



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**  
**PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN INGENIERÍA**  
**INGENIERÍA MECÁNICA – DISEÑO MECÁNICO**

**DISEÑO ÓPTIMO DE ESTRUCTURAS SATELITALES**

**TESIS QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:**  
**MAESTRO EN INGENIERÍA**

**PRESENTA:**  
**FERNANDO ALONZO CAMACHO MARTÍNEZ**

**TUTOR PRINCIPAL**  
**DR. FERNANDO VELÁZQUEZ VILLEGAS**

**FACULTAD DE INGENIERÍA**  
**MÉXICO D.F., ENERO 2016**

---

**JURADO ASIGNADO:**

Presidente: Dr. Borja Ramírez Vicente

Secretario: Dr. Espinosa Bautista Adrián

Vocal: Dr. Velázquez Villegas Fernando

1 er. Suplente: Dr. Martínez Ordaz José Emiliano

2 d o. Suplente: Dr. Ferrer Pérez Jorge Alfredo

Ciudad Universitaria, México D.F.

**TUTOR DE TESIS:**

Dr. Fernando Velázquez Villegas

-----  
**FIRMA**

---

---

## AGRADECIMIENTOS

Mi más sincero agradecimiento a:

- Mis padres Horacio y Araceli por su incondicional apoyo en el camino que decidí seguir.
  - Fernando Velázquez, Alejandro Arévalo, Ashael Mendoza, Daniel Romero, J. Luis Ramírez y Luis Balanzar.
  - “Agradezco a la UNAM-DGAPA por los apoyos para realizar esta investigación a través de los proyectos PAPIIT-IN113315 “Mecánica computacional y optimización como línea de investigación en el diseño mecánico” y PAPIME-PE104315 “Fortalecimiento del proceso enseñanza-aprendizaje del comportamiento mecánico de los materiales por medio de TIC”
-

---

# Índice

AGRADECIMIENTOS .....	3
Acrónimos y Definiciones.....	6
1. INTRODUCCIÓN .....	7
2. ESTADO DEL ARTE.....	10
2.1 La era espacial.....	10
2.2 Evolución de la tecnología espacial .....	10
2.3. Avance tecnológico vs Inversión .....	11
2.4. Acceso al espacio .....	13
3. MARCO TEÓRICO.....	15
3.1. Misión espacial: Características principales y su clasificación.....	15
3.2. Tipos de satélites .....	17
3.3. Pico satélites y Nano satélites - CubeSat.....	18
3.4. Componentes de un satélite.....	19
4. CUBESAT.....	20
4.1. Especificaciones de la misión y composición del diseño inicial de la estructura principal del satélite (DIESAT).....	20
4.2. PUMPKIT – CubeSat Kit.....	21
5. LANZADOR Dnepr.....	23
5.1. Prueba de vibraciones.....	24
5.2. Cálculo de los factores de cargas combinadas .....	25
6. ANÁLISIS POR ELEMENTOS FINITOS (FEA).....	28
6.1. Especificaciones del Diseño Inicial de la Estructura del Pico Satélite (DIESAT).....	29
6.2. Verificación de requerimientos mecánicos y estructurales .....	30
6.3. Análisis modal.....	30
6.4. Análisis modal del pico satélite.....	31
6.5. Resultados del análisis modal a la estructura inicial .....	32
7. OPTIMIZACIÓN ESTRUCTURAL .....	34
7.1. Optimización de la estructura inicial del pico satélite.....	35
7.2. Propuesta de rediseño de la estructura .....	36

---

---

7.3.	Análisis modal para el diseño de la estructura optimizada.....	37
7.4.	Modificaciones y análisis modal de la estructura optimizada .....	38
8.	ANÁLISIS DE VIBRACIONES SINUSOIDALES DE BAJA FRECUENCIA .....	41
8.1.	Función de Respuesta en Frecuencia (FRF).....	41
8.2.	Análisis de Respuesta Directa en Frecuencia.....	41
8.3.	Análisis Respuesta Transitoria en Frecuencia.....	42
9.	ANÁLISIS DE RESULTADOS .....	48
9.1.	Resultados modales .....	48
9.2.	Resultados de masa .....	48
9.3.	Resultados de respuesta directa y transitoria en frecuencia .....	51
10.	CONCLUSIONES .....	53
	BIBLIOGRAFÍA.....	54

---

---

## Acrónimos y Definiciones

CAD	Diseño Asistido por Computadora
Cal Poly	Universidad Politécnica del Estado de California
DFESAT	Diseño Final de la Estructura del Satélite
DIESAT	Diseño Inicial de la Estructura del Satélite
DEOSAT	Diseño de la Estructura Optimizada del Satélite
ELV	Vehículo de Lanzamiento Reemplazable
ESA	Agencia Espacial Europea
FEM	Método de los Elementos Finitos
FRF	Función de Respuesta en Frecuencia
GEO	Órbitas Terrestres Geoestacionarias
GPS	Sistema de Posicionamiento Global
HEO	Órbitas Elípticas Altas
I&D	Investigación y Desarrollo
LEO	Órbitas Terrestres de Baja Altura
LV	Vehículo de lanzamiento
MEO	Órbitas Terrestres de Mediana Altura
NASA	Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio
NASTRAN	NASA Structural Analysis
PCB	Tarjeta de Circuito Impreso
P-POD	Poly Pico Satellite Orbital Deployer
SC	Nave Espacial
SHM	Space Head Module

## 1. INTRODUCCIÓN

La industria espacial se ha caracterizado por pertenecer a un grupo en el que sólo podían incursionar instituciones gubernamentales y privadas como la NASA y la ESA que cuentan con enormes recursos económicos. Hoy en día se ha convertido en un semillero de innovación y desarrollo tecnológico para las instituciones educativas que se han dado a la tarea de abordar problemas de dicha industria ofreciendo soluciones más accesibles económicamente y abriéndose camino para una nueva era en la que el conocimiento es la mejor herramienta.

Los avances tecnológicos han permitido a la industria espacial mejorar el diseño de satélites, estaciones espaciales, vehículos de transporte, entre otros implementos necesarios durante una misión espacial, utilizando nuevas metodologías de diseño y herramientas computacionales se generan un mayor número de soluciones a diferentes retos en un periodo menor de tiempo que en la década pasada. Tal es el caso de la optimización estructural topológica que si bien ha mostrado mayor presencia en la industria automotriz por sus excelentes resultados en el diseño de piezas más ligeras, en la actualidad se ha reconocido su aplicación en un sin número de disciplinas entre las cuales se encuentra la industria espacial.

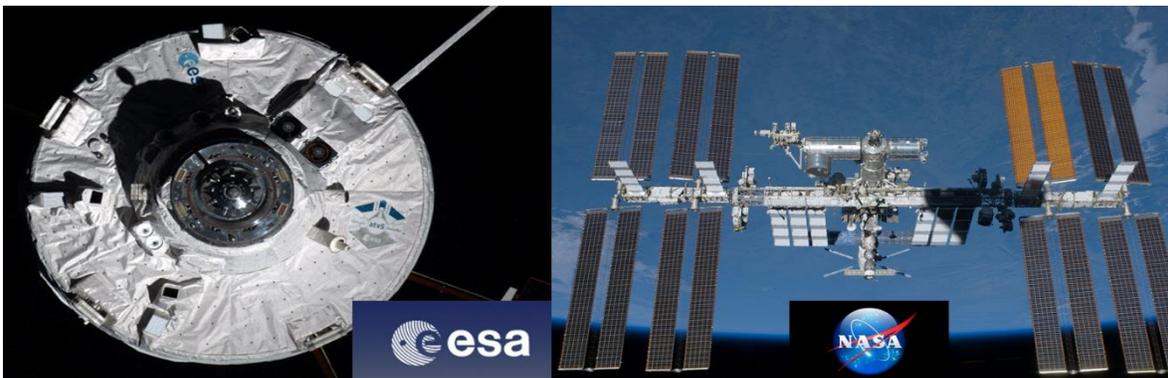
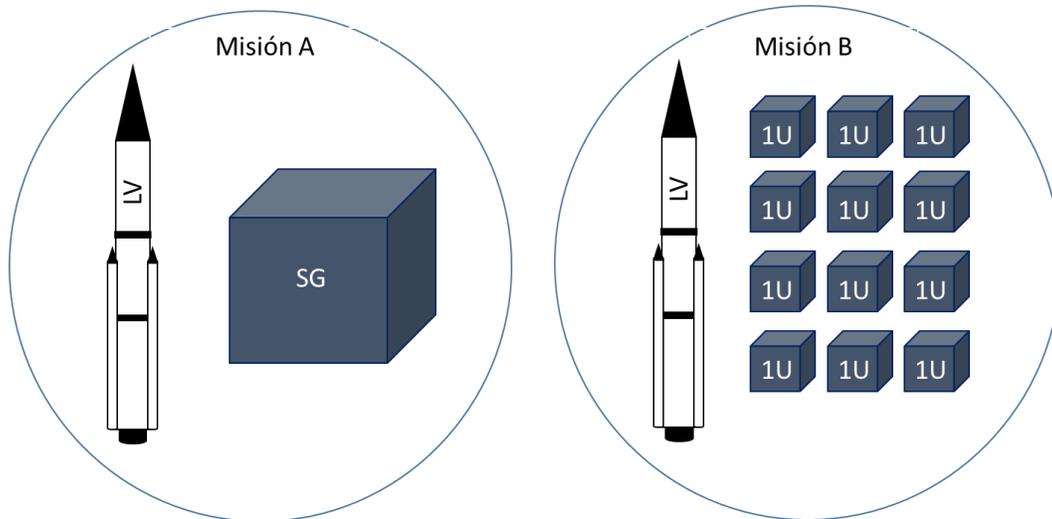


Figura 1. ESA ATV Georges Lemaitre justo antes de atracar en la Estación Espacial Internacional a las 12 de agosto de 2014 [1]. NASA. Estación Espacial Internacional, Marzo 13 de 2014 [2].

La optimización estructural es un método que permite determinar la cantidad óptima de material, así como su distribución dentro de un dominio de diseño, que de acuerdo con el criterio utilizado maximizará o minimizará alguna propiedad del material utilizado. En la industria espacial se utiliza para reducir el peso de diversas estructuras, componentes de algún equipo y maquinaria utilizados durante una misión espacial, como lo son las estructuras de satélites, brazos mecánicos, transbordadores, etc.

El desarrollo de nano satélites resalta su importancia de la capacidad de escalar notablemente el tamaño de una misión espacial al reducir el tamaño de los satélites y por lo tanto de su carga útil, utilizando sistemas de propulsión más pequeños o sustituyendo un satélite grande (Tabla 2) por un número finito de nano satélites, que si bien cumplen una función específica por separado, centros de investigación se enfocan en lograr que un grupo de estos dispositivos trabaje en conjunto para llevar a cabo una misión en común (Figura 2) .



**Figura 2.** Misión A: Vehículo de Lanzamiento para un satélite grande. Misión B: Vehículo de lanzamiento para un numero finito de nano satélites. SG: Satélite grande. 1U: CubeSat de una unidad satelital.

Otra ventaja de reducir el tamaño de los satélites, es que también el tamaño de los equipos, maquinaria y medios de transporte se reduce de manera importante, causando un impacto directo en el costo de la misión en la que se incluyan satélites de este tipo (CubeSat). En cambio para satélites grandes, en ocasiones es también necesario diseñar y fabricar el equipo y maquinaria para realizar la validación de los satélites y la logística para trasladar los satélites de un lugar a otro también debe cumplir con especificaciones particulares para cada caso.

Aunque en la actualidad existen compañías dedicadas al desarrollo de dispositivos comerciales de este tipo (CubeSat) que cumplen con los estándares internacionales de la NASA de tal forma que han sido probados en numerosas misiones, presentan un diseño estándar para todos los diferentes tipos de misión que se pueden llevar a cabo y además ofrecen poca información técnica de los resultados de validación obtenidos en las pruebas que se realizan.

Lo anterior, expone un área de oportunidad para que instituciones educativas y de investigación se involucren en el desarrollo de este tipo de proyectos, fortaleciendo el desarrollo tecnológico del país y promoviendo la generación del conocimiento necesario para que las futuras generaciones cuenten con la posibilidad de incursionar dentro de esta industria como consultores o desarrolladores expertos en alguna etapa de una misión espacial.

Por esta razón en este trabajo se propone un método para realizar el diseño de estructuras satelitales de propósito específico para cada misión y como caso de estudio se plantea el diseño de la estructura (chasis) de un pico satélite mejor conocido como CubeSat, cuyas características principales son sus dimensiones de 100 [mm] por lado y que su masa no debe ser mayor a 1.33 [kg] [3] para su configuración de una unidad satelital

El modelo virtual o el Diseño Inicial de la Estructura del Satélite (DIESAT) consta de una geometría cubica que cumple con los requerimientos generales antes mencionados, dado que el método propone el diseño de estructuras de propósito específico, el resultado del Diseño Final de la Estructura del Satélite (DFESAT) dependerá en gran medida del tipo de carga útil que se planee utilizar.

El rediseño de la estructura a partir de los resultados del proceso optimización estructural durante su validación, puede no alcanzar el máximo establecido para la función objetivo, por lo que es necesario replantear el diseño de la estructura considerando diferentes criterios de diseño.

Como resultado de este trabajo se presenta el Diseño Final para la Estructura de un pico Satélite (DEFSAT) cuyo comportamiento fue evaluado mediante el Análisis por elementos Finitos (FEA) para las pruebas de vibraciones mecánicas con respecto a los estándares establecidos para un lanzador del tipo Dnerp, donde el valor de la frecuencia del primer modo de vibración del DEFSAT es muy superior al máximo recomendado para este tipo de lanzador. Los resultados obtenidos permiten asegurar que la estructura propuesta para el diseño del satélite, cumplirá con las especificaciones establecidas para las pruebas experimentales realizadas durante su validación por la institución certificada que haya sido seleccionada y que por lo tanto ésta resistirá las solicitaciones presentadas en cada etapa del trayecto hacia el espacio.

