

# Estudio Comparativo de las Estructuras Usadas en Nanosatélites

Jonathan López, Lenin Luna  
Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales (ABAE), Venezuela  
jlopez3@abae.gob.ve  
lluna@abae.gob.ve

**Resumen** ---- Actualmente la industria espacial, se encuentra experimentando una transición hacia los componentes y sistemas pequeños, es por eso que los nanosatélites, se están volviendo más populares, debido a los bajos costos de lanzamiento, esto a impulsado la demanda diseños estructurales acordes con la alta tecnología, que mantenga la rigidez con la menor masa posible, este estudio se centrará en dichas estructuras tomando en cuenta sus parámetros de diseño y características usadas para el desarrollo de estructuras en los nanosatélites, para lograr la optimización de los diseños estructurales en la actualidad.

**Palabras Claves**— Análisis, Aleaciones, Estructuras, Materiales Nanosatélites.

**Abstract** ---- Currently the space industry is undergoing a transition to the components and small systems, that is why nanosatellites are becoming more popular due to the low costs of launching this to boosted demand for consistent structural designs with high technology, which maintains the rigidity with the least mass, this study will focus on these structures taking into account its design parameters and features used for the development of structures in nanosatellites, to achieve optimization of structural designs today.

**Keywords**— Analysis, Alloys, Structures, Materials, Nanosatellites.

## I. INTRODUCCIÓN

En la actualidad el desarrollo de plataforma de nanosatélites, está tomando un gran impulso, estos nanosatélites pueden pesar entre 1 a 10 kg, ya diferentes países están desarrollando dichas plataforma de forma experimental, científicas o educacional, actualmente existen una serie de estructuras usadas desde los CubeSat son los más utilizados y varían desde 0.5U hasta 3U, estas estructuras han sido utilizados por varios países latinoamericanos como Colombia, Brasil, Perú, Ecuador, Uruguay y Argentina. Es por eso que es importante conocer dichas estructuras y las diferentes pruebas que se realizan durante el diseño para lograr obtener el desarrollo de la estructura de nanosatélites por la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales, y lograr el desarrollo a corto plazo de nuestros nanosatélites.

La evolución tecnológica ha permitido el desarrollo de plataformas satelitales de bajas dimensiones esto gracias a la miniaturización de los componentes usados por los sistemas consiguiendo de esta manera altas prestaciones a cambio de un tamaño y peso reducido, en los 90 los primeros satélites pequeños lanzados pesaban alrededor de 11 a 14 Kg, y forma cubica de 150 mm por lado, hoy en día gracias a los avances en la tecnología

espacial se logran lanzar los nanosatélites que están alrededor de 10 kg y los pico satélites que están por el orden de 1 kg. Lo que los hacen proyectos factibles por los bajos costos.

## II. DESARROLLO

### A. Estructuras Usadas en los Nanosatélites

La estructura es el subsistema principal de toda nave aeroespacial, ya que sirve de soporte para todos los subsistemas que se encuentran tanto en el interior como en el exterior de la nave aeroespacial. Por ésta razón, es muy importante que el diseño de la estructura sea adecuado y lo suficientemente resistente para poder llevar de manera segura todas las etapas de la misión.

El principal objetivo en el diseño de estructuras, es la minimización de la masa siempre verificando la eficiencia y confiabilidad del diseño. Lo primero que se realiza es establecer las especificaciones del diseño basadas en los requerimientos que debe tener la estructura para cumplir con la misión entre ellos está la distribución de la carga útil y los subsistemas que deberá tener el satélite, capacidad de soportar las cargas de lanzamiento, rigidez, protección térmica, alineación, comunicación, suministro de energía y accesibilidad a los sistemas y componentes.

El proyecto del EsimeSat de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (ESIME U.P Zacatenco) en México siguen un proceso iterativo durante el diseño de la estructura como se muestra en la Fig. 1, El proceso inicia con un diseño preliminar donde se debe definir la misión del satélite y los subsistemas que lo integran. Una vez que se han determinado los subsistemas a bordo, se realiza un bosquejo conceptual de la estructura para dar una primera aproximación del volumen que se tiene disponible para alojar la carga útil y los subsistemas, después de ello, se puede proponer la forma de cómo serán distribuidos en la estructura del satélite y así mismo se asigna la cantidad de masa máxima de cada uno de ellos. El segundo punto de inicio es determinar las cargas estáticas y dinámicas a las que estará sometido el satélite así como determinar las condiciones de carga críticas en las cuales estará basado el cálculo estructural.

