5,669\text{e-}004$  como mínimo. Tensión cortante en dirección Z en plano XZ, de donde se obtienen los valores  $4,095\text{e-}004$  como máximos y  $-3,991\text{e-}004$  como mínimo.

TABLA XVII  
TENSIÓN CORTANTE EN DIRECCIÓN Y, Z, EN LOS PLANOS YZ, XZ.

TENSIÓN CORTANTE EN DIRECCIÓN Y, Z		
Eje	Máximo	Mínimo
GMXY	$4,240 \times 10^{-4}$ mm	$-3,661 \times 10^{-4}$ mm
GMXZ	$6,045 \times 10^{-4}$ mm	$-5,669 \times 10^{-4}$ mm
GMYZ	$4,095 \times 10^{-4}$ mm	$-3,991 \times 10^{-4}$ mm

TABLA XVIII  
DEFORMACIÓN UNITARIA NORMAL EN LA 1<sup>era</sup>, 2<sup>da</sup>, 3<sup>era</sup>  
DIRECCIÓN PRINCIPAL.

DEFORMACIÓN UNITARIA NORMAL EN LA 1 <sup>era</sup> , 2 <sup>da</sup> , 3 <sup>era</sup>		
Eje	Máximo	Mínimo
E1	$5,603 \times 10^{-4}$ mm	$1,709 \times 10^{-7}$ mm
E2	$1,311 \times 10^{-4}$ mm	$-1,209 \times 10^{-4}$ mm
E3	$-5,359 \times 10^{-4}$ mm	$-3,548 \times 10^{-7}$ mm

TABLA XVIII  
ENERGÍA DE DEFORMACIÓN UNITARIA.

ENERGÍA DE DEFORMACIÓN UNITARIA		
Eje	Máximo	Mínimo
E	$6,647 \times 10^{-5}$ Nm	$6,356 \times 10^{-10}$ Nm



9) *Intensidad de Tensión*

En la siguiente figura 11 se puede observar el módulo de esfuerzo de tensiones genera una intensidad expresada en N/m<sup>2</sup>, lo que nos muestra que las tensiones soportadas por la estructura en la simulación son tensiones que encuentra su punto máximo en las esquinas redondeadas, llegando a alcanzar un valor de 9,858x10<sup>7</sup> N/m<sup>2</sup>, equivalente a 98580000 N/m<sup>2</sup>.

En la imagen se aprecia como a partir del máximo el panel inferior y superior van reduciéndose los valores de la intensidad, llegando hasta el color azul que es indicativo del valor mínimo que es de 1,449e+004 N/m<sup>2</sup>, de intensidad en la estructura del nanosatélite.

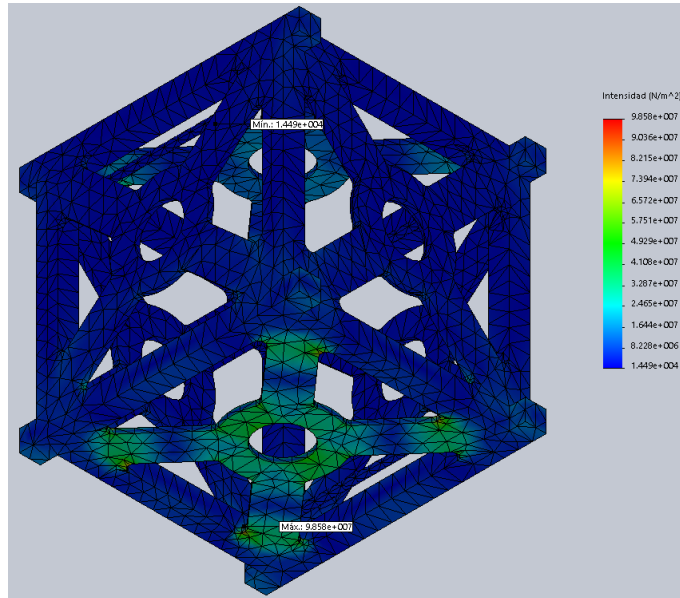


Fig. 11. Intensidad de Tensión la cual es la sumatoria de la primera tensión principal P1 y la tercera tensión principal P3, arrojando un máximo: 9,858e+007 N/m<sup>2</sup> y mínimo: 1,449e+004 N/m<sup>2</sup>.