El documento presenta en un breve resumen de los temas involucrados en el desarrollo de una misión espacial y el diseño de satélites y dispositivos utilizados en éste ambiente. Posteriormente y en base a lo descrito anteriormente se describe la primer propuesta del diseño de la estructura, planteando las condiciones de frontera y los tipos de análisis que se llevaran a cabo para obtener la siguiente iteración del diseño basada en resultados del proceso de optimización. Finalmente se evaluó el diseño final y se exponen los resultados de dicha evaluación.

Cabe mencionar que en lo sucesivo se hará referencia al Diseño Inicial de la Estructura del Satélite como DIESAT, al Diseño Final de la Estructura del Satélite como DEFSAT y al Diseño de la Estructura Optimizada del Satélite como DEOSAT.

---

## 2. ESTADO DEL ARTE

### 2.1 La era espacial

La Era Espacial comenzó en los años 50 al término de la segunda guerra mundial. El primer paso importante lo dio la Unión Soviética el 04 de octubre de 1957 con el lanzamiento del primer satélite artificial el Sputnik 1, que consistió en una esfera de aluminio de 58 [cm] de diámetro y con un peso aproximado de 83.6 [kg] que transportaba una pequeña radiobaliza que sonando a intervalos regulares, mediante telemetría podía identificar una ubicación exacta en la superficie terrestre. [4]

La hazaña de la Unión Soviética dio inicio a una contienda internacional por desarrollar tecnología espacial siendo Estados Unidos su mayor competidor y quienes durante la década de los 50 sufrieron varios fracasos notables antes de ofrecer una respuesta a los lanzamientos de Sputnik 1 y Sputnik 2 de la Unión Soviética. Esta respuesta llegó el 18 de enero de 1958 cuando se llevó a cabo el lanzamiento del Explorer I, una nave espacial con forma de cohete cuya carga consistió en un contador Geiger para medir la radiación que rodea la Tierra, construido por el físico de la Universidad de Iowa James A. Van-Allen. Con los datos obtenidos de este dispositivo se verificó la existencia del campo magnético alrededor de la Tierra y se descubrieron los cinturones Van Allen, fenómenos que rigen parcialmente las cargas eléctricas en la atmósfera y la radiación solar que llega a la Tierra.

Valiéndose de este logro y con el propósito de aliviar la presión política de esta época, el presidente Eisenhower firmó la Ley Nacional de Aeronáutica y del Espacio en julio de 1958, que posteriormente permitiría a la recién formada Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA por sus siglas en inglés) comenzar funciones el 01 de octubre de 1958 casi un año después del lanzamiento del Sputnik [4].

### 2.2 Evolución de la tecnología espacial

Aún después de haber concluido su primera misión espacial exitosamente la brecha tecnológica entre Estados Unidos y la Unión Soviética era evidente, simplemente al comparar el peso de la carga transportadas por el Sputnik 1 con la del Explorer I. Donde el Sputnik 1 transportaba una carga de 83.6 [kg] mientras que la del Explorer I fue de 13.10 [kg], mostrando así que la Unión Soviética desarrolló una mayor capacidad de transporte y por tanto mejores sistemas de propulsión.

Por tales motivos el nacimiento de la NASA tenía un objetivo principal; llevar al primer ser humano fuera de la atmósfera terrestre, lo que implicaría desarrollar mejoras en todos los aspectos a la tecnología con que se contaba en aquella época (1950 – 1960). Con este objetivo en mente ambas naciones continuaron mejorando sus vehículos de transporte, los sistemas y subsistemas que componían dichos vehículos y todo aquello que les proporcionará una ventaja en la exploración del espacio. [4]

Sin embargo pese a sus esfuerzos, los norteamericanos fueron vencidos nuevamente cuando el 12 de abril de 1961 el soviético Yuri Gagarin orbitó la Tierra convirtiéndose así en el primer cosmonauta conocido. Ante estos hechos los Estados Unidos respondieron enviando al primer ser humano a la Luna culminando así con el programa Apolo en julio de 1969, cuando los astronautas Neil Armstrong y Edwin Aldrin dieron los primeros pasos en la superficie lunar.

Durante esta década la tecnología espacial fue dominada por el campo de las comunicaciones ya que se colocaron en órbita varios satélites entre los cuales se encontraba el que permitió realizar la primera conexión trasatlántica de teléfono entre Norteamérica y Europa, además de otros que proporcionaron servicios satelitales de señales de TV. Por otro lado las aplicaciones militares no se quedaron atrás, se desarrollan satélites de reconocimiento y transmisión de señales cuyo objetivo era seguridad nacional.

Eventualmente surgió la necesidad de colocar un equipo de investigación fuera de la atmósfera, con el propósito de realizar experimentos que requirieran un periodo mayor de tiempo y del mantenimiento o la constante manipulación de alguno de sus equipos. Esta necesidad se resolvió con la construcción de estaciones espaciales, que permitían albergar a un grupo de personas durante un periodo de tiempo determinado bajo un ambiente completamente controlado.

De esta manera al transportar algo más que dispositivos de medición, la industria espacial se dio a la tarea de realizar diseños de dimensiones mayores en comparación con los que se utilizaban en la década de los 50, así mismo dispositivos de medición, herramientas y maquinaria fueron desarrollados para funcionar de manera eficiente en el espacio. Los cambios eran evidentes sobre todo en los sistemas de propulsión, donde existió un cambio relevante al reducir el uso de cohetes de un solo uso que transportaban la carga útil lista para cumplir su función una vez que estuviera en órbita, por transbordadores espaciales que contenían una carga útil que debía ser ensamblada en el espacio, además de transportar al personal encargado de operarla y asegurar su correcto funcionamiento.

La infraestructura espacial avanzaba rápidamente, colocando un número mayor de construcciones en el espacio para misiones de diferentes propósitos, es un hecho que mientras más grande sean las dimensiones de los experimentos que se lleven al espacio también será mayor la inversión que deba realizarse. Esto se puede apreciar claramente si se compara el uso de cohetes para transportar cargas de alrededor de 4.5 toneladas contra el uso de transbordadores que pueden transportar cargas cercanas a las 25 toneladas. Lo anterior propicia que características como el peso de la carga útil que se desea transportar se considere un factor importante para estimar la inversión de una misión espacial, ya que dependiendo de la órbita en la que se desee colocar la carga el costo varía por kilogramo que se transporte, además de que las dimensiones de la carga también requieren de equipos de dimensiones equiparables para ser validadas.

Sin embargo el peso es sólo uno de los factores a considerar para calcular el costo de una misión espacial, otros aspectos más relevantes deben tenerse en cuenta, como las pruebas a las que se deben exponer los vehículos de transporte, la carga útil que llevarán, además de toda la infraestructura adicional necesaria para llevar a cabo un lanzamiento, por tales razones se debe tener especial cuidado al diseñar una misión espacial ya que cualquier reducción en el costo será beneficioso en cualquier proyecto que se desee emprender [5].

### **2.3. Avance tecnológico vs Inversión**

Sin duda alguna enviar cualquier tipo de misión al espacio tiene un costo elevado y esto se debe principalmente a que el diseño, la manufactura, la validación y la operación de los vehículos de lanzamiento así como la carga útil deben cumplir con requerimientos tan específicos que se necesita de equipos de trabajo e instalaciones especializadas para poder implementar la misión.

Otro factor importante que eleva el costo de una misión espacial es que en muchas ocasiones los vehículos de transporte o la carga útil son unidades de primera manufactura, lo que implica un costo de desarrollo mayor que si se utilizará alguna unidad que ya haya sido probada con anterioridad.

Dado que la necesidad de misiones de mayor magnitud ha crecido en las últimas décadas, también ha surgido la necesidad de reducir los costos para cualquier etapa de la misión, sobre todo en cualquier dispositivo que se pretenda utilizar en el espacio, debido a que la validación de la tecnología implica costos muy elevados tanto por lo sofisticado de los equipos como por los largos periodos de prueba que conllevan. La NASA por ejemplo, invierte varios miles de millones de dólares al año en el desarrollo de tecnología espacial contando así con los laboratorios más sofisticados para realizar pruebas a dispositivos de casi cualquier dimensión.

Según la “Space Fundation” (2010) la actividad espacial a nivel global reportó un gasto en 2008 cercano a los \$ 257.2 mil millones de dólares, su reporte muestra que el gasto global en el espacio se incrementa de forma desacelerada entre 2005 y 2008, siendo las industrias que proporcionan servicios satelitales comerciales e infraestructura espacial comercial quienes realizaron las mayores inversiones, los servicios de transporte para este rubro solo presenta un gasto de \$40 millones de dólares durante este periodo [5]. Lo anterior se ilustra en las Figura 3 y Figura 4:

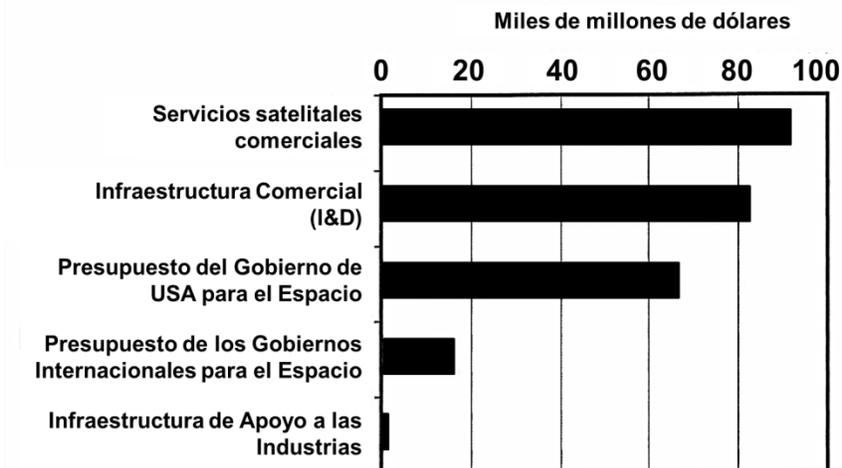


Figura 3. 2008 Gasto espacial Global de las principales categorías. Los servicios de transporte espacial comerciales con \$ 40 millones de dólares, son invisibles para esta escala (Modificado por la “Space Fundation, 2009) [5].

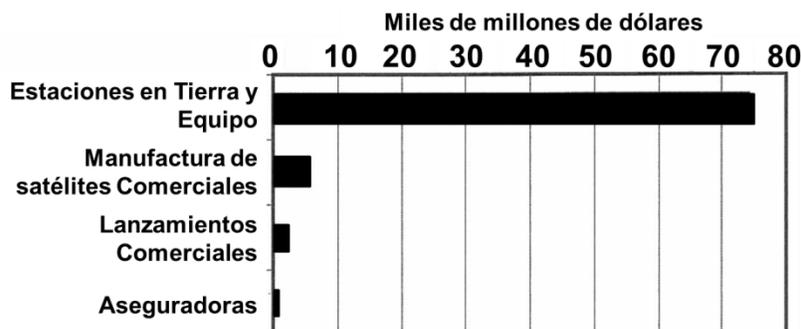


Figura 4. Gasto de la infraestructura espacial comercial de las principales categorías. El gasto de \$180 millones de dólares en I&D es invisible para esta escala (Modificado por la “Space Fundation, 2009) [5].

El gasto en la infraestructura espacial comercial en 2008 fue de un total de \$81.27 miles de millones de dólares más \$950 millones de las aseguradoras y \$180 millones para las dependencias de Investigación y desarrollo (I&D).

Estos costos tan elevados son la razón principal de que en la décadas iniciales de la era espacial sólo instituciones gubernamentales o privadas pudieran aventurarse a desarrollar esta tecnología, sin embargo, hoy en día existen propuestas de misiones de menor alcance y escaladas a dispositivos y construcciones más pequeñas, que han permitido que instituciones educativas y grupos aficionados a la ciencia y tecnología se involucren a este campo. Propiciando que el interés de la comunidad vaya en aumento debido al acercamiento con ésta tecnología.

Aunque la inversión en una misión espacial en algunos casos no conlleva una recompensa económica, no se debe perder de vista que explorar el espacio además de conocimiento también es un importante segmento de mercado, independientemente del propósito. En la actualidad existen compañías dedicadas a proporcionar los componentes necesarios para implementar casi cualquier tipo de misión espacial, dando paso a una competencia entre industrias de desarrollo de tecnología, manufactura, transporte y otras disciplinas que se actualizan cada día para satisfacer las necesidades de futuros inversionistas.

La experiencia en el diseño de misiones espaciales ha permitido identificar áreas donde es posible reducir los costos, permitiendo que sean más accesibles al requerir una menor inversión o permitiendo redistribuir el capital dispuesto en otro aspecto más relevante. Según los estándares de la misión, algunas recomendaciones realizadas por los expertos son [5].

- Reducir el costo de la electrónica básica.
- Incrementar la capacidad de adaptar los componentes electrónicos para misiones de diferente magnitud y propósito.
- Incrementar la confiabilidad de los componentes básicos.
- Incrementar el uso de tecnología avanzada para reducir las masas estructurales.
- Incrementar el nivel tecnológico del software para automatizar procesos que disminuyan el número de operadores necesarios el día del vuelo.

#### **2.4. Acceso al espacio**

En la actualidad la propuesta más accesible para universidades e institutos con un presupuesto moderado para incursionar en el espacio es el desarrollo de micro-satélites y pico-satélites. Un claro ejemplo es el caso del proyecto CubeSat, que nació en 1999 con la colaboración del Prof. Jordi Piug-Sauri de la Universidad Politécnica del estado de California (Cal Poly) y el Prof. Bob Twiggs del Laboratorio para el Desarrollo de Sistemas Espaciales en la Universidad de Stanford (SSDL). El proyecto CubeSat tiene como objetivos principales; incrementar el acceso al espacio de cargas más pequeñas, disminuir costos y tiempo necesarios para llevar a cabo una misión.

Así mismo Cal Poly adquirió la responsabilidad de desarrollar el P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer) que es un dispositivo capaz de transportar y expulsar el CubeSat de forma automatizada una vez que el medio de transporte se encuentre ubicado en órbita, garantizando la seguridad tanto del CubeSat y su carga útil como la del vehículo de lanzamiento.

Estos objetivos se satisfacen de tal manera que en la actualidad más de 100 Universidades, instituciones privadas y gubernamentales desarrollan dispositivos propios con la finalidad de innovar y desarrollar nuevas tecnologías [3].