Después de tener estos parámetros se realizan los diferentes análisis de esfuerzos para determinar las deformaciones, desplazamientos, usado las diferentes características de los material con los cuales se cuenta para el diseño de las estructuras estas deben soportar todas las cargas a las que serán sometidas para así garantizar el éxito de la misión espacial.

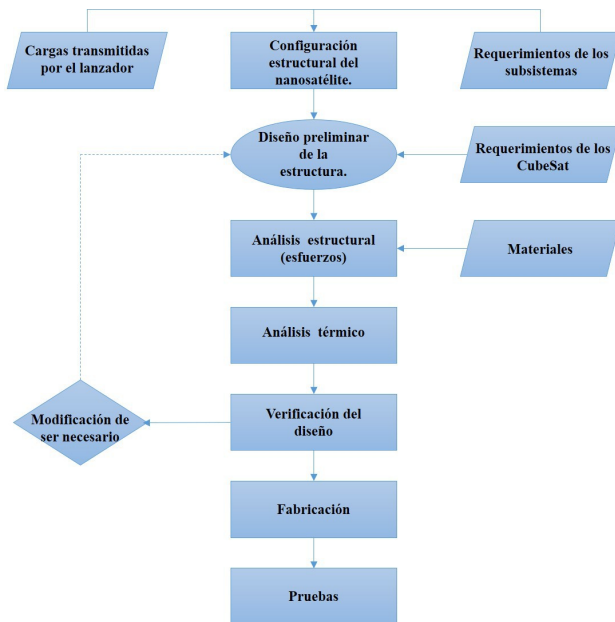


Fig. 1: Proceso de diseño de la estructura del nanosatélite Esimesat. [5]

A continuación se muestra algunos de las plataformas usadas en los Nanosatélites.

1) *Nanosatélite Asusat 1*: Está plataforma de nanosatélite pertenece a la Universidad del Estado de Arizona sus características estructurales son:  
 Diámetro: 32 cm.  
 Altura: 24,5 cm.  
 Peso: 5,8 kg.  
 Forma: Cilindro de 14 caras.



Fig. 2: Nanosatélite Asusat1.[4]

2) *Nanosatélite TubSat*: Está plataforma pertenece a la Universidad Técnica de Berlín y sus características estructurales son:  
 Longitud: 32 cm.  
 Ancho: 32 cm.  
 Altura: 3,4cm.  
 Peso: 8,5 kg.

Forma: Caja.

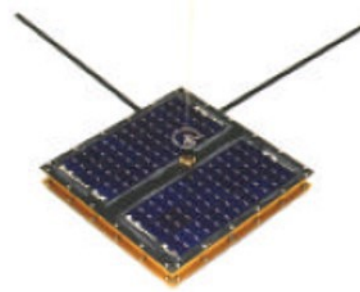


Fig. 3: Nanosatélite TubSat. [8]

3) *Nanosatélite Emerald*: Es una plataforma diseñada en colaboración entre la Universidad de Santa Clara y la Universidad de Stanford, sus características son:  
 Diámetro: 29 cm.  
 Altura: 45 cm.  
 Peso: 15 kg.  
 Forma: Hexagonal.



Fig. 4: Nanosatélite Emerald.[4]

4) *Nanosatélite ION-F*: Esta plataforma es de la Universidad del Estado de Utah, Universidad de Washington y el Instituto Politécnico de Virginia, sus características son:  
 Diámetro: 45 cm.  
 Altura: entre 15 y 30 cm.  
 Peso: 10 kg.  
 Forma: hexagonal.

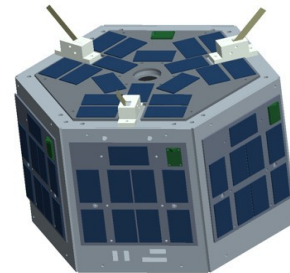


Fig. 5: Nanosatélite ION-F.[4]

5) *Nanosatélite Munin*: Esta plataforma pertenece al instituto de Sueco de física espacial sus características son:  
 Longitud: 2,13 cm.  
 Ancho: 2,13 cm.  
 Altura: 2,18 cm.  
 Peso: 6 kg.  
 Forma: cubica.