B. *Simulación B*

1) *Análisis de Desplazamiento Unitario (URES)*

En la simulación llevada a cabo en la configuración de lanzamiento vertical, colocando las cargas en el panel superior e inferior del nanosatélite, dejando fijado las vigas principales de la estructura, como se aprecia en la Fig. 13, simulando la fijación que tendría el satélite dentro del Pod de lanzamiento que lo contiene, y se puede observar que la estructura disminuyó el máximo alcanzado por la estructura ubicándose en 59,131 MPa, siendo una diferencia de 28,105 MPa, con lo cual se evidencia que la mejor manera de lanzamiento para el nanosatélite sería el uso de un cohete dedicado para su transporte al espacio. Además que la estructura es capaz de soportar mucha más carga.

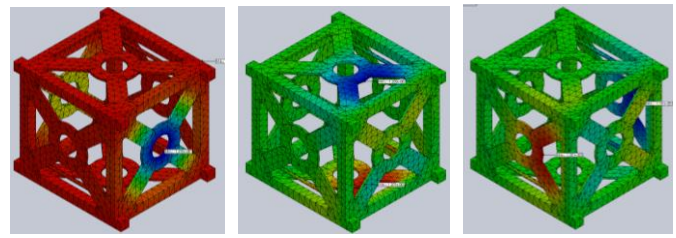


Fig. 12. En las imágenes 1, 2, 3 de izquierda a derecha se pueden observar los desplazamientos unitarios en los ejes X: con un máximo de 1,217e-003 mm equivalente a 0,001217 mm y un mínimo de -1,678e-001 mm igual a -0,1678 mm, Y: máximo de 1,207e-002 mm igual a 0,01207 mm y un mínimo de -1,209e-002 mm igual a -0,01209 mm, Z: máximo de 1,207e-002 mm igual a 0,01207 mm y un mínimo de -1,192e-002 mm igual a -0,0192 mm.

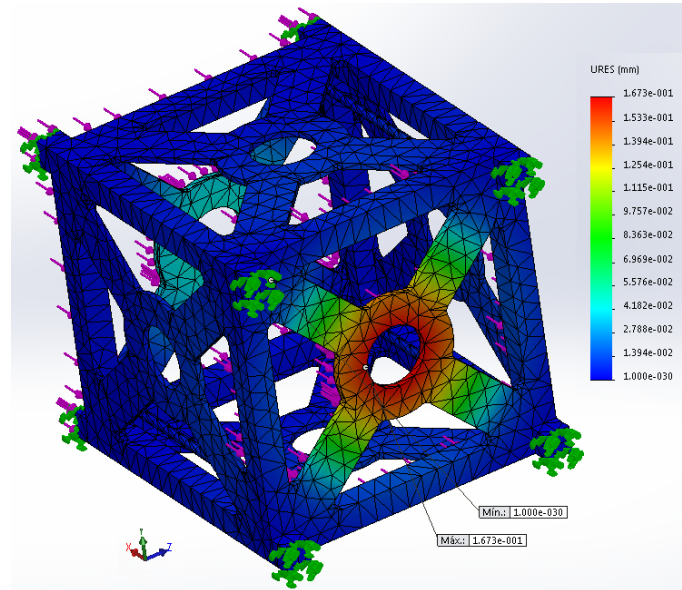


Fig. 13. Como se aprecia en la imagen las fijaciones del nanosatélite se efectuaron en los cuatro pequeños cubos salientes de las vigas principales, también se aprecia el panel superior del nanosatélite, donde se pueden ver las flechas magentas aplicando las fuerzas y en donde según la escala de colores (azules), soporta un porcentaje menor de las fuerzas aplicadas, pero como se ve en el análisis las fuerzas que actúan sobre el panel inferior de satélite es mayor viéndose una escala de colores más variada que puede alcanzar una deformación de 1,673e-001 mm que se puede traducir a 0,1673 mm de deformación.