Se calcula que entre 2003 y 2013 se han lanzado 160 CubeSat desde diferentes localidades para ser colocados en la órbita LEO (Low Earth Orbit), de tal forma que se prevé que el número de lanzamientos continuará en aumento en los siguientes años [6].

### 3. MARCO TEÓRICO

#### 3.1. Misión espacial: Características principales y su clasificación

El diseño de una misión espacial se desprende de la necesidad de realizar la investigación de algún fenómeno que proporcione información valiosa aplicable de manera directa o indirecta a un campo de estudio específico. Sin embargo, para poder definir el propósito de una misión se debe tener una perspectiva general del cómo llevarla a cabo, contando con suficiente información sobre qué es lo que se desea obtener de ésta.

Generalmente se recomienda considerar ciertos elementos involucrados en la planificación de una misión espacial, entre los cuales el objetivo de ésta determinará los alcances y restricciones en cuanto a los requerimientos que se deberán satisfacer para cada etapa de la misión, considerando todas las variables que puedan surgir durante el proceso de desarrollo y canalizándolas de tal manera que se enfoquen al cumplimiento del objetivo de la misión.

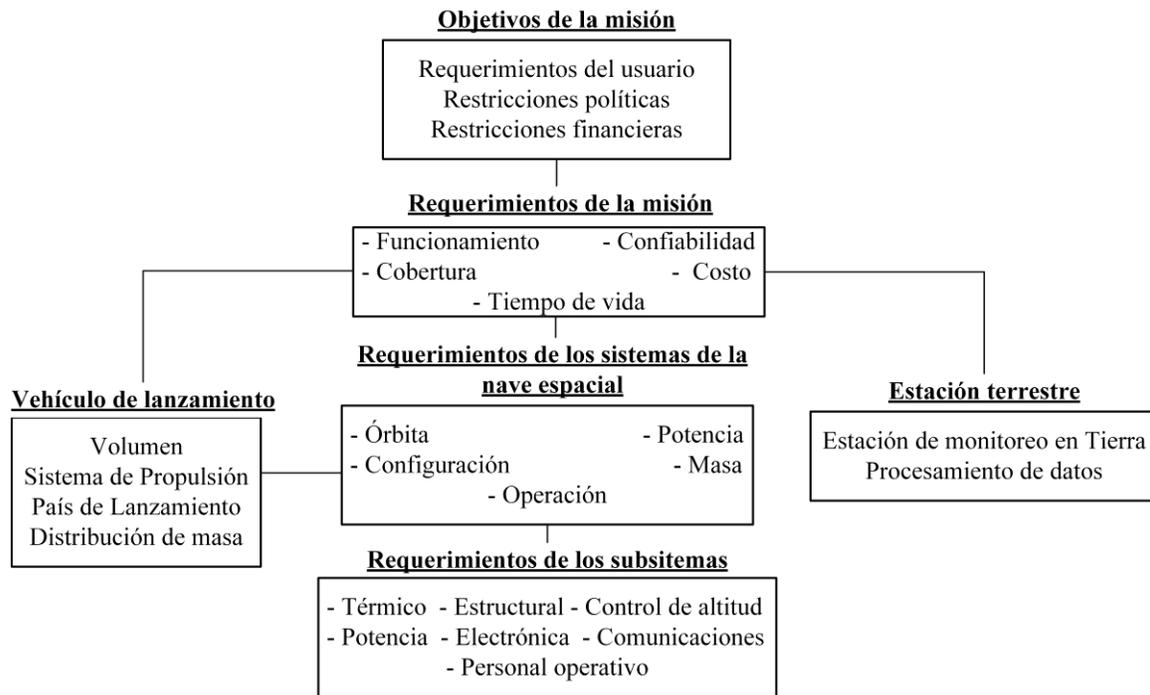


Figura 5. Objetivos y requerimientos de la aeronave de una misión espacial [7].

La Figura 5 muestra los elementos generales a considerar en la planeación de una misión espacial, donde:

- El Objetivo.- Define los requerimientos para el tipo de misión (observación, comunicación, militar, etc.), un estimado de la inversión necesaria, el periodo de tiempo para llevarla a cabo, así como las instalaciones equipos y demás elementos necesarios. Un segmento importante y que comúnmente se omite mencionar, son los requerimientos políticos, ya que las condiciones para realizar el lanzamiento de un satélite son diferentes para cada país.

- La Carga útil.- Implica los requerimientos del software y el hardware de los sistemas y subsistemas utilizados, además del equipo e instrumentación necesarios para que tanto los experimentos como el satélite funcionen correctamente durante la misión.
- La Estructura principal.- Desde su diseño ésta se adecua para proporcionar la mejor distribución de la carga útil, ya que su función principal es transportarla y protegerla. Se considera también para tomar decisiones en cuanto al tiempo de vida de la misión, el costo y la confiabilidad que ofrece.
- La Base de comunicaciones en Tierra.- Se encarga de controlar, recibir y enviar información al espacio, su función es el procesamiento de datos para que los operadores de la misión consigan un seguimiento día a día de la misma.
- La Órbita.- Determina la posición y trayectoria que seguirá la nave espacial durante la misión. Estas órbitas pueden o no ser estacionarias, la elección de la órbita también predecirá el movimiento del satélite o del equipo dejado en su trayectoria durante un periodo de tiempo. Las órbitas más relevantes son LEO, HEO, MEO y GEO que describen una trayectoria alrededor de la tierra a una altitud específica.
- El Vehículo de lanzamiento.- Es uno de los elementos más costosos en una misión espacial. Características como el volumen del vehículo, el sistema de propulsión y la distribución de masa deben ser considerados para decidir cuál vehículo ofrece las mejores prestaciones acorde con la misión planeada.

Los elementos antes mencionados aunque cumplen funciones diferentes, deben acoplarse entre sí para garantizar el funcionamiento de la misión, las fallas en alguno de los sistemas son frecuentes durante el desarrollo de la misión, por tal razón siempre se cuentan con planes de contingencia o factores de seguridad que permiten que el objetivo principal de la misión se satisfaga.

Después de tener claro el objetivo de una misión, los dos aspectos más importantes a considerar son el presupuesto con el que se cuenta al inicio del proyecto, es decir, en el momento de la planeación de la misión y el periodo de tiempo en el que se completará la misma.

Estos últimos en particular tienen una relación directa en la toma de decisiones, debido a que dependiendo del presupuesto se puede definir la magnitud de la misión y estimar un periodo de tiempo para realizarla, ya que de extenderse más allá de lo establecido, el costo de la misión puede incrementarse de tal forma que ya no podría solventarse, siendo este el peor escenario para el equipo encargado del desarrollo de la misión.

Las misiones espaciales pueden clasificarse de diferentes formas, considerando aspectos como el tamaño de las estructuras que se planean utilizar, por el presupuesto que se invertirá, por las instituciones que se involucran, por la órbita donde se coloque o por objetivo definido para éstas, siendo las dos últimas las más relevantes.

Misión	Tipo de trayectoria	Instituciones
Comunicaciones	Geoestacionaria para bajas latitudes	Privadas (Comunicaciones satelitales, TV, telefonía , Internet) y Públicas (Centros de investigación, Universidades)
Recursos naturales	LEO para cobertura global	
Clima	LEO o geoestacionaria	
Navegación	Inclinada MEO para cobertura global	
Astronomía	LEO, HEO, GEO	
Ambiente espacial	Varias, incluyendo cohetes de sondeo	
Militar	LEO para cobertura global	
Estaciones espaciales	LEO	
I&D de Tecnología	Varias	

Tabla 1. Tipos de misión y trayectorias que siguen [6].

### 3.2. Tipos de satélites

Generalmente las misiones espaciales dependen en gran medida de satélites, que son dispositivos en los que todos sus componentes interactúan entre sí para probar experimentos (electrónicos, mecánicos, biológicos, etc.) o realizar mediciones durante un periodo de tiempo determinado, además de seguir una trayectoria definida tal como una órbita alrededor de la Tierra.

Los satélites al igual que las misiones espaciales pueden ubicarse en diferentes categorías según sus características particulares, entre las cuales destacan el peso del satélite (contemplando todos los elementos que lo integran), el tipo de misión (que generalmente se identifica como el objetivo de ésta) y por la altitud y trayectoria en la que serán colocados, en la Tabla 2 se ilustra de manera detallada esta clasificación.

Tamaño	Masa [kg]	Tipo de misión	Tipo de orbita
Satélites grandes	mayores a 1000	<ul style="list-style-type: none"> <li>* Comunicaciones</li> <li>* Observación del clima</li> <li>* Astronomía</li> <li>* Comportamiento en ambiente espacial</li> <li>* Militar</li> <li>* Estaciones Espaciales</li> <li>* I&amp;D de tecnología</li> <li>* Exploración</li> <li>* Educación</li> </ul>	GEO – Órbitas Terrestres Geoestacionarias MEO – Órbitas Terrestres de Mediana Altura LEO – Órbitas Terrestres de Baja Altura HEO – Órbitas Elípticas Altas
Satélites medianos	entre 500 y 1010		
Mini satélites	entre 100 y 500		
Micro satélites	entre 10 y 100		
Nano satélites	entre 1 y 10		
Pico satélites	entre 0.1 y 1		

Tabla 2. Tipos de satélites y sus principales clasificaciones. [5] [7]

Se debe considerar también, que una misión puede centrarse en el desarrollo de un satélite de características específicas o puede que dicho satélite sólo forme parte de un experimento de mayor alcance, convirtiendo a este dispositivo en parte de la carga útil como un equipo más. En este último caso generalmente se utilizan modelos de satélites cuyo funcionamiento ya ha sido probado con anterioridad en otra misión, lo que propicia una reducción importante de recursos en el desarrollo de la nueva misión.

### 3.3. Pico satélites y Nano satélites - CubeSat

La propuesta del Proyecto CubeSat surgió en 1999 en la Universidad Politécnica del estado de California (Cal Poly) bajo la dirección de los profesores Jordi Piug-Sauri y Bob Twiggs, el proyecto consistía en desarrollar el diseño de un satélite de geometría cúbica de 10 [cm] por lado y con un peso máximo de 1.33 [kg]. El principal propósito de este proyecto fue establecer los requerimientos principales para el diseño de pico y nano satélites, enfocados en la reducción de los costos y tiempo de desarrollo [3].



Figura 6. CubeSat ELaNi en Glory Mision [8].

El cumplimiento de estos requerimientos garantiza que la NASA apruebe el satélite para ser colocado en órbita por uno de sus transbordadores o lanzadores disponibles. Estos requerimientos tienen como objetivo garantizar que el satélite completará exitosamente su misión, soportando el traslado fuera de la atmósfera terrestre hasta su puesta en marcha en órbita, además de funcionar correctamente durante el tiempo de vida pre calculado para este. También se prevé que el satélite no presenta ningún riesgo para los demás elementos de la misión.

Se pueden identificar tres grupos diferentes de requerimientos. Los mecánicos que incluyen dimensiones y geometrías de las estructuras y mecanismos, los eléctricos que consisten en todos los sistemas electrónicos y los de operación que hacen énfasis en el software y la transmisión de datos.

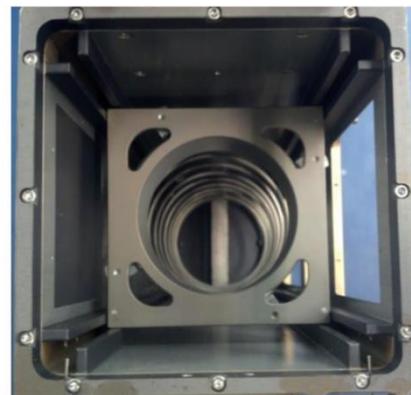
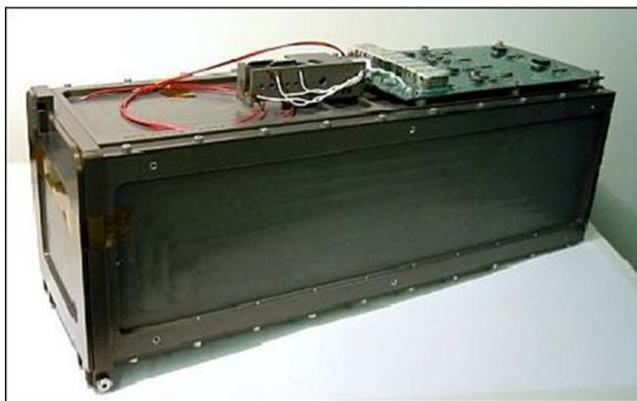


Figura 7. Imagen de la estructura P-POD del modelo MK. (Imagen del CalPoly).

Estos requerimientos a su vez satisfacen las especificaciones para poder colocar el CubeSat en la unidad P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer, Figura 7), también desarrollado por el Cal Poly y cuyo propósito es transportar los CubeSat durante todo el trayecto del lanzamiento y expulsar el o los satélites una vez se encuentren en la trayectoria de la órbita determinada. Para que un pico satélite sea lanzado por la unidad P-POD debe satisfacer completamente los requerimientos mecánicos, principalmente los dimensionales. Esta unidad de lanzamiento también se ha modificado con el paso del tiempo, aceptando satélites en los que la longitud en uno de sus ejes puede incrementarse hasta tres veces.