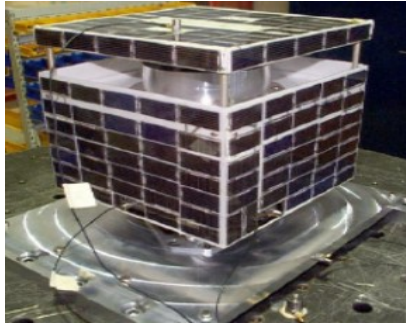


Fig. 6: Nanosatélite Munin.[4]

Una aproximación del valor de cada uno de ellos basados en las fichas técnicas de cada de los componentes de los subsistemas utilizados en diferentes proyectos, para cada subsistema se propone que el peso que se presenta en la Tabla 2, suponiendo una distribución uniforme sobre el volumen de un prisma rectangular como se muestra en la Fig. 7.

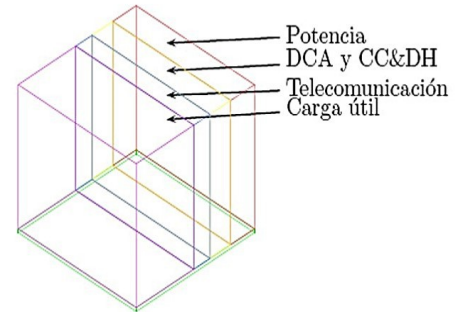


Fig. 7: Distribución interna de los subsistemas. [5]

### B. Consideraciones en el Diseño y Análisis de las Estructuras

1) *Fase de suposición de pesos de los subsistemas*: En etapa preliminar del diseño de un nanosatélite, es importante conocer el peso que éste tendrá, este dato es importante al momento de ponerlo en órbita. Cada uno de los subsistemas supone un porcentaje de masa respecto al total.

La designación de masa para cada subsistema se realiza mediante los análisis realizados previamente una distribución preliminar se muestra en la Tabla 1.

TABLA 1  
DISTRIBUCIÓN PRELIMINAR DE LA MASA. [5]

Subsistema	Porcentaje (%)	Masa (Kg)
Estructura	25	250
Potencia	19	190
Térmico	6	60
DCA	11	110
Telecomunicaciones	7	70
CC&DH	7	70
Carga útil	25	250
Total	100	1000

2) *Distribución interna*: La distribución interna de un nanosatélite es importante ya que la localización de cada elemento repercute en la localización de centro de gravedad, ya que debe estar situado como máximo a dos centímetros de su centro geométrico, y otro punto importante es que cada componente debe estar ubicado de forma tal que se logre su mejor rendimiento y correcto funcionamiento durante la misión para la cual ha sido diseñado.

TABLA 2  
SUPOSICIÓN DE VOLUMEN Y MASA PARA CADA SUBSISTEMA. [5]

Subsistema	Dimensiones (mm)	Masa (Kg)
Carga útil	80x73x39	250
Telecomunicaciones	80x73x11	70
CC&DH	80x73x14	180
DCA	80x73x14	180
Potencia	80x73x16	190

3) *Cargas en el lanzamiento*: La fase de lanzamiento es la más crítica en la misión es por eso que hay que considerar todas las cargas en el diseño y análisis de la estructura, el satélite en esta fase experimentara una gran aceleración transmitida por el vehículo de lanzamiento y los satélites que viajan dentro del mismo contenedor de lanzamiento.

En diseño de las estructuras de nanosatélites se desconoce el vehículo de lanzamiento que se utilizara para poner en órbita a nuestro nanosatélite. Sin embargo, se cuenta con información de las cargas estáticas y dinámicas que transmiten algunos de los vehículos de lanzamiento más usados, estos datos nos permiten usarlos para el desarrollo de las estructuras de nuestros nano satélites, en la Tabla 3, Tabla 4 y Tabla 5, se muestra algunos de los valores de aceleración inducida, vibraciones de baja frecuencia y vibraciones aleatorias, en las estructuras de satélites por parte de los cohetes lanzadores.

TABLA 3  
ACELERACIÓN INDUCIDA SOBRE LA ESTRUCTURA DURANTE EL LANZAMIENTO. [5]

Vehículo Lanzador	Aceleración Axial (g)	Aceleración lateral (g)
Titan	3 – 10	2.5
Ariane	4.5	0.2
Delta	5.8 – 6.9	2.5
Long March	4.1	0.6

Tabla 4  
VIBRACIÓN DE FRECUENCIA BAJA EN DIFERENTES VEHÍCULOS DE LANZAMIENTO. [5]

Vehículo Lanzador	Rango de frecuencia (Hz)	Aceleración (g)	
		Axial	Lateral
Titan	5 – 100	1.0	0.8
Ariane	5 – 100	1.0	0.6
Delta	5 – 100	1.0	0.7
Long March	8 – 100	0.8	0.6