TABLA XIX  
DESPLAZAMIENTO UNITARIO URES

DESPLAZAMIENTO UNITARIO URES		
	Mínimo	Máximo
URES	1 x 10 <sup>-30</sup> mm	0,1673 mm

TABLA XX  
DESPLAZAMIENTOS UNITARIOS EN LOS EJES X, Y, Z.

DESPLAZAMIENTO UNITARIO		
Eje	Mínimo	Máximo
X	-0,1678 mm	0,001217 mm
Y	-0,01209 mm	0,01207 mm
Z	-0,0192 mm	0,01207 mm



2) *Análisis de von Mises*

Cuando vamos a los resultados del análisis estático de tensiones nodales del criterio de von Mises, podemos apreciar claramente la carga máxima y mínima soportadas. Como se aprecia en la escala 59,131 MPa es la carga máxima soportada por la estructura del panel inferior del satélite, en el panel superior es donde se obtiene la carga mínima, la cual alcanza 0,062 MPa.; esto es muy eficiente teniendo en cuenta que el límite elástico del aluminio 7075 T6 es de 505,000 MPa.

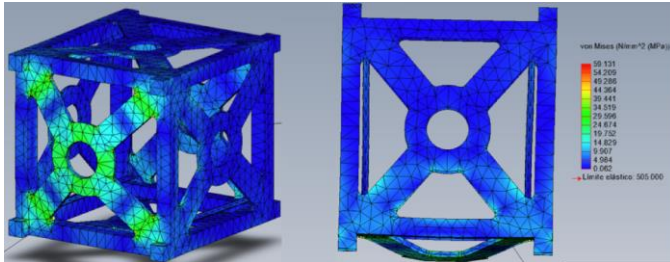


Fig. 14. Se aprecia claramente las zonas afectadas por las fuerzas que actúan sobre el panel inferior del nanosatélite. Imagen se aprecia claramente la posible deformación del nanosatélite en la parte inferior. También la imagen muestra como se comportaría el resto de la estructura, quedando en evidencia que las cargas tras aplicarle 200 N en el eje x en dirección del eje x al -x no exceden los 24,674 MPa.

3) *Análisis de Tensión Normal*

TABLA XXI  
ANÁLISIS DE TENSIÓN NORMAL

TENSIÓN NORMAL		
Eje	Mínimo	Máximo
SX	- 43,3 MPa	38 MPa
SY	- 41,1 MPa	56 MPa
SZ	- 38,13 MPa	53 MPa

C. *Análisis de Tensión Cortante*

TABLA XXII  
TENSIÓN CORTANTE

TENSIÓN CORTANTE		
Eje	Mínimo	Máximo
Tau XY	-13,3 MPa	15,8 MPa
Tau XZ	-16,02 MPa	16 MPa
Tau YZ	-22,22 MPa	22 MPa

1) *Análisis de Deformación Unitaria Equivalente (ESTRN)*

TABLA XXIII  
DEFORMACIÓN UNITARIA QUE SE PRODUJERÓN BAJO LAS FUERZAS DE LOS 200 N QUE SE LE APLICÓ A LA ESTRUCTURA DEL NANOSATÉLITE.