### 3.4. Componentes de un satélite

En la actualidad existen satélites de todo tipo, que pueden incluirse en una o varias de las clasificaciones antes mencionadas, asimismo la composición de un satélite se define de acuerdo a la misión para la que sean diseñados ya que de esto dependen las dimensiones de las estructuras, los componentes del experimento, la altitud a la que será colocado el costo, etc. Sin embargo, tomando en cuenta el gran número de satélites que han sido desarrollados hasta ahora, es posible estandarizar los componentes principales de un satélite como se muestra en la Figura 8:

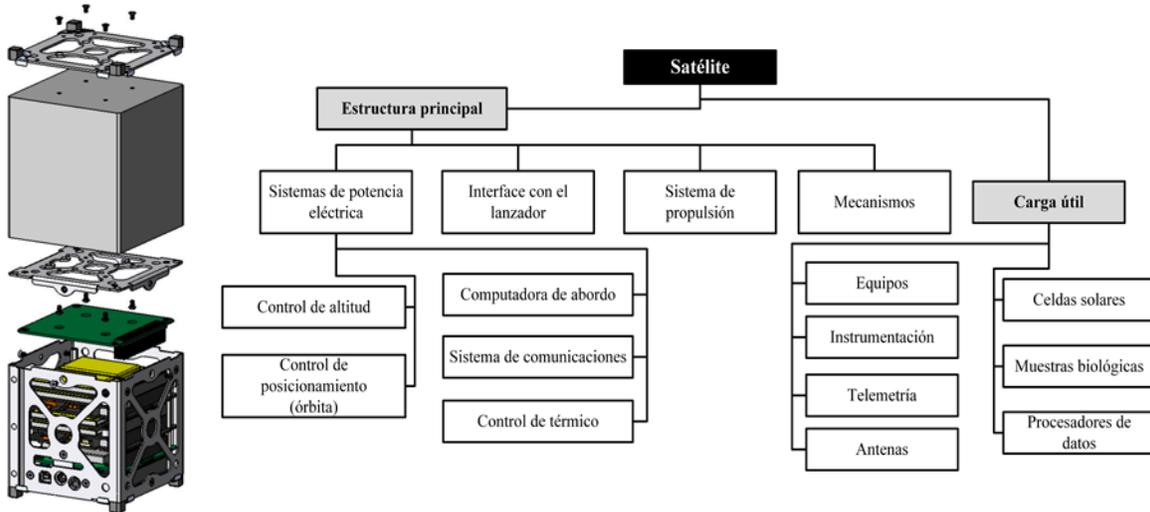


Figura 8. Elementos generales que componen a un satélite [7].

Los componentes de la estructura principal pueden variar en tamaño y requerimientos para su funcionamiento de acuerdo al fabricante, sin embargo su función principal será siempre la misma, adicional a los componentes ya mencionados, la carga útil de un satélite se compone principalmente del equipo y la instrumentación involucrada en un experimento esto incluye también al personal operativo que se transporte.

Considerando lo anterior, se puede decir que los elementos mostrados en la Figura 8 forman la configuración estándar de un satélite, ya que sin importar las dimensiones y el tipo de satélite que se construya estos estarán presentes en cada uno.

## 4. CUBESAT

### 4.1. Especificaciones de la misión y composición del diseño inicial de la estructura principal del satélite (DIESAT)

Dado que el objetivo de este trabajo es proponer un procedimiento para realizar el diseño óptimo de la estructura principal de un pico satélite, no se tomó mucho tiempo en definir las características de una misión espacial para una estructura de este tipo. Esto se debe a que el diseño final de la estructura del satélite será resultado en cada caso, de las propiedades de la carga útil que se transporte en él. Para éste caso de estudio se definieron un conjunto de elementos de masa y la posición de cada uno dentro de la estructura basando en los componentes generales que debe contener un CubeSat de acuerdo con la descripción de PUMPKIT.IN.

Por estas razones se propuso modelar los elementos de la carga útil como módulos PCB a los cuales se les asignó las propiedades de masa de alguno de los elementos que se pueden utilizar en un pico satélite. La configuración de la propuesta para el DIESAT se realizó de la siguiente forma:

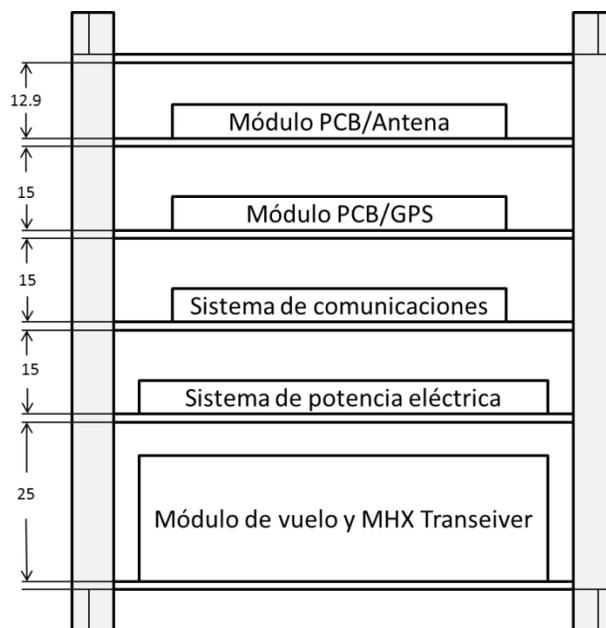


Figura 9. Configuración inicial de los elementos del DIESAT. Dimensiones en milímetros.

Elemento	Masa [kg]
Módulo de vuelo y MHX T.	0.090
Sistema de potencia eléctrica	0.210
Sistema de comunicaciones	0.100
GPS	0.100
Antena	0.080

Tabla 3. Especificaciones de masa de la carga útil del DIESAT.

## 4.2. PUMPKIT – CubeSat Kit

Varias industrias se dedican en la actualidad al desarrollo de tecnología espacial en sus diversas ramificaciones, entre las más importantes en cuanto a desarrollo y fabricación de satélites pequeños se encuentran Clayde Space, Cubesat Shop y CubeSat Kit, de las cuales esta última es un corporativo integrado a PUMPKIN Inc. que se dedica a la venta de componentes electrónicos, mecánicos y digitales para la construcción de pico satélites (CubeSat) cuyos diseños se han caracterizado para garantizar el correcto funcionamiento de todos sus componentes en un ambiente espacial. Estos diseños concuerdan con las especificaciones establecidas por el Cal Poly en cuanto a sus requerimientos mecánicos, eléctricos y de operación. Además garantizan resultados aceptables ante las pruebas requeridas por la NASA para permitir su inclusión en un lanzamiento y puesta en órbita.



Figura 10. Módulo de vuelo y estructura principal del CubeSat Kit desensamblado [9].

Pese a sus dimensiones el diseño de un CubeSat requiere de los mismos componentes que un satélite de dimensiones mayores, por lo que CubeSat Kit ofrece todos los artículos necesarios para el ensamble de un CubeSat para casi cualquier tipo de misión, es decir, se incluye la estructura principal, interface de unión con el lanzador, celdas solares, sistema de potencial, sistema de comunicaciones, cámaras, sensores y el software que utilizan cada uno [9].

Un conjunto de piezas para el ensamble de un CubeSat de propósito educativo tiene un costo aproximado de \$7,500 dólares siendo esta la configuración más sencilla y su costo va en aumento conforme se agreguen componentes más sofisticados [9].

Recientemente los CubeSat han sufrido diversas modificaciones, resultado de la necesidad de incluir experimentos más grandes que los que se consideran para un CubeSat de una unidad (1U) pero sin exceder este estándar considerado como “pequeño”, escalando las dimensiones de estas estructuras hasta tres veces su tamaño original en la dirección de uno de sus ejes (3U) y por lo tanto también su masa hasta 3 [kg] para la configuración de mayor capacidad, procurando en aplicar un mínimo de modificaciones para poder utilizar el mismo lanzador (Figura 11).

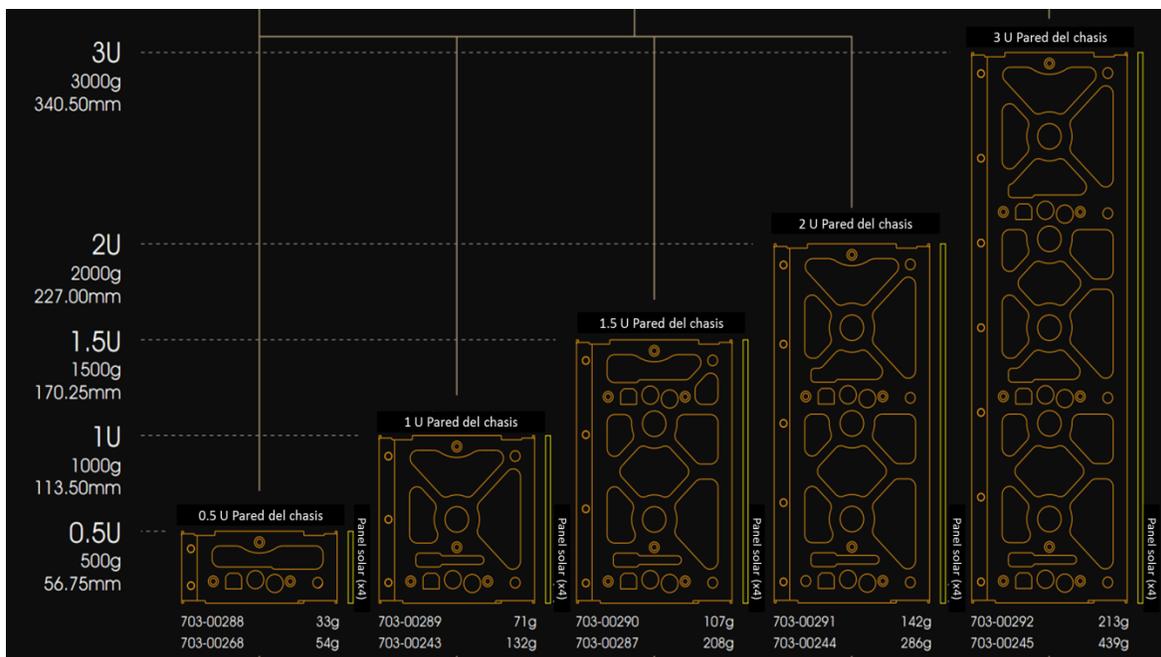


Figura 11. Dimensiones de las diferentes estructuras del CubeSat Kit [PUMKIT INC.]

Al igual que los satélites en general, los CubeSat de Pumpkit Inc. cuentan con algunas especificaciones técnicas estándar para su modelo de 1U y son las siguientes:

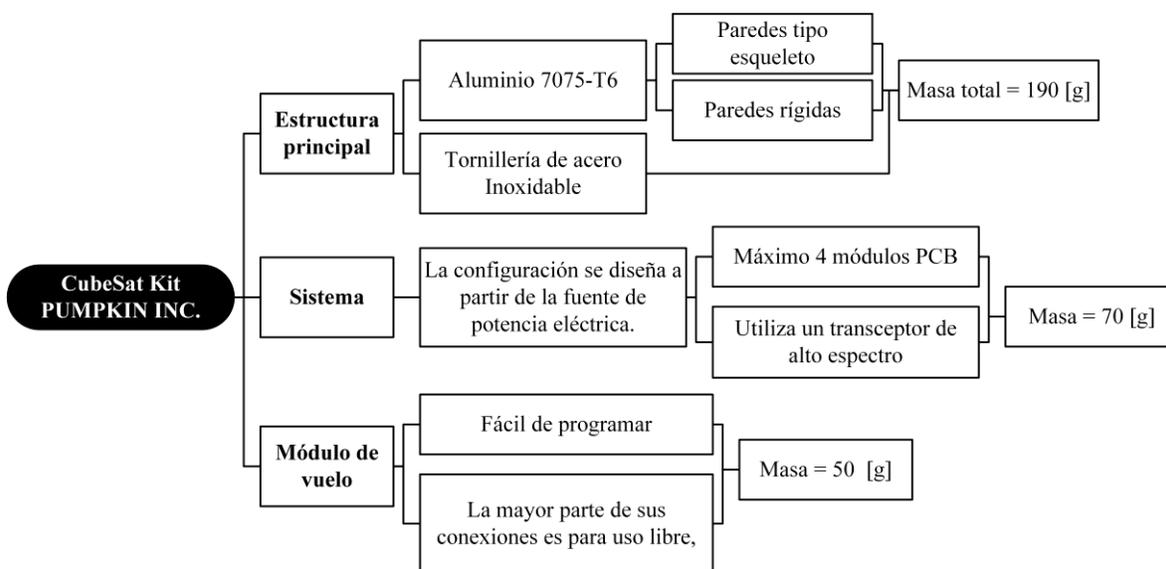


Figura 12. Principales elementos de un CubeSat y sus características. [9]

El desarrollo de dispositivos de lanzamiento para un número mayor de satélites es un tema tan importante como el desarrollo de los satélites mismos, ya que en la actualidad el alcance de las estructuras para CubeSat ha alcanzado las 6U, incrementando su longitud en dos de sus ejes e imposibilitando utilizar la unidad P-POD original.

## 5. LANZADOR Dnepr

EL Vehículo de Lanzamiento Dnepr (LV) se basa en el diseño del misil balístico intercontinental de combustible líquido SS-18 y consta de tres etapas, más el módulo SHM (Space Head Module) que es donde se transporta la carga útil.

La primera y segunda etapas del LV son las etapas originales del SS-18 y se utilizan sin ninguna modificación, a la tercer etapa se le agregó un sistema de control mejorado que permite la aplicación del programa de vuelo, controlando las funciones de todas las etapas y la carga útil, así como el desprendimiento del SHM una vez que la carga útil se haya colocado en órbita.

La decisión de construir un sistema de este tipo fue precedido por una serie de investigaciones científicas y los esfuerzos preliminares de diseño, lo que dio lugar a la conclusión de que la solución más prometedora para la inserción orbital de carga útil sería un sistema de lanzamiento espacial basado en el SS-18 ICBM a los que se les realizarían modificaciones mínimas, a todo el programa se le dio el nombre de “Dnepr”.

Las especificaciones principales de un vehículo de lanzamiento Dnepr son las siguientes:

Masa total de lanzamiento	210 [ton]
Combustible utilizado en las tres etapas de propulsión	UDMH + N2O4
Número de etapas	3
Máxima carga axial	7.5 [g]
Mínima carga lateral	0.8 [g]
Nivel de presión sonora	135 [dB]

Tabla 4. Especificaciones técnicas del LV Dnepr [10].