Tabla 5  
VIBRACIÓN DE FRECUENCIA BAJA EN DIFERENTES VEHÍCULOS DE LANZAMIENTO. [5]

Vehículo Lanzador	Rango de frecuencia (Hz)	Aceleración (g)
Atlas-Centaur	20-80	+9dB/oct
	80-200	0,03g <sup>2</sup> /Hz
	200-1500	-9dB/oct
Ariane	20-150	+6dB/oct
	150-700	0,04g <sup>2</sup> /Hz
	700-2000	-3dB/oct
Long March	10-100	+3dB/oct
	100-800	0,04g <sup>2</sup> /Hz
	800-2000	-12dB/oct

Para determinar las cargas a las que estará sometido el satélite se debe conocer las características del dispositivo de despliegue en órbita ya que de esta manera se puede determinar la posición del satélite dentro del vehículo de lanzamiento.

Dicho contenedor de despliegue está diseñado para resistir una carga de 15 gravedades, su masa total es de aproximadamente 1.5 Kg y el material utilizado es aluminio 7075-T73 debido a su alta resistencia. El contenedor proporciona un recinto bastante fuerte para proteger a los nanosatélites al mismo tiempo que funciona como una jaula de Faraday para proteger la carga útil contra interferencia electromagnética.

Este contenedor es diseñado para alojar en su interior tres satélites, de tal forma que en una posición vertical del contenedor un satélite estará soportando el peso propio y el de dos satélites más, mientras que en una posición horizontal del contenedor el satélite estará soportando su propio peso, éstas son las dos condiciones de carga estática más críticas porque la masa de cada satélite (1 Kg) estará sometida a una fuerza de aceleración diez veces mayor a la gravedad terrestre (98,1m/s<sup>2</sup>). Para asegurar la resistencia de la estructura a éstas cargas se utilizará un factor de seguridad de 1.25. En la Fig. 8 se muestra la posición del contenedor dentro del vehículo lanzador.

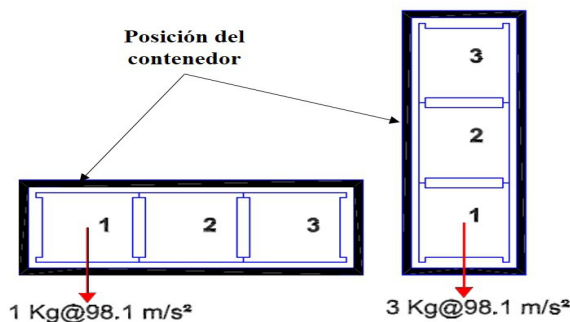


Fig. 8: Condiciones de carga críticas. [5]

4) *Selección del material:* La selección del material en el diseño de las estructuras es importante aunque en la actualidad se utilizan aluminio combinados con otros metales, estas aleaciones son ligeras, su peso específico es relativamente bajo y aumentan su resistencia mecánica además de poseer características como, peso ligero, baja densidad, gran maleabilidad, alta resistencia a la corrosión, gran conductividad eléctrica y térmica, ausencia de propiedades magnéticas, facilidad de maquinado, y buena relación resistencia peso.

Las aleaciones que se utilizan en la estructura de nanosatélites son de la serie: Al-6060-T6 y AL-7075-T73, las primeras contienen Silicio y Magnesio lo que dan la dureza a través del tratamiento térmico, mientras que las segundas contienen Zinc, Magnesio, Cobre y Plomo a fin de aumentar mucho más su resistencia mecánica. La utilización de estas aleaciones depende de los resultados que se obtienen en el análisis estructural para selección la más adecuada.

5) *Fuerza:* La estructura deberán tener la resistencia adecuada para soportar las cargas de diseño sin ceder, en su defecto, sin presentar deformaciones excesivas que pueden poner en peligro los objetivos de la misión, es por eso que mediante los análisis que se realizar se puede lograr obtener la estructura que cumpla con las fuerzas a las cuales sera sometido durante su misión.

6) *Pandeo:* La estabilidad (sin deformación) de la estructura debe ser verificada por las cargas de diseño, pandeo local sólo se tolera si es reversible y con la condición de que la rigidez y las deformaciones resultantes permanezcan en conformidad con los requisitos estructurales sin riesgo de pandeo general, que se pueda introducir por la inestabilidad local. Para materiales compuestos no se acepta micro-pandeo de fibras.