DEFORMACIÓN UNITARIA EQUIVALENTE		
Tipo	Mín.	Máx.
ESTRN	2,89972e-007 mm	3,934e-004 mm

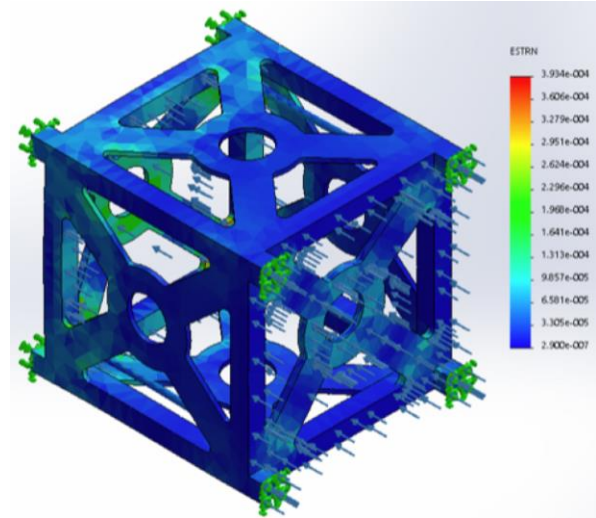


Fig. 15. Se puede apreciar que las deformaciones que se produjeron sobre la estructura no superan los 3.934e-004 que es igual a 0,004175.

2) *Intensidad de Tensión*

TABLA XXIV  
INTENSIDAD DE TENSIÓN

Intensidad de Tensión	Máximo (N/mm <sup>2</sup> )	Mínimo (N/mm <sup>2</sup> )
Primera Tensión Principal P1	15,557	-48,482
Segunda Tensión Principal P2	15,985	-13,361
Tercera Tensión Principal P3	15,557	-48,482
Tensión Triaxial P1 + P2 + P3	79,009	-64,458

TABLA XXIV  
Resultados De La Segunda Simulaciones.

SIMULACIÓN	MATERIAL	LÍMITE ELÁSTICO	TIPO DE SIMULACIÓN	SUPERFICIE	CARGA NORMAL (N)	DEFORMACIÓN MÍNIMA (mm)	DESPLAZAMIENTO REAL (mm)	DEFORMACIÓN MÁXIMA	DESPLAZAMIENTO REAL (mm)
		MPa	URES (mm)		200	1,00e-030	1 x 10 <sup>-30</sup>	1,673e-001	0,1673
B	Al 7075 T6	505,000 MPa	URES (mm)	panel inferior	200	1,00e-030	1 x 10 <sup>-30</sup>	1,673e-001	0,1673
				panel superior	200	1,394e-002	0,01394	6,969e-002	0,06969
		LÍMITE ELÁSTICO	TIPO DE SIMULACIÓN	SUPERFICIE	CARGA NORMAL (N)	Deformación Mínima (N/mm <sup>2</sup> (MPa))	DESPLAZAMIENTO REAL (mm)	Deformación Máxima (N/mm <sup>2</sup> (MPa))	DESPLAZAMIENTO REAL (mm)
		505,000 MPa	von Mises (N/mm <sup>2</sup> (MPa))	panel inferior panel superior	200 200	0,062 0,062	N/A N/A	59,131 29,596	N/A N/A

## VI. CONCLUSIONES

La estructura principal del nanosatélite está desarrollada en una aleación de aluminio 7075-T6 con zinc que le da una alta resistencia. Se escoge esta aleación por sus prestaciones y propiedades, al soportar las fuerzas ejercidas y su bajo peso.

La manufactura de la estructura se orienta por medio de la utilización de máquinas de control numérico computacional y por las ventajas de lo maleable del aluminio y la conservación de las propiedades mecánicas del material, siendo de mucha importancia en la garantía de rigidez estructural para el nanosatélite.

El proceso de integración de partes y piezas del nanosatélite se beneficia con una estructura sólida, esta sirve de soporte para los distintos componentes, y garantiza la integridad física del sistema. La masa que se obtuvo al final del proceso de diseño mecánico computacional de la estructura es de 0,353729 kg o 353,729 gr, lo que indica que se tendría la disponibilidad de 1,646271 kg para uso de componentes y carga útil, en un modelo diseñado para soportar máximo 2 Kg de masa, en un volumen de  $1,25882 \times 10^{-4} \text{ m}^3$ .