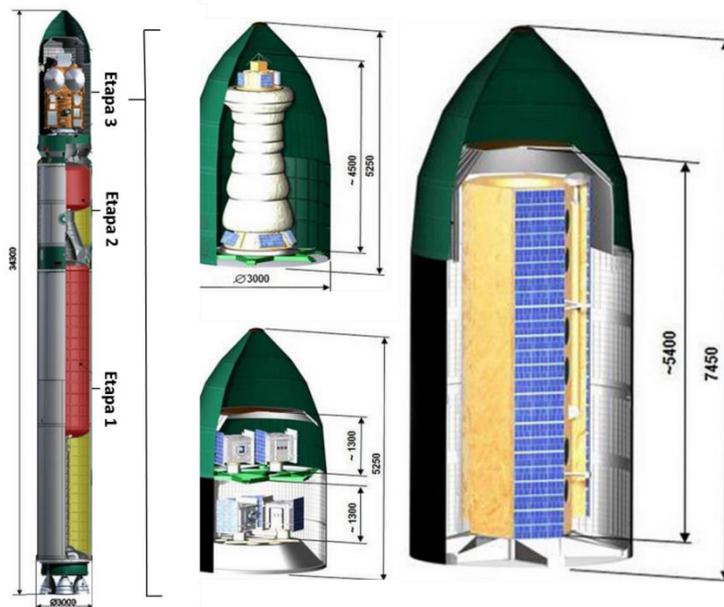


Figura 13. Etapas del LV Dnepr y sus posibles configuraciones de carga útil [10].

El LV se divide en tres etapas, donde las primeras dos cumplen la función de transportar el combustible y el sistema de propulsión. Y la tercera es la zona de transporte para la carga útil, esta última puede tener varias configuraciones para la carga, ya que ésta se puede adecuar para transportar varios satélites pequeños o uno grande ( Figura 13).

Para transportar cualquier carga útil utilizando un sistema de lanzamiento Dnepr, es necesario que la estructura que las transporta cumpla con varios requerimientos que aseguren su completa funcionalidad durante todas las etapas del vuelo y que permitan garantizar también, que la carga útil no representa ningún riesgo para el sistema de lanzamiento. Estos requerimientos se cubren mediante varias pruebas estandarizadas de acuerdo a las características de sistema de lanzamiento y a las condiciones esperadas durante una misión espacial [10].

Las principales pruebas que se realizan a estas estructuras son:

- Cargas producidas por vibraciones.
- Cargas producidas por impacto.
- Cargas producidas por ruido.
- Comportamiento y efectos producidos por la humedad y temperatura.
- Presión dentro del SHM.
- Compatibilidad electromagnética.

Aunque a ninguna de las pruebas antes mencionadas se les debe restar importancia, es un hecho que las principales pruebas que se debe satisfacer son las de cargas producidas por vibraciones, ya que son éstas las que validarán si los satélites soportarán las condiciones del lanzamiento, vuelo y puesta en órbita.

### 5.1. Prueba de vibraciones

Generalmente una aeronave y cualquier estructura que transporte un vehículo de lanzamiento, debe diseñarse para una rigidez estructural tal que la frecuencia natural de éstas no sea menor de 20 [Hz] para el eje longitudinal y de 10 [Hz] para los ejes laterales.

La prueba de vibraciones predice el comportamiento de la estructura ante las vibraciones producidas a la aeronave por el modo en que se une al vehículo de lanzamiento durante el vuelo. Se producen dos tipos de vibraciones para un lanzador Dnepr:

- Vibraciones armónicas o sinusoidales
- Vibraciones aleatorias

Las oscilaciones armónicas se caracterizan por su amplitud de vibro-aceleración y su frecuencia. Los parámetros para las pruebas de oscilaciones armónicas se detallan en las Tabla 5 y Tabla 6.

Frecuencia [Hz]	5-10	10-15	15-20
Amplitud [g]	0.5	0.6	0.5
Duración [s]	10	30	60

Tabla 5. Amplitud de las oscilaciones armónicas de la interface SC/LV. Eje longitudinal [10].

Frecuencia [Hz]	<b>2-5</b>	<b>5-10</b>	<b>10-15</b>
Amplitud [g]	0.2 – 0.5	0.5	0.5 – 1.0
Duración [s]	100	100	100

Tabla 6. Amplitud de las oscilaciones armónicas de la interface SC/LV. Ejes laterales [10].

Las vibraciones aleatorias se caracterizan por la densidad espectral de aceleración y la duración de su influencia en la estructuras. Los parámetros para las pruebas de vibraciones aleatorias se muestran en la Tabla 7.

Frecuencia [Hz]	Origen de la carga	
	Despegue, segmento de vuelo del LV, $M=1, q_{max}$	1ª etapa quemada (excepto para el segmento de vuelo del LV, $M=1, q_{max}$ ) 2ª etapa y 3ª etapa quemadas
Densidad espectral [ $g^2/Hz$ ]		
<b>20-40</b>	0.007	0.007
<b>40-80</b>	0.007	0.007
<b>80-160</b>	0.007-0.022	0.007
<b>160-320</b>	0.022-0.035	0.007-0.009
<b>320-640</b>	0.035	0.009
<b>640-1280</b>	0.035-0.017	0.009-0.0045
<b>1280-2000</b>	0.017-0.005	0.0045
<b>Valor RMS, [<math>\sigma, g</math>]</b>	6.5	3.6
<b>Duración [s]</b>	35	831

Tabla 7. Densidad espectral de vibro-aceleración de la interface SC/LV [10].

Estos datos son de gran importancia para realizar las pruebas correctamente, ya que haciendo estos se pueden realizar cálculos adicionales cuyos resultados serán de utilidad para definir las condiciones de la prueba.

## 5.2. Cálculo de los factores de cargas combinadas

Durante el despegue se crea un ambiente de diversas cargas ocasionadas por la combinación de un estado estable, un estado transitorio de baja frecuencia y un estado de cargas vibro-acústicas de alta frecuencia. Para determinar los factores de cargas combinadas para cualquier fase del lanzamiento se utiliza la raíz cuadrada de la suma de las componentes dinámicas de baja y de alta frecuencia superpuestas sobre las componentes de un estado estable.

$$N_i = S_i \pm \sqrt{(L_i)^2 + (R_i)^2} \quad (1)$$

donde:

$N_i, S_i, L_i$  y  $R_i$  son el factor de cargas combinadas, el factor de carga del estado estable, el factor de carga dinámica de baja frecuencia y el factor de carga debido a las vibraciones aleatorias de alta frecuencia para el  $i$ -ésimo eje respectivamente. El resultado de  $N_x, N_y$  y  $N_z$  debe considerarse como si actuarán simultáneamente y en todas las combinaciones posibles, este procedimiento combinatorio

puede extenderse al cálculo de fuerzas o esfuerzos reemplazando los factores de carga por las fuerzas o esfuerzos producidos por estos factores [11].

Para lograr el objetivo principal de este trabajo, sólo se realizaron las pruebas principales para vibraciones mecánicas, de tal manera que para aplicar las condiciones de frontera para el análisis FEM se calcularon los factores para cargas combinadas aplicadas a la estructura del pico satélite, sustituyendo los datos de la Tabla 8 en la Ecuación 1 se obtiene lo siguiente:

El peor caso para un lanzador Dnper	
Masa del CubeSat completo	1 [kg]
S <sub>longitudinal</sub>	7.8 [g]
S <sub>lateral</sub>	0.8 [g]
L <sub>i</sub>	2.8 [g]
R <sub>i</sub>	14.1 [g]

Tabla 8. Datos para el cálculo del factor de cargas considerando el peor escenario para un CubeSat si se utilizará un lanzador Dnepr. [g] equivale a la aceleración gravitacional.

$$N_x^2 = 14.2996, \quad N_y^2 = 14.2996, \quad N_z^2 = 22.0773$$

y considerando que:

$$N_T = \sqrt{N_x^2 + N_y^2 + N_z^2} \quad (2)$$

$$N_T = 29.9394$$

El factor de cargas combinadas permite hacer una aproximación al valor real de las cargas aplicadas a los satélites durante el despegue del vehículo de lanzamiento. Suponiendo que los satélites son colocados con su eje longitudinal paralelo al del vehículo de lanzamiento, se puede suponer que la carga recae sobre los puntos de apoyo para cada satélite, además considerando que:

$$F_{aplicada} = F_{satélites} + F_{resortes} \quad (3)$$

$$F_{resortes} = F_{resorte\ principal} + F_{resorte\ lanzador} \quad (4)$$

$$F_{satelites} = (1g)(masa)(num.\ desatelites)N_T \quad (5)$$

$$(6)$$

Es posible calcular la fuerza aplicada a los puntos de ensamble entre el CubeSat y el P-POD.

$$F_{resorte\ principal} = 44.5 \text{ [N]}$$

$$F_{resorte\ lanzador} = 57.8 \text{ [N]}$$

$$F_{aplicada} = 666.328 \text{ [N]}$$

La NASA propone utilizar un factor de seguridad igual a 1.25 para el cálculo de cargas estructurales. Considerando las condiciones de frontera que se plantearon para el análisis de vibraciones en este proyecto, la estructura principal del CubeSat se sujeta en ocho puntos que se suponen como las regiones inferior y superior de los rieles o zonas de unión entre la estructura y el lanzador P-POD, donde estas regiones actúan al mismo tiempo como superficies de aplicación de carga y restricción de movimiento. Suponiendo el peor caso posible se tomó la decisión de duplicar el factor de seguridad propuesto por la NASA. [11]

Aplicando así un factor de seguridad de 2.5 y dividiendo la carga máxima de diseño entre los cuatro puntos de apoyo se tiene que la carga aplicada a cada soporte es:

$$F_{\text{soporte}} = 416.455 [N]$$

## 6. ANÁLISIS POR ELEMENTOS FINITOS (FEA)

El Análisis por elemento Finito es un método matemático que permite analizar estructuras complejas mediante la división de la estructura en un número de elementos finitos de diferentes tamaños y formas. Estos elementos se conectan entre sí a través de un conjunto de nodos que definen a cada elemento y la unión de estos forma una malla en el espacio de diseño [11].

En la actualidad el FEA es una parte esencial del proceso de diseño y se utiliza como una herramienta para predecir el comportamiento de un cuerpo ante eventos estructurales, térmicos, etc., característica que resulta de gran utilidad para reducir los costos de producción y el tiempo de evaluación de un problema dado. Debido a que permite simular virtualmente diferentes pruebas para un caso particular, su aplicación se extiende a diferentes disciplinas para la búsqueda de soluciones, sin embargo, no hay que olvidar que sus raíces surgieron para aplicaciones en la industria aeroespacial en la década de 1950 - 1960 cuando la NASA desarrollo NASTRAN, el primer software de análisis FEM. Aunque hoy en día existe una extensa variedad de software de este tipo, que ha sido desarrollado tanto por la industria privada como por instituciones educativas, el proceso de análisis FEM para el caso estructural se puede resumir en los pasos que se muestran en la Figura 14 [12].

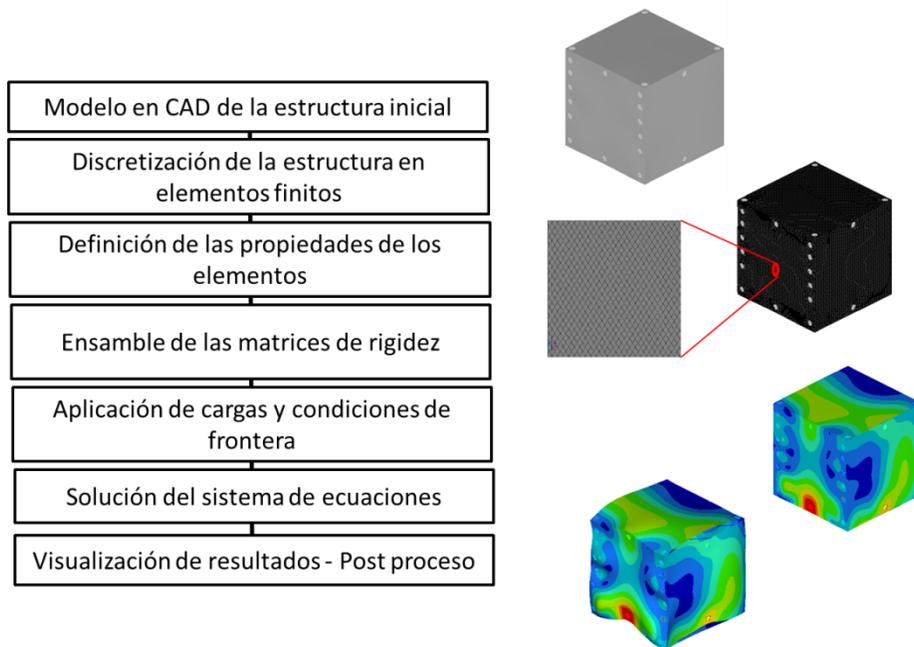


Figura 14. Procedimiento para analizar fenómenos estructurales mediante FEM [12].

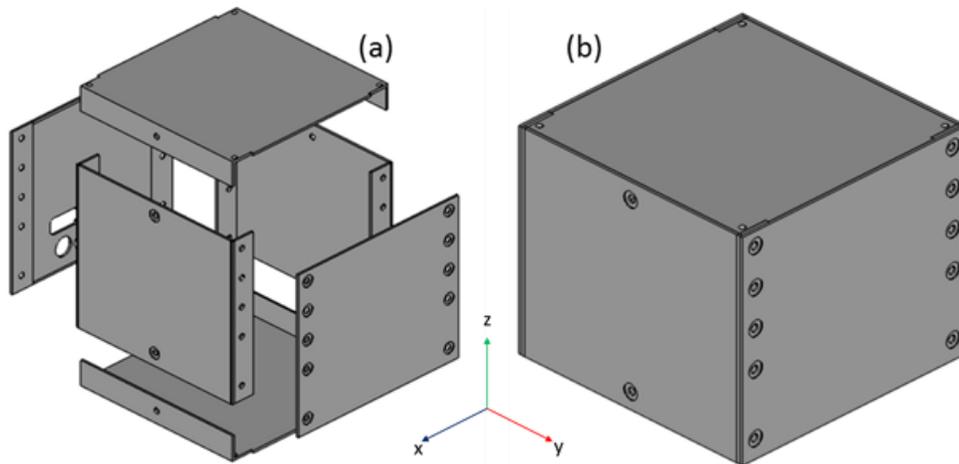
Para poder analizar algún cuerpo mediante FEM es necesario contar con un modelo virtual que proporcione las características geométricas de dicho cuerpo, generando así un espacio de diseño, este espacio de diseño se divide en un número finito de elementos unidos entre sí a través de nodos para formar una malla de elementos finitos a los que se les deben asignar propiedades específicas, como el material del que se conforman, tipo de elemento (1D, 2D, 3D) y las ecuaciones que los definen.