7) *Rigidez:* La estructura debe diseñarse para cumplir los requisitos de rigidez por debajo de la carga y las condiciones de contorno especificado. La rigidez se expresa a menudo en términos de un requisito mínimo de frecuencia natural y por lo tanto está relacionado con la masa total. La rigidez de subconjuntos y componentes debe ser tal que se cumplan los requisitos de desempeño estructural y funcional, evitando deformaciones excesivas, ya que esto ocasionaría la abertura de las articulaciones o la creación de vías de carga ineficientes.

8) *Comportamiento dinámico:* Las frecuencias de resonancia de la estructura se limitarán a los anchos de banda específicos que sean elegidos para evitar el acoplamiento dinámico con mayores frecuencias de excitación (por ejemplo, el lanzamiento de vehículos frecuencias fundamentales).

9) *Contaminación cruzada:* Para evitar la contaminación cruzada la NASA aprobó los materiales que se deben utilizar siempre que sea posible, para evitar la contaminación de otras naves espaciales durante la integración, pruebas y puesta en marcha de los nanosatélites.

10) *Requisitos de prueba:* En las pruebas que se deben realizar se encuentra las siguientes:

- pruebas de vibraciones aleatorias (Random Vibration Testing).
- Pruebas de vacío térmico (Thermal Vacuum Testing).
- Evaluaciones visuales sobre las estructuras de los Nanosatélites.



11) *Accesibilidad*: La disposición y el diseño del hardware del subsistema debe proporcionar una accesibilidad suficiente para permitir una fácil integración, remoción, inspección y el mantenimiento de ser necesario de los diferentes elementos del subsistema durante las actividades del proyecto en el tierra.

C. *Análisis Estructural que se le Realizan a las Plataformas Usadas en los Nanosatélites.*

El análisis estructural es una parte importante durante el diseño y desarrollo de plataformas para nanosatélites, estos nos permiten obtener un estudio preliminar de las propiedades físicas, centro de masa, momento de inercia, mediante métodos para cargas estáticas y dinámicas. A continuación se presentara una serie de análisis realizados a diferentes estructuras usadas en el desarrollo de nanosatélites, con las principales consideraciones para llevarlas a cabo, estos estudios están enfocados a las plataformas del tipo CubeSat y algunas otras plataformas que no siguen los estándares de los CubeSat.

1) *Comparación del peso de las estructuras del tipo CubeSat*: En la Fig. 9, se presenta el gráfico con los pesos de las diferentes estructuras usadas en los proyectos CubeSat.

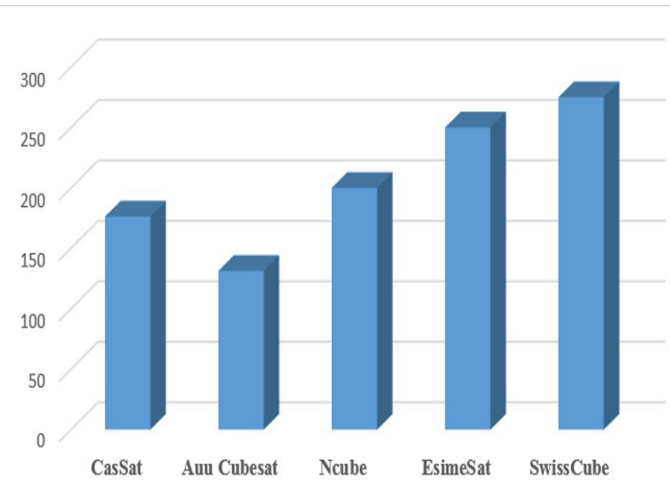


Fig. 9: Comparación de pesos de diferentes estructuras usadas en Nanosatélites. [5]

2) *Análisis estático y dinámico realizado a la plataforma SwissCube*: En el estudio de cargas estáticas se realizan el modelo de simplificación para análisis estático la estructura incluye tanto componentes internos y externos. La estructura interna añade complejidad adicional (y la fuerza extra) para el análisis estático se toman en cuenta cuando, a la peor condición de carga axial caso,  $P_{wa} = (3 \text{ kg por } 10 \text{ gramos}) / 4 = 73.6\text{N}$ . Del mismo modo las condiciones más desfavorables de carga lateral se encuentra la carga máxima en las barras transversales para ser  $P_{wl} = (1\text{kg @ } 10\text{g}) / 4 = 24.5 \text{ N}$ . Como se muestra en la Fig. 10.