Las deformaciones alcanzadas por las partes afectadas en la simulación dependen en gran medida de cómo el nanosatélite es transportado dentro del lanzador. Para las simulaciones en donde el satélite lo transporta un lanzador convencional (Simulación A), los resultados arrojados generaron una deformación que deja un margen amplio para soportar más cargas sobre estas áreas, ya que el límite elástico de la aleación 7075-T6 es de 505 000 MPa, dejando una holgura 417614 MPa para alcanzar el límite máximo del material, equivalente a una holgura de 82,7 %.

Se apreciaron deformaciones resultantes de  $2,767 \times 10^{-3}$  mm, que equivale a un desplazamiento de la estructura de 0,2767 mm en la cara inferior de la estructura, y en la cara superior se obtienen resultados entre  $9,224 \times 10^{-3}$  (0,09224 mm) y  $1,845 \times 10^{-3}$  (0,1845 mm).

En cambio para las simulaciones ejecutadas cuando el satélite está ubicado en un lanzador dedicado (Simulación B), lo cual indica que va sólo, en el área de carga del cohete, se encontró que por tener la mejor disposición las fuerzas ejercidas sobre éste son mejor distribuidas.

El resultado de la simulación arrojó que en la disposición en el eje X dejando un porcentaje de 88,49% aproximadamente de margen de holgura, que significa una mejora con respecto a la simulación A.

En el análisis de las fuerzas que actúan sobre el panel inferior del satélite en eje X es de  $1,673 \times 10^{-3}$  mm que se puede traducir a 0,1673 mm de deformación, lo cual es casi imperceptible para el ojo humano, por lo que la estructura del nanosatélite es aceptable ya que no evidencia mayores deformaciones, además de que los datos arrojados nos muestran que el material está trabajando muy por debajo del valor máximo de fluencia, conservando su condición de deformación en su zona elástica, lo que significa que luego de que el lanzador se aleje de la tierra los efectos de la gravedad irán reduciéndose, lo que afectará menos la estructura y por

consiguiente a sus componentes internos.

En el panel superior en simulación B se puede apreciar que la deformación es menor, siendo esto verdaderamente positivo porque se llega a una deformación de  $5,576 \times 10^{-3}$  mm lo que se traduce en 0,05576 mm, lo cual no llega ni a 1 mm, teniendo en cuenta que el panel superior al deformarse podría tocar algún componente interno que el más alto tendría 11 mm con un margen hasta el panel de 7 mm; y si se toma en cuenta los datos anteriores, quedan unos 6,94424 mm de holgura entre componente y panel superior, lo que permite alojar sin ningún riesgo para las tarjetas electrónicas u otras partes o piezas del sistema.