Posteriormente se aplican las condiciones de frontera que se involucran en el problema para así buscar una solución mediante el análisis matemático que resolverá subsistemas de ecuaciones para cada elemento, donde la superposición de las contribuciones de los distintos elementos se hace a través de un proceso de ensamble. Dicha solución es aproximada a una solución exacta y aunque el porcentaje de error producido para estas soluciones se considera aceptable, éste varía dependiendo del método matemático utilizado y de otros factores como la correcta discretización del espacio de diseño por ejemplo. Finalmente con los resultados obtenidos del análisis es posible calcular variables de interés y realizar una representación gráfica del fenómeno mediante un post-proceso [13].

### **6.1. Especificaciones del Diseño Inicial de la Estructura del Pico Satélite (DIESAT)**

Para poder analizar un cuerpo mediante FEM es necesario contar con un modelo virtual que posea las especificaciones geométricas del dicho cuerpo, este modelo virtual se convertirá en el espacio de diseño y sobre éste se contemplarán todas las condiciones necesarias en el pre-proceso que rigen el fenómeno que se estudie.

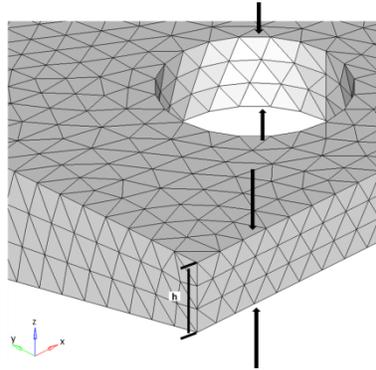
Partiendo de lo anterior y considerando los requerimientos generales para que un CubeSat pueda ser lanzado por la unidad P-POD, el espacio de diseño se limita a un primer prototipo o diseño inicial de geometría cúbica menor a 10 [cm] de longitud en cada eje, el cual se forma del ensamble de 6 placas de 1.7 [mm] de espesor de las cuales destacan sólo los orificios contemplados para cada unión atornillada entre las placas en el modelo CAD (Figura 15) y los que se utilizan como salida de los puertos de conexión para los componentes del satélite. Es importante mencionar que el valor para el espesor propuesto para este diseño, se consideró realizando una aproximación del espesor de pared que se maneja para las estructuras comerciales de los CubeSat de PUMPKIT Inc.



**Figura 15. (a) Vista de las 6 placas que componen el diseño inicial de la estructura del pico satélite (DIESAT). (b) Vista del DIESAT ensamblado.**

Las características de este diseño, se proponen con el objetivo de que el mayor porcentaje del diseño final se obtenga de los resultados del proceso de optimización topológica que se aplicara a dicha estructura y que se explica con detalle más adelante. Los puntos de unión entre placas cumplen dos funciones; la primera es el ensamble entre las placas del prototipo para formar la estructura cúbica. La segunda es la unión o soporte de la carga útil con la estructura.

El siguiente paso del pre-proceso para el análisis FEM es realizar el mallado de la estructura y de ser necesario el de todos los componentes que se incluyan dentro del análisis.



**Figura 16. Recomendación de tamaño de malla para estructuras con paredes delgadas.**

En este paso se recomienda que el tamaño se defina de acuerdo a la superficie de menor dimensión que posea la estructura en cualquiera de sus ejes, procurando que al menos existan tres elementos finitos a lo largo de uno de ellos, por ejemplo, en este caso la superficie de menor dimensión se ubica como la altura de la sección transversal de las placas (espesor). Aunque los elementos de la malla pueden ser de menor tamaño, es necesario considerar que mientras mayor sea el número de elementos del espacio de diseño, mayor será el tiempo de resolución por lo que el mallado de la estructura depende en gran medida del criterio del analista y de su experiencia en este campo.

## **6.2. Verificación de requerimientos mecánicos y estructurales**

De acuerdo con la NASA, para la validación y diseño de satélites es necesario realizar una serie de pruebas que demuestren que el diseño de todos los elementos es adecuado para el ambiente esperado en una misión espacial, tal que los resultados de estas pruebas mostrarán que la mano de obra, la carga útil, la interface entre satélite y lanzador, así como todo los elementos asociados con éste sean seguros.

En el caso del presente trabajo, dado que uno de los requerimientos principales es la resistencia a las vibraciones, es necesario que el modelo virtual sea lo suficientemente detallado para realizar un análisis que defina las frecuencias modales (análisis modal) y los desplazamientos a causa de estos modos de vibración, los cuales deberán encontrarse por debajo de la frecuencia especificada para el vehículo de lanzamiento. Generalmente para los ELV conocer la frecuencia de todos los modos de vibración por debajo de 70 [Hz] es suficiente, a menos que los modos de mayor frecuencia sean requeridos por el fabricante del vehículo de lanzamiento.

Normalmente la carga útil no se diseña ni verifica para las etapas de manejo y transporte terrestre del satélite, ya que se espera que las condiciones críticas se presenten durante el lanzamiento, la puesta en órbita y el reingreso a la atmosfera para algunos tipos de satélite [11].

## **6.3. Análisis modal**

El análisis modal permite estimar las frecuencias en las que se presentarán los modos de vibración de un sistema en un dominio de vibraciones determinado, a las cuales se les conoce como frecuencias modales.

Conocer los modos de vibración de un sistema es de vital importancia en el proceso de diseño, ya que se puede prever bajo que excitaciones dicho sistema presentará el fenómeno de resonancia, el cual se describe como el fenómeno en el que la frecuencia de una carga periódica aplicada al sistema coincide con el valor para alguna frecuencia modal. [14]

El análisis modal parte de la ecuación general de movimiento:

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = P(t) \quad (7)$$

donde  $M$ ,  $C$  y  $K$  son las matrices de masa, de amortiguamiento y de rigidez respectivamente y  $\ddot{x}$  es la aceleración,  $\dot{x}$  la velocidad y  $x$  los desplazamientos.

Por ejemplo para un sistema de un grado de libertad no amortiguado y sin la aplicación de cargas externas la ecuación queda:

$$M\ddot{x} + Kx = 0 \quad (8)$$

La solución para esta ecuación puede ser evaluada si se tiene una solución general armónica de la forma:

$$x = \Phi \text{sen}(\omega t) \quad (9)$$

donde  $\Phi$  es la forma modal y  $\omega$  es la frecuencia natural circular.

El análisis de vibraciones armónicas ayuda a encontrar una solución para la ecuación, donde esta solución demuestra que todos los grados de libertad de un sistema se moverán en sincronía al ser sometidos a vibración libre. Si se sustituye la ecuación 5 en la ecuación 4 se tiene:

$$-\omega^2 M \Phi \text{sen}(\omega t) + K \Phi \text{sen}(\omega t) = 0 \quad (10)$$

$$(K - \omega^2 M) \Phi = 0 \quad (11)$$

Esta es la ecuación de equilibrio para un sistema en vibración libre la cual puede escribirse en términos de los valores propios  $\lambda = \omega^2$ :

$$(K - \lambda M) \Phi = 0 \quad (12)$$

La solución al problema de valores propios produce  $n$  valores  $\lambda$ , donde  $n$  es el número de grados de libertad del sistema y  $\Phi$  son los vectores propios que corresponden a los valores propios  $\lambda$ .

#### 6.4. Análisis modal del pico satélite

Dentro de las pruebas antes mencionadas en el apartado 11 se encuentra el análisis modal, que de acuerdo a los requerimientos de la NASA se realizó para el modelo virtual de la estructura inicial considerando el ensamble de la estructura principal, la carga útil y de manera simplificada la interface entre el satélite y el lanzador, aplicando las cargas antes calculadas y las restricciones de movimiento. Es importante mencionar que el dominio de frecuencias depende específicamente del vehículo de

lanzamiento y que realizar el análisis de vibraciones sinusoidales de baja frecuencia generalmente permite conocer las frecuencias naturales.

Cuando el análisis modal realizado a un modelo estructural representativo (virtual) es satisfactorio, el análisis modal para el prototipo de la unidad de vuelo puede no ser necesario, definiendo a un modelo representativo como aquel que replica la estructura en cuanto a las propiedades del material, configuración, fabricación y métodos de ensamble (considerando la ubicación de otros elementos montados dentro o fuera de la estructura principal), métodos de unión con la interface, peso, posición de las masas y sus características dinámicas [11].

De esta forma el análisis modal se llevó a cabo utilizando un software comercial, el cual permitió establecer ciertas condiciones de utilidad para reducir el tiempo de solución y procurar que el análisis presente condiciones que se asemejen a una prueba física, algunas de estas condiciones son:

- Utilizar elementos semirrígidos para simular la carga útil.
- El material utilizado es aluminio 7075-T6.
- Se seleccionaron 4 regiones paralelas con restricciones fijas (Figura 17).
- El dominio de frecuencias comprende de 20 a 2000 [Hz].
- Se asignaron zonas de no diseño en las regiones donde se encuentran las uniones entre componentes (Figura 17).

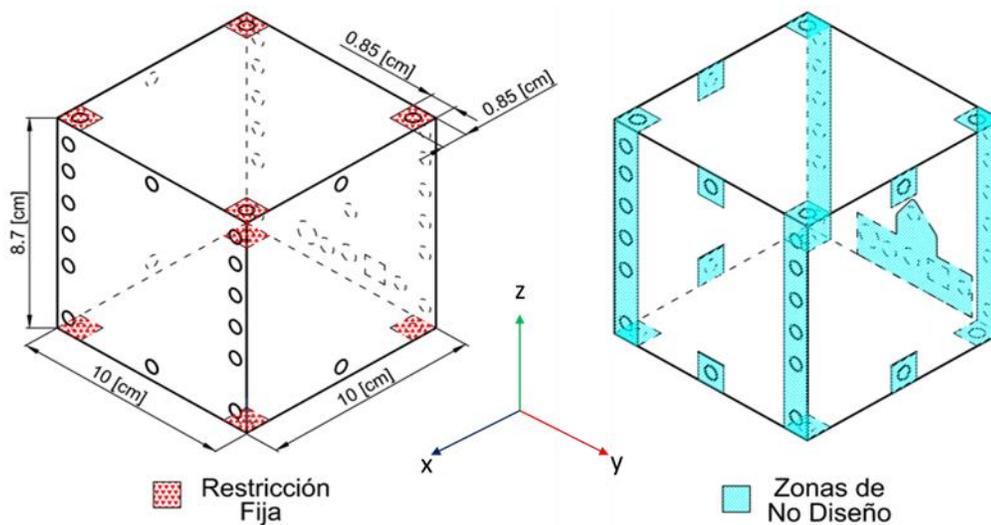


Figura 17. Dimensiones y condiciones generales para el Análisis por elemento finito del DIESAT.

### 6.5. Resultados del análisis modal a la estructura inicial

Como resultados del análisis modal se identificaron los primeros 3 modos de vibración para el DIESAT, de los cuales los valores de frecuencia para estos modos son los siguientes:

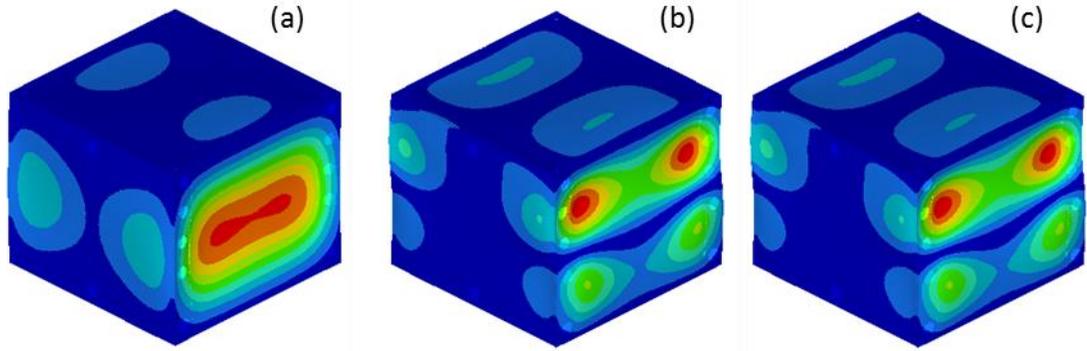


Figura 18. Resultados del análisis modal para el DIESAT. (a) Modo1, (b) Modo 2, (c) Modo 3

Modos	Frecuencia [Hz]	Masa [kg]
(a) Modo 1	33.58	0..239
(b) Modo 2	57.47	
(c) Modo 3	75.41	

Tabla 9. Valor de frecuencia para los primeros tres modos de vibración y valor de la masa para el DIESAT.

Sólo se muestran los valores para los primeros tres modos de vibración ya que los modos que se presentan en este dominio de frecuencias son de interés si se comparan con la frecuencia de diseño del lanzador Dnepr.

## **7. OPTIMIZACIÓN ESTRUCTURAL**

El término optimización se utiliza con frecuencia cuando se habla de soluciones para aplicaciones en diferentes campos de estudio, principalmente se utiliza en ingeniería y se define como la búsqueda de la mejor solución que se puede obtener para un problema dado.

Entonces se puede definir al proceso de optimización estructural como la búsqueda de la mejor solución aplicada al diseño de una estructura para la cual, dicha solución se obtiene como resultado de maximizar o minimizar alguna propiedad de la estructura y homogeneizar este valor en la mayoría de los elementos de una estructura. Esto se logra modificando las variables de diseño durante el proceso de optimización cumpliendo con restricciones específicas que buscarán satisfacer una o más funciones objetivo en cada iteración del proceso hasta lograr la convergencia en los resultados.

La forma en que se modifican las variables de diseño define el tipo de optimización que se utiliza, por ejemplo, para optimización de propiedades las variables asociadas son aquellas relacionadas con la sección transversal de los elementos que componen la estructura, la optimización de forma o de geometría se centra en modificar el tamaño y la forma de los elementos para definir un volumen de control.