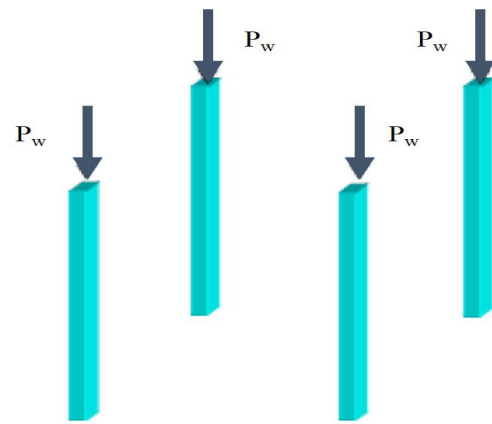


Fig. 10: Modelo de Simplificación de Carga Estática. [6]

En las Fig. 11, Fig. 12, Fig. 13, Fig. 14 y Fig. 15, se presenta los resultados de los análisis estáticos y dinámicos realizados a la plataforma SwissCube usando métodos de elementos finitos.

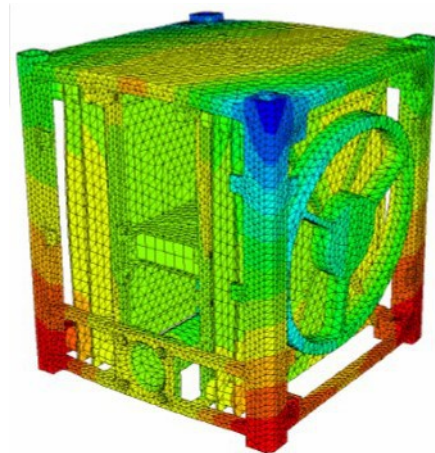


Fig. 11: Cargas Estáticas peor caso vertical. [6]

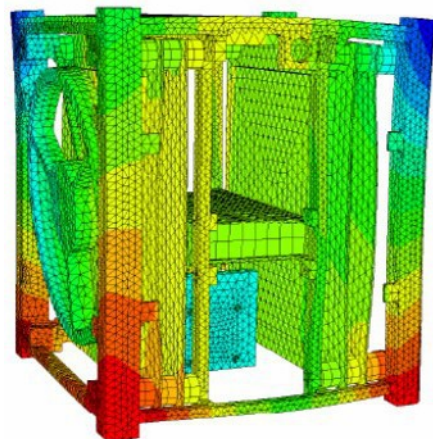


Fig. 12: Desplazamiento en el eje Z, caso mas critico vertical. [6]

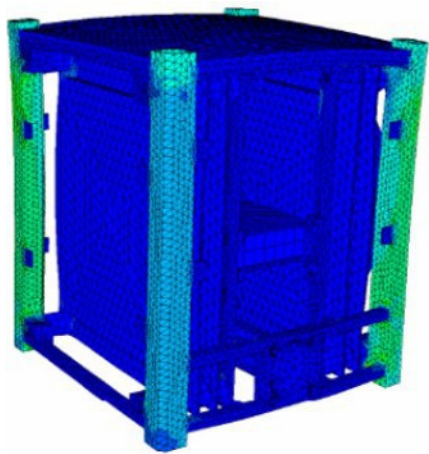


Fig. 13: Esfuerzo de Von Mises, caso critico vertical. [6]

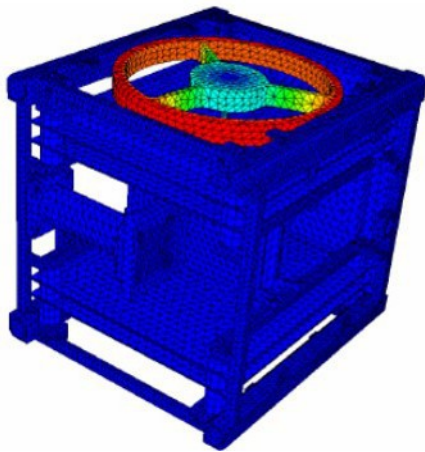


Fig. 14: Modelo de vibraciones 175 Hz. [6]

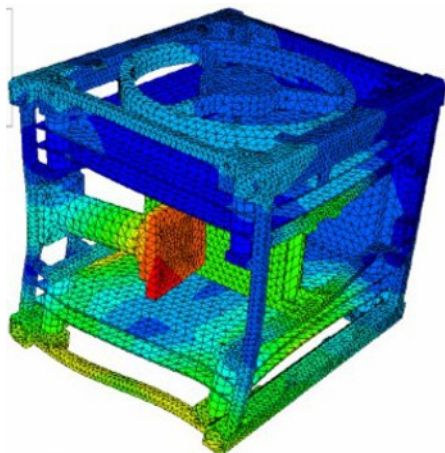


Fig. 15: Modelo de vibraciones 996 Hz. [6]

3 ) *Análisis estructural realizado al nanosatélite Esimesat:* En las Fig. 16, Fig. 17 y Fig. 18, se presenta la estructura sometida a esfuerzos estáticos y pruebas de vibraciones.