## VII. REFERENCIAS

- [1] CubeSat.org. CubeSat. Retrieved 2016-10-08 from [www.cubesat.org](http://www.cubesat.org): [www.cubesat.org](http://www.cubesat.org). (2010-02-09)
- [2] Stevens, C. L., Schwartz, J. L., & Hall, C. D. "Design and System Identification of Nanosatellite Structure".
- [3] Keith Cote, J. G. "Mechanical, Power, and Propulsion Subsystem Design for a CubeSat". (2011).
- [4] Mott, R. L. "Diseño de elementos de Máquinas" (4ta ed., Vol. 1). México: Pearson Educación de México. (2006).
- [5] "Aluminios y Metales Unicornio" S.A. de C.V. Aluminios y Metales Unicornio. Retrieved 2016 15-08 from Aluminios y Metales Unicornio: <http://www.aluminiosmetalesunicornio.com.mx/index.html>(2016-15-08)
- [6] Barros, E. "¿Qué es el anodizado?". (E. Barros, Ed.) Buenos Aires, San Pedro, Argentina. (2003).
- [7] Desconocido. "Mecanizado del Aluminio". Barcelona, Cataluña, España: Universidad Politécnica de Catalunya.
- [8] Ford. "Advanced Mechanics of Materials", Longmans. Londres, Inglaterra: Longmans. (1963).
- [9] Gere, J. M. "Mecánica de Materiales". Ciudad de México, D.F., México: Editorial Thomson. (2010).
- [10] Groover, M. P. "Fundamentos De Manufactura Moderna, Materiales, Procesos y Sistemas". (M. P.–H. Fundamentos De Manufactura Moderna, Trans.) McGraw – Hill/Interamericana Editores, S.A. (2007).
- [11] Mecapedia. Mecapedia "Enciclopedia Virtual de Ingeniería Mecánica". (D. I.-C. España., Productor, & Dpto. Ingeniería Mecánica y Construcción Universitat Jaume I - Castellón – España.) Retrieved 2016 15-08 from [www.mecapedia.uji.es](http://www.mecapedia.uji.es): <http://www.mecapedia.uji.es/index.htm>. (2014).
- [12] Serope Kalpakjian, P. E. "Manufactura, Ingeniería Y Tecnología". (5ta. ed.). México, D.F., México: Pearson Educación. (2008).
- [13] Bonnema, A.R. "Orbital Dynamics & Deployment". . Vki.ac.be. Retrieved 2016 15-08 from [www.vki.ac.be](http://www.vki.ac.be): [http://www.vki.ac.be/QB50/download/workshop/papers\\_18nov/bonnema.pdf](http://www.vki.ac.be/QB50/download/workshop/papers_18nov/bonnema.pdf). (2010 6-10)
- [14] Cal Poly. [www.cubesat.org](http://www.cubesat.org). Retrieved 2016 15-08 from [www.cubesat.org](http://www.cubesat.org): [http://www.cubesat.org/images/developers/cds\\_rev12.pdf](http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf). (2009 01-08).
- [15] Cote, K., Gabriel, J., Patel, B., Ridley, N., Taillefer, Z., & Tetreault, S. [cubesat.org](http://www.cubesat.org). Retrieved (2016 15-08) from [cubesat.org](http://www.cubesat.org): <http://www.cubesat.org/index.php/about-us/mission-statement>. (2011-07-03)
- [16] AU Space Primer. "Space Reference Guide". In Space Reference Guide. (2da. ed.), (2003).
- [17] Campbell, B. A., & McCandless, S. W. "Introduction to Space Sciences and Spacecraft Applications". Houston, Texas, EE.UU.: Gulf Publishing CoMpany. (1996).
- [18] Carol, D. "Human Spaceflight and Exploration". (N. S.-P. engineering, Ed.) Berlin, Alemania: Norberg Springer-Praxis books in astronautical engineering. Ley, W., Wittmann, K., & Hallman, W. (2009). Handbook of Space Technology. Wiley. (2013)
- [19] École Polytechnique Fédérale De Lausanne. [epfl.ch](http://www.epfl.ch). From [epfl.ch](http://www.epfl.ch): <http://www.epfl.ch/>. (2016).
- [20] Fortescue, P. W., Swinerd, G. G., & Stark, J. P. "Spacecraft Systems Engineering". (4ta. Edición ed.). John Wiley & Sons, Ltd. (2011).
- [21] Hill, R. "The Mathematical Theory of Plasticity". Oxford: Clarendon Press. (1950).
- [22] Priálé, A. "Diseño Preliminar De Un Cohete De Combustible Sólido De Dos Etapas Con Capacidad De Carga Útil Para Posicionar En Órbita Un

Nanosatélite De Iu O Varios Femtosatélites”. Trabajo de Grado, Universidad Experimental Politécnica de la Fuerza Armada UNEFA, Ingeniería Aeronáutica, Caracas. (2016).

[23]Rysanek, F. “6th Annual AIAA/ISU Conference on Small Satellites”. Conference on Small Satellites. (2002).