La optimización estructural topológica maximiza o minimiza las propiedades o la respuesta ante una sollicitación de los elementos de la estructura agregando o retirando un porcentaje de material del espacio de diseño, del cual posteriormente realizará una distribución adecuada del mismo para satisfacer una función objetivo [15].

No se debe confundir el proceso de optimización estructural con el proceso de diseño, ya que el primero se utiliza como una herramienta en el proceso de diseño. Cuando se planea utilizar optimización estructural en el diseño de una estructura, se debe considerar además del tipo de optimización, el criterio de optimización aplicado.

El método de optimización se define como el criterio matemático utilizado para encontrar la solución de problema, en la actualidad existen ya muchos criterios para la solución de los diferentes tipos de optimización, la mayoría desarrollados por investigadores independientes.

Entre los métodos más utilizados se encuentran los métodos de optimización por gradientes que hacen uso del cálculo y las derivadas de una función objetivo y sus restricciones para encontrar un grupo de variables del que se puede obtener un valor máximo o mínimo para una función específica. Los métodos de optimización sin un modelo de material producen de un modo sencillo, formas y topologías optimizadas, aunque se conoce, que la calidad de las soluciones depende del tamaño del elemento.

Así también los métodos heurísticos que son desarrollados de cualquier idea intuitiva dentro del problema, son métodos que se basan en simples reglas y sentido común, derivado de la emulación de procesos que suceden a diario en la naturaleza, pero no garantizan encontrar una solución óptima, sin embargo en principio determinan la mejor solución obtenida dentro del tiempo permitido [16].

Los métodos heurísticos también son los más populares entre los investigadores quienes de manera independiente desarrollan software para abordar problemas de optimización estructural, debido a la implementación de Algoritmos genéticos los problemas de optimización pueden extenderse a satisfacer más de una función objetivo, convirtiéndose en problemas de optimización multi-objetivo (MOOP).

### 7.1. Optimización de la estructura inicial del pico satélite

La aplicación del proceso de optimización estructural topológica tiene como función objetivo maximizar el valor de la frecuencia en la que se presenta el primer modo de vibración y por consiguiente el de los modos posteriores, las variables de diseño serán entonces las propiedades del material y se utilizará una restricción de máximo porcentaje de masa.

Por definición la optimización topológica es un proceso iterativo, por lo tanto, si el problema no indica un valor específico para la función objetivo o para la restricción es complicado encontrar un máximo o un mínimo óptimo. Al no contar con este valor específico, para este caso de estudio se realizaron varias pruebas en las que se modificó el valor de la restricción para el porcentaje de masa.

Se utilizó un software comercial para realizar proceso de optimización topológica para el cual se definió una restricción de masa del 20, 30, 40 y 50 % de la masa total del prototipo inicial, de los cuales se obtienen resultados de densidad que se interpretan mediante una escala RGB normalizada con valores de 0 a 1 en la que los elementos que se muestran en rojo son aquellos que poseen un valor de densidad igual a 1 y los que se muestran en azul son aquellos con un valor igual a cero.

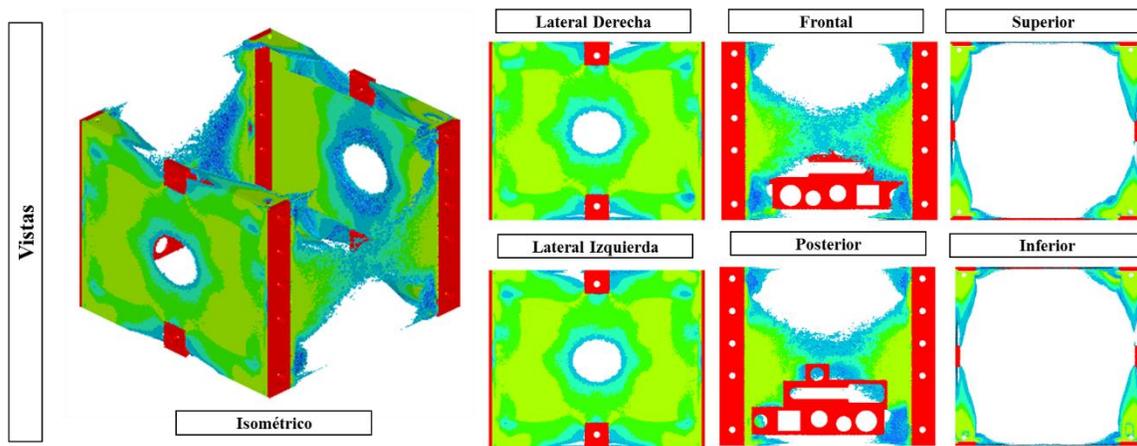


Figura 19. Resultados de optimización de la estructura inicial para una restricción de masa del 30 %.

Los resultados de densidad mostrados en la Figura 19 muestran que la reducción de masa para el caso con una restricción del 30 % es más notable en las caras superior e inferior de la estructura, mientras que en resto de la estructura predominan los elementos con un valor de densidad de 0.5 y los elementos con un valor de densidad igual a 1 se conservan sólo en las zonas de no diseño.

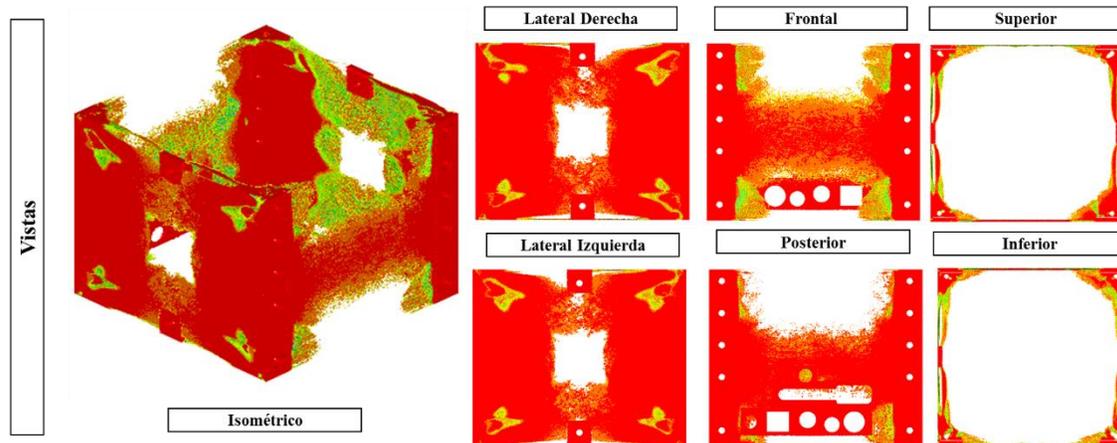


Figura 20. Resultados de optimización de la estructura inicial para una restricción de masa del 40 %.

Para el caso con una restricción de masa del 40% (Figura 20) se puede notar que en la mayoría de la estructura los elementos conservan un valor de densidad igual a 1 y se generan cavidades principalmente en las caras superior e inferior como en el caso anterior.

Aunque se realizó el proceso de optimización para diferentes casos de restricción de masa, sólo se mencionarán los casos con restricción del 30 y el 40 %, debido a que son los que se utilizaron para continuar con el rediseño de la estructura. Además, el caso para una reducción de masa del 20 % se descartó ya que no presenta una continuidad geométrica entre elementos y en el caso de una reducción de masa del 50% no cumplía con el criterio de máxima reducción de masa.

## 7.2. Propuesta de rediseño de la estructura

El rediseño de la estructura se planteó a partir de los resultados para el caso de optimización con una restricción del 40% de masa debido a que estos resultados arrojaban un alto porcentaje de elementos con valor de densidad igual a 1, por lo que siguiendo la tendencia de distribución de estos elementos se obtuvieron diseños individuales para cada placa.

Es importante mencionar que la interpretación de los resultados y el rediseño de la estructura dependen en gran medida del diseñador, que basado en sus conocimientos y la experiencia obtenida decidirá las especificaciones finales de esta. Para este caso la adecuación se llevó a cabo considerando en la primera iteración o propuesta de diseño la tendencia mostrada por aquellos elementos con valor de densidad igual a 1, de los cuales se obtuvieron geometrías cerradas dentro del espacio de diseño determinado para cara o placa que forman al DIESAT (Figura 21). De tal manera que el diseño de la nueva estructura es la siguiente:

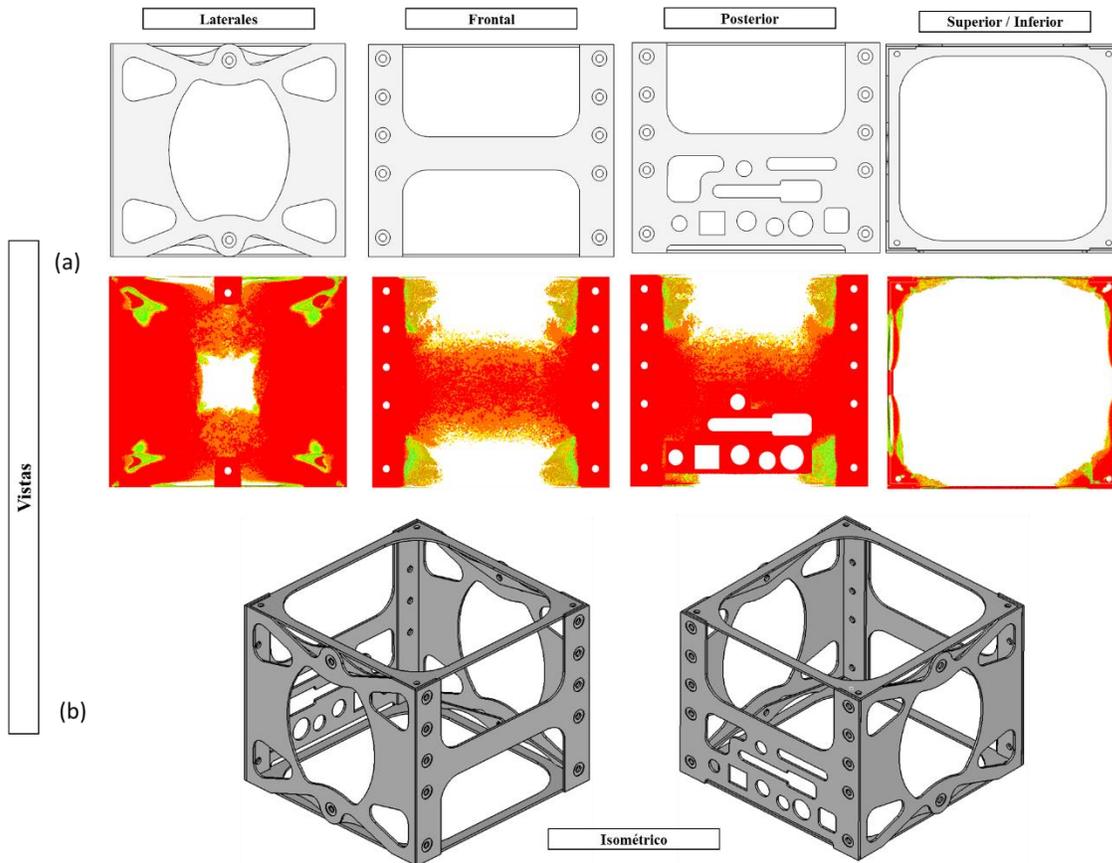


Figura 21. Diseño de la estructura optimizada a partir de los resultados de densidad para la optimización topológica con una restricción de masa del 40 %. (a) Comparación del diseño con los resultados de densidad. (b) Vistas en isométrico del DIESAT ensamblado.

Se puede notar que la geometría optimizada es topológicamente equivalente a la que forman los elementos con densidad igual a 1, sobre todo para las zonas de no diseño que permanecen con las mismas dimensiones que el diseño original.

### 7.3. Análisis modal para el diseño de la estructura optimizada

Para verificar el nuevo diseño es necesario repetir el análisis modal bajo las mismas condiciones que se utilizaron para el diseño inicial, ya que de esta forma podremos conocer si el valor de la frecuencia para el primer modo de vibración se elevó con respecto al obtenido en el análisis para la estructura inicial y así comprobar si se cumplió la función objetivo.

Por lo anterior se aplicaron las mismas condiciones de frontera que al modelo original y el análisis se llevó a cabo para un régimen de vibraciones 20 a 2000 [Hz] como especifican los requerimientos de la NASA para dispositivos de este tipo y aluminio 7075-T6 como material para su fabricación. En el análisis modal se calcularon 49 modos de vibración para esta estructura, donde los primeros 3 modos de vibración se presentan en las siguientes frecuencias:

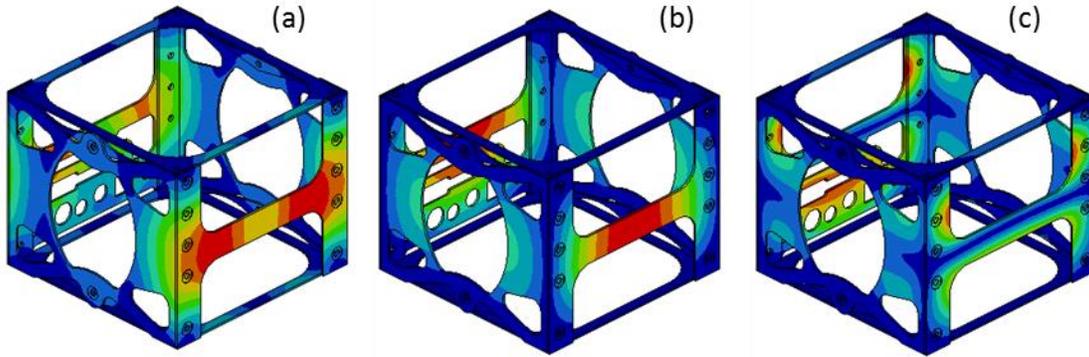


Figura 22. Resultados del análisis modal para el diseño de la estructura optimizada. (a) Modo1, (b) Modo 2, (c) Modo 3

Modos de vibración	Frecuencia [Hz]	Masa [kg]
(a) Modo 1	29.46	0.068
(b) Modo 2	46.07	
(c) Modo 3	65.03	

Tabla 10. Valor de frecuencia para los primeros tres modos de vibración y valor de la masa para el diseño de la estructura optimizada.