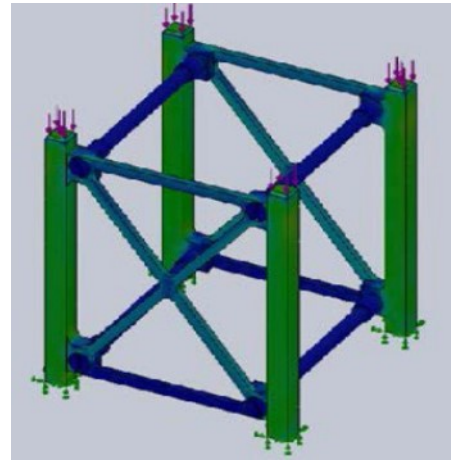


Fig. 16: Análisis de esfuerzos del Esimesat. [7]

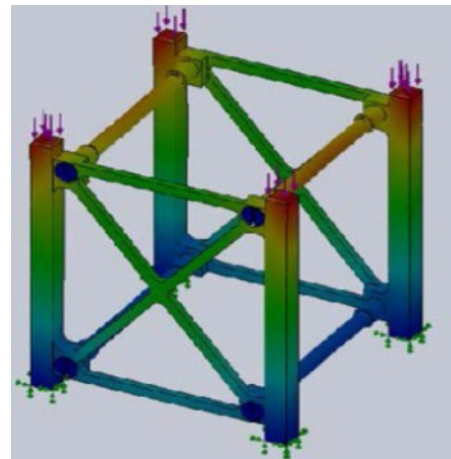


Fig. 17: Análisis de deformaciones del Esimesat. [7]

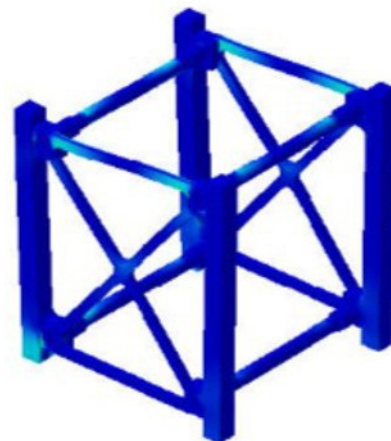


Fig. 18: Análisis de vibraciones del Esimesat 751,872 Hz. [7]

En la Tabla 6, se muestra el resultado del análisis realizado al nanosatélite dentro del contenedor sobre la mesa de vibraciones.

TABLA 6  
ANÁLISIS DE VIBRACIONES EN ESIMESAT EN EL EJE Z. [5]

Frecuencia (Hz)	Amplitud ( $g_{RMS}$ )	Duración (s)
5 - 10	0,5	10
10 - 15	0,6	30
15 - 20	0,5	60

#### D. Principio del Diseño de Estructuras de los Nanosatélites

El diseño estructural se logra través de un número de etapas iterativas. Las cuales permiten ir optimizando los análisis preliminares, la primera etapa consiste en la búsqueda de varios conceptos iniciales para el diseño de la estructura. Estas configuraciones iniciales se toman de los requisitos de los CubeSat, dichos principios son utilizados en desarrollos anteriores.

La determinación de estos parámetros de diseño son importantes a la hora de realizar los análisis preliminares ya que permite hacer uso de herramientas computacional, con lo que logra ir optimizando los diseños, usando métodos de análisis de Esfuerzos, teorías de fallas, tanto dinámicas como estáticas, para ir trabajando con los diferentes tipos de materiales y así garantizar que la estructura soportara las cargas a las cuales serán sometidas durante su misión, otro factor importante durante el diseño es la accesibilidad para el ensamblaje de los componentes internos, y el proceso de fabricación. Hay que tener claro estas características durante el diseño, porque esta estructura tendrá que pasar por el proceso de verificación, donde se realizar pruebas que confirmaran que nuestro diseño cumple con dichos requerimientos para los cuales fue diseñada y debe cumplir con los márgenes de seguridad, y factores de diseño permitidos, esto nos permite cumplir con los procesos de aceptación y calificación de la plataforma a ser usada.