**Jeendry L. Tovar** Nacido en la ciudad de Caracas, Venezuela, el 17 de Noviembre de 1973. Egresó del Instituto Aeronáutico Halcón como Piloto Comercial en 1996, ejerciendo la profesión como piloto ejecutivo, paralelamente inicia estudios de Diseño Gráfico que finaliza en 1999 destacándose entre los alumnos, por lo cual el último semestre se le otorga una beca. Como diseñador gráfico desarrolla su experiencia laboral desde el 3er semestre, (mitad de la carrera de D.G.), iniciándose en las artes gráficas

en uno de los más renombrados estudios de diseño del país Cremades Gómez & Asociados. Luego Tucarro.com lo contrata para que sea parte del trabajo de vanguardia que estos desarrollaban en sus inicios. Teniendo la experiencia que adquirió por su participación en empresas de renombre se decide por emprender en 2002 su propio estudio de diseño con su primo, después de 2 años de éxito se decide por realizar estudios de Administración de Pequeñas y Medianas Empresas en Caracas que finaliza en 2002, y luego realiza un master en Marketing en Internet en Madrid, España 2003, en donde se asienta por una década, luego del cual en 2011 vuelve a Caracas para realizar los estudios de Ingeniería Aeronáutica en la Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada (UNEFA), finalizando los estudios en Mayo de 2017. Durante el período de estudio dentro de la UNEFA funda el Grupo Experimental Aeroespacial Dedalus GEAD, igualmente desarrolla y administra la web de la Coordinación de Ingeniería Aeronáutica, llegando a alcanzar más 20.000 visitas no sólo de Venezuela si no de todo el mundo y facilitando y agilizando los trámites de inscripción e información para alumnos y profesores. Con GEAD es invitado junto a tres compañeros del grupo de investigación a participar como ponentes y representar a la universidad en el Congreso de Educación Universitaria desarrollado en el marco del decimosexto aniversario de la UNEFA y luego son invitados al Congreso de Ciencia y Tecnología de Venezuela CYTVEN de Higuero, como ponentes. También crea la primera Revista de divulgación aeronáutica en la carrera, llamada Aeroespacial la cual es de formato digital para ser descargada desde la web de la carrera del núcleo Chuao, sede Caracas. En la actualidad incursiona en el mundo aeroespacial como CEO de eDRAS Soluciones Tecnológicas c.a., Caracas, Venezuela.



**Tulio R. Salazar.** Oriundo de la ciudad de Mérida en Venezuela, nacido el 30 de junio del año 1976, egresó como Ingeniero Aeronáutico de la Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada (UNEFA), en Maracay, en el año 2001. Inicio sus labores de investigación en la Universidad Simón Bolívar (USB) en 2001, en donde además cursó estudios de Maestría en Ingeniería Mecánica egresando en el 2004. Ingresó como Docente Asistente a la UNEFA en el año 2004 donde mantiene

actividades docentes en pregrado de Ingeniería Aeronáutica y postgrado de Tecnología Espacial. Realizó Estudios Doctorales en la Universidad de Beihang en Beijing China, en 2011 se gradúa de Doctor en Ingeniería de Fabricación de Vehículos Aeroespaciales, curso además estudios de Especialización Técnica en Satélites, en la Academia China de Tecnología Espacial Instituto Shenzhou en Beijing en el año de 2008. Ingreso en el año de 2011 como investigador en la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales, en 2014 es promovido a Jefe de la Unidad de Educación Espacial. Tiene múltiples publicaciones, nacionales e internacionales, participando en gran cantidad de congresos, foros, charlas, encuentros de saberes entre otros. Publicó su primer libro de en 2012 titulado “Optimization for Stretch Bending Process of Aluminum Profile”. Ha recibido beca para estudio de Doctorado de FIDETEL en el 2006, beca para estudios de Maestría por FONACIT en el 2001, beca para estudios de pregrado por FUNDAYACUCHO en 1997. Desde el 2016 dirige el Grupo Estable de Ciencias y Tecnologías Espaciales de la Unidad Educativa Generalísimo Francisco de Miranda, realizando actividades de docencia e investigación con estudiantes de educación media general.