Dentro de los principales análisis a las cuales se deben someter el diseño de la estructura usada en los nanosatélites son análisis de cargas estáticas donde se determina los esfuerzos máximos, los desplazamientos así como las deformaciones, en los análisis dinámicas se realizan simulaciones de vibraciones de las cargas a las cuales son sometidas la estructura durante el lanzamiento y la puesta en órbita, para estos estudios se implementa mediante varios métodos y criterios como son: (MEF, Castigliano, Von Mises, Rayleigh-Ritz, entre otros).

En la Fig. 19, se presenta el diagrama en el proceso de diseño de las estructuras a ser usadas en nanosatélites.

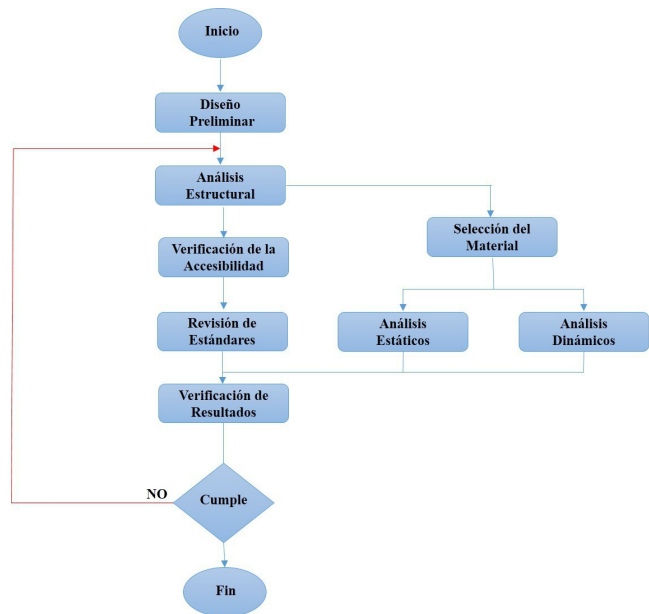


Fig. 19: Diagrama para el diseño de Estructuras de Nanosatélites

### III. CONCLUSIONES

La revisión de los diferentes parámetros, métodos, y criterios de diseño usados durante el desarrollo de las estructuras que se usaran en el futuro por el País, en el desarrollo de nuestras plataformas de nanosatélites.

Para el desarrollo de nueva generación de nanosatélites, los conceptos estructurales avanzados se deben combinar con módulos de sistemas multifuncionales para lograr aumentar la eficiencia volumétrica. Estos se puede lograr tomando en cuenta los beneficios de los diferentes enfoques que tienen los proyectos anteriormente desarrollado, para lograr un adecuado diseño, en el desarrollo de estructuras de nanosatélites, se debe considera a la estructura como una parte multifuncional temprano en el diseño conceptual y al mismo tiempo poder ir optimizando el diseño en todas las disciplinas. Aunque los conceptos estructurales avanzados son altamente eficientes, los cambios a menudo implican un rediseño completo de todo el sistema, lo que permite obtener mejores resultados.

En el análisis computacional del modelo estructural, se realiza para determinar esfuerzos y deformaciones en la estructura sometida a diversas condiciones de carga estática, dinámica y pruebas de vibración sinusoidal, así se logra determinar que la estructura y la configuración interna soportará las cargas a las cuales estara sometida durante la misión, para la cual fue diseñada.

### REFERENCIAS

- [1] Satoshi Okino, Kazumasa Sase. *Development of CubeSat "SEEDS"*, Department of Aerospace Engineering College of Science and Technology, Nihon University, Japan, September 2004.
- [2] Aidan Bettridge. *CASSAT Structural Subsystem*, University of Sydney, November 2004.

- [3] Peter Fortescue and John Stark. *Spacecraft Systems Engineering*, Editorial Wiley, Segunda Edición.
- [4] Sara Gildlund. *Design Study for a Formation – Flying Nanosatellite Cluster*, Lulea University of Technology, 2005.
- [5] Daniel Romero Valdés, Hugo Rodríguez Cortés. *Diseño y construcción de un Nanosatélite*, Diciembre 2005.
- [6] Guillaume Roethlisberger. *SwissCube structural desing and flifht system configuration*, February 2007.
- [7] Félix Vázquez, Tuburcio Fernández. *Diseño y Análisis Estructural de un Nanosatélite*, Octubre 2012.
- [8] Robert Schulte, *TUBSAT-N, an ultra low cost global communication nanosatellite system*, Octubre 2009.