Como se puede observar en la Tabla 10 el valor de la masa total de la estructura se redujo de manera considerable, sin embargo es un resultado esperado por el tipo de restricción utilizada durante la optimización topológica, en cuanto a los resultados del análisis modal, el valor de frecuencia para el primer modo de vibración no cumple con la función objetivo resultando 4 [Hz] por debajo del valor de la frecuencia para el primer modo vibración de la estructura inicial. Este resultado muestra que, si bien la nueva estructura es más ligera que la original, no es lo suficientemente rígida como para cumplir con los requerimientos establecidos. Por lo tanto, es necesario realizar algunas modificaciones a la misma.

#### 7.4. Modificaciones y análisis modal de la estructura optimizada

Debido a que no se cumplió con la función objetivo en la primera propuesta del rediseño, fue necesario realizar modificaciones para conseguirlo, tomando en cuenta que la reducción de masa muestra una tendencia similar en ciertas regiones para cada caso de optimización, las siguientes modificaciones se realizaron contemplando los resultados de densidad para el caso con una restricción del 30 % de masa, de lo cual se obtuvo lo siguiente:

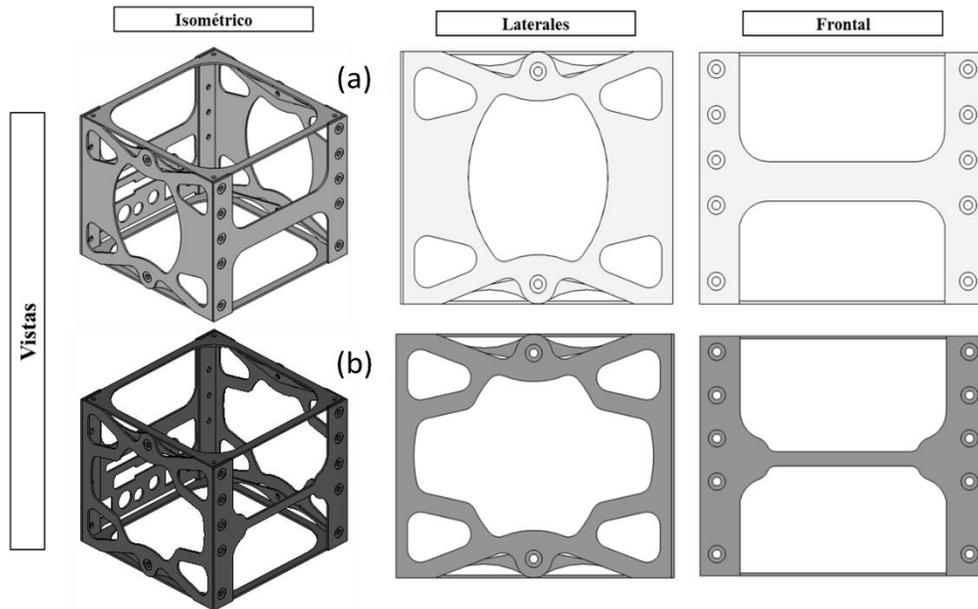


Figura 23. Modificaciones al diseño de la estructura optimizada a partir de los resultados de densidad para la optimización topológica con una restricción de masa del 30 %. (a) Vista en isométrico del DEOSAT y sus caras laterales. (b) Vista en isométrico del DFESAT y sus caras laterales.

Para este diseño solo se realizaron modificaciones en las caras laterales y frontal debido a que la distribución de elementos para el caso de una restricción de masa del 30% es diferente en comparación con el caso con una restricción de masa del 40%. Al igual que para la primer propuesta de diseño es necesario verificar esta segunda iteración, tomando en cuenta que el análisis modal se realizó bajo las mismas condiciones que para los anteriores los resultados son los siguientes:

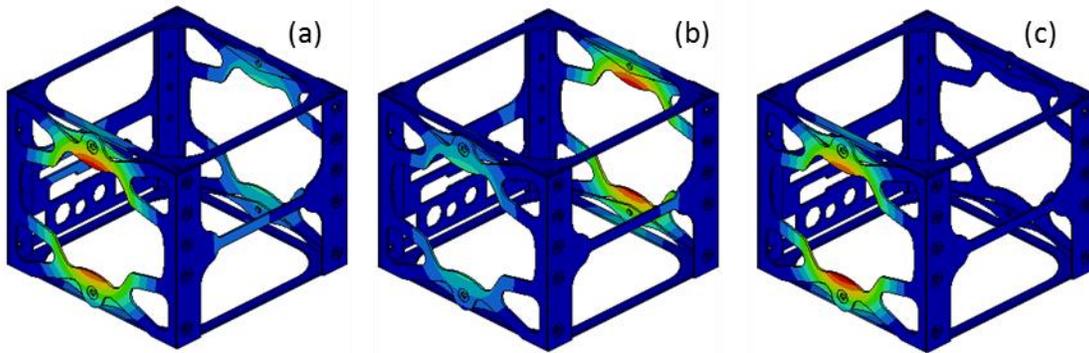


Figura 24. Resultados del análisis modal para el diseño de la estructura optimizada con modificaciones. (a) Modo1, (b) Modo 2, (c) Modo 3

Modos de vibración	Frecuencia [Hz]	Masa [kg]
(a) Modo 1	87.64	0.061
(b) Modo 2	87.76	
(c) Modo 3	89.52	

Tabla 11. Valor de frecuencia para los primeros tres modos de vibración y valor de la masa para el diseño de la estructura optimizada con modificaciones.

Se puede observar que el valor de frecuencia para el primer modo de vibración se elevó en un 24.9 % aproximadamente en comparación con el valor para el primer modo presentado en el DIESAT.

Esto se debe a que el nuevo diseño cuenta con una mayor reducción de masa, propiedad que influye directamente en el cálculo de sus frecuencias naturales.

## 8. ANÁLISIS DE VIBRACIONES SINUSOIDALES DE BAJA FRECUENCIA

La prueba de vibraciones sinusoidales se realiza para estados estacionarios y transitorios de baja frecuencia tanto para los elementos del satélite como para el prototipo de vuelo y se utilizan normalmente para validar el comportamiento de la carga útil durante las diferentes etapas del vuelo, sobre todo para aquellos elementos que no mostraron ninguna respuesta ante las pruebas de vibraciones acústicas.

Estas pruebas deberán realizarse para todos los elementos incluidos en el vehículo de lanzamiento, sin embargo existirán algunos casos en los que las pruebas no puedan realizarse debido a limitaciones en la infraestructura, suponiendo que las cargas aplicadas al ELV sean muy grandes (para elementos de gran masa y longitudes considerables).

Las uniones y soportes del dispositivo de prueba deben ser rígidas y lo más parecidas a la interface o unión real entre el dispositivo y el ELV al igual que las uniones para la carga útil. Todas las conexiones con el dispositivo deben ser simuladas, incluyendo aisladores de vibración o soportes cinemáticos, elementos de fijación o que restrinjan el movimiento, los elementos sellados deberán ser presurizados a su pre-presión de lanzamiento. Debido a que los subsistemas de la nave espacial, incluyendo la instrumentación y la ubicación de sus componentes dependen del tipo de estructura al que van unidos, de la rigidez de sus uniones, la distancia entre el plano de separación con la nave, de la masa de sus elementos, de su tamaño y su rigidez, es imposible estandarizar las condiciones para la prueba de vibraciones sinusoidales para todos los subsistemas. Por lo tanto estas pruebas deben desarrollarse asumiendo las condiciones específicas de cada misión.

### 8.1. Función de Respuesta en Frecuencia (FRF)

El análisis de respuesta en frecuencia es el método utilizado para calcular la respuesta estructural de un sistema para un estado estacionario bajo una excitación oscilatoria, esta excitación está definida para un dominio de frecuencia. Las cargas pueden ser aplicadas como fuerzas o como movimiento forzado (desplazamientos, velocidades, aceleraciones).

Una carga oscilatoria es naturalmente sinusoidal, para este caso la carga es definida como la amplitud que se presenta en una frecuencia específica y la respuesta oscilatoria para un estado estacionario se produce a la misma frecuencia que la carga.

De este análisis se obtienen resultados importantes como los desplazamientos, velocidades, aceleraciones, fuerzas, esfuerzos y deformaciones. [14]

### 8.2. Análisis de Respuesta Directa en Frecuencia

El análisis de respuesta directa en frecuencia calcula la respuesta en frecuencia de una excitación  $\omega$  mediante la solución de un sistema de ecuaciones matriciales complejas. Se inicia con la ecuación de movimiento dinámico, en este caso para vibraciones forzadas con amortiguamiento bajo la aplicación de una excitación armónica.

$$M\ddot{u} + B\dot{u} + Ku = P(\omega)e^{i\omega t} \quad (13)$$

donde

- $\omega$  es la frecuencia de la carga
- $P(\omega)e^{i\omega t}$  es la excitación armónica
- $M$  es la matriz global de masas
- $B$  es la matriz global de amortiguamiento
- $K$  es la matriz global de rigidez
- $u, \dot{u}, \ddot{u}$  son los valores complejos de desplazamiento, velocidad y aceleración

El movimiento armónico asume una respuesta armónica de la forma:

$$u = u(\omega)e^{i\omega t} \Rightarrow u = u(\omega)(\cos(\omega t) + \text{sen}(\omega t)) \quad (14)$$

cuyas derivadas se pueden escribir como:

$$\dot{u} = i\omega u(\omega)e^{i\omega t} \quad (15)$$

$$\ddot{u} = -\omega^2 u(\omega)e^{i\omega t} \quad (16)$$

sustituyendo las ecuaciones 15 y 16 en la ecuación de movimiento se tiene:

$$-M[u\omega^2 e^{i\omega t}] + B[iu\omega e^{i\omega t}] + Kue^{i\omega t} = Pe^{i\omega t} \quad (17)$$

después se simplifica dividiendo por  $e^{i\omega t}$

$$([K - \omega^2 M] + \omega iB)u = P \quad (18)$$

El método del análisis de respuesta directa se resuelve acoplando la ecuación de movimiento en términos de la frecuencia de la excitación. Esta expresión representa un sistema de ecuaciones con coeficientes complejos siempre y cuando exista amortiguamiento. [14]

### **8.3. Análisis Respuesta Transitoria en Frecuencia.**

El análisis de respuesta transitoria es el método más utilizado para calcular la respuesta de un sistema a una carga que varían en función del tiempo, todas las cargas aplicadas al sistema son conocidas para cada instante en el tiempo y pueden aplicarse como fuerzas como movimiento forzado. Los resultados que se puede obtener de este análisis generalmente son desplazamientos, velocidades, aceleraciones fuerzas y esfuerzos.

La respuesta estructural se calcula resolviendo un conjunto de ecuaciones acopladas utilizando integración numérica directa. Comenzando con la ecuación dinámica de movimiento en forma matricial:

$$M\ddot{u} + B\dot{u} + Ku = P(t) \quad (19)$$

La respuesta estructural se resuelve por intervalos de tiempo, típicamente con una integración fija en el intervalo de tiempo  $\Delta t$ . Mediante el uso de una representación de diferencias finitas para la velocidad  $[\dot{u}(t)]$  y la aceleración  $[\ddot{u}(t)]$  a intervalos de tiempo se tiene:

$$[\dot{u}_n] = \frac{1}{2\Delta t} [u_{n+1} - u_{n-1}] \quad (20)$$

$$[\ddot{u}_n] = \frac{1}{\Delta t^2} [u_{n+1} - 2u_n + u_{n-1}] \quad (21)$$

y el promedio de la fuerza aplicada en tres puntos adyacentes de tiempo, la ecuación de movimiento puede reescribirse como :

$$\begin{aligned} \left[ \frac{M}{\Delta t^2} \right] (u_{n+1} - 2u_n + u_{n-1}) + \left[ \frac{B}{2\Delta t} \right] (u_{n+1} - u_{n-1}) + \left[ \frac{K}{3} \right] (u_{n+1} + u_n + u_{n-1}) = \\ \frac{1}{3} (P_{n+1} + P_n + P_{n-1}) \end{aligned} \quad (22)$$

Simplificando la ecuación se escribe:

$$[A_1]\{u_{n+1}\} = [A_2] + [A_3]\{u_n\} + [A_4]\{u_{n-1}\} \quad (23)$$

donde

$$[A_1] = \left[ \frac{M}{\Delta t^2} + \frac{B}{2\Delta t} + \frac{K}{3} \right] \quad (24)$$

$$[A_2] = \frac{1}{3} (P_{n+1} + P_n + P_{n-1}) \quad (25)$$

$$[A_3] = \left[ \frac{2M}{\Delta t^2} - \frac{K}{3} \right] \quad (26)$$

$$[A_4] = \left[ -\frac{M}{\Delta t^2} + \frac{B}{2\Delta t} - \frac{K}{3} \right] \quad (27)$$

La matriz  $[A_1]$  se denomina como la matriz dinámica y  $[A_2]$  es la matriz de fuerzas aplicadas. La solución transitoria se obtiene de la descomposición de la matriz  $[A_1]$ , de esta forma la solución se comporta como una sucesión de soluciones estáticas. Se debe tener en cuenta que la naturaleza de la solución transitoria se realiza mediante la modificación de la matriz de fuerzas aplicadas  $[A_2]$  en términos de las matrices  $[A_3]$  y  $[A_4]$  [14].

Para el CubeSat se llevaron a cabo análisis de vibraciones de respuesta directa y de respuesta transitoria a la frecuencia, para estos se consideraron las condiciones expuestas con anterioridad para la aplicación de cargas combinadas, las restricciones de movimiento y algunos parámetros propios de cada tipo de análisis que se detallan a continuación.

El análisis de respuesta directa en frecuencia nos permitió conocer los desplazamientos máximos presentados en varias regiones de la estructura del pico satélite, aunque en una prueba experimental de vibraciones para una estructura se colocan uno o más acelerómetros que realicen mediciones para el movimiento en las tres direcciones longitudinales, en este caso, explotando la ventaja de realizar una simulación virtual se realizaron mediciones en las regiones más relevantes de la estructura,

considerando por supuesto, que el tiempo de resolución y la obtención de datos no presentará ningún inconveniente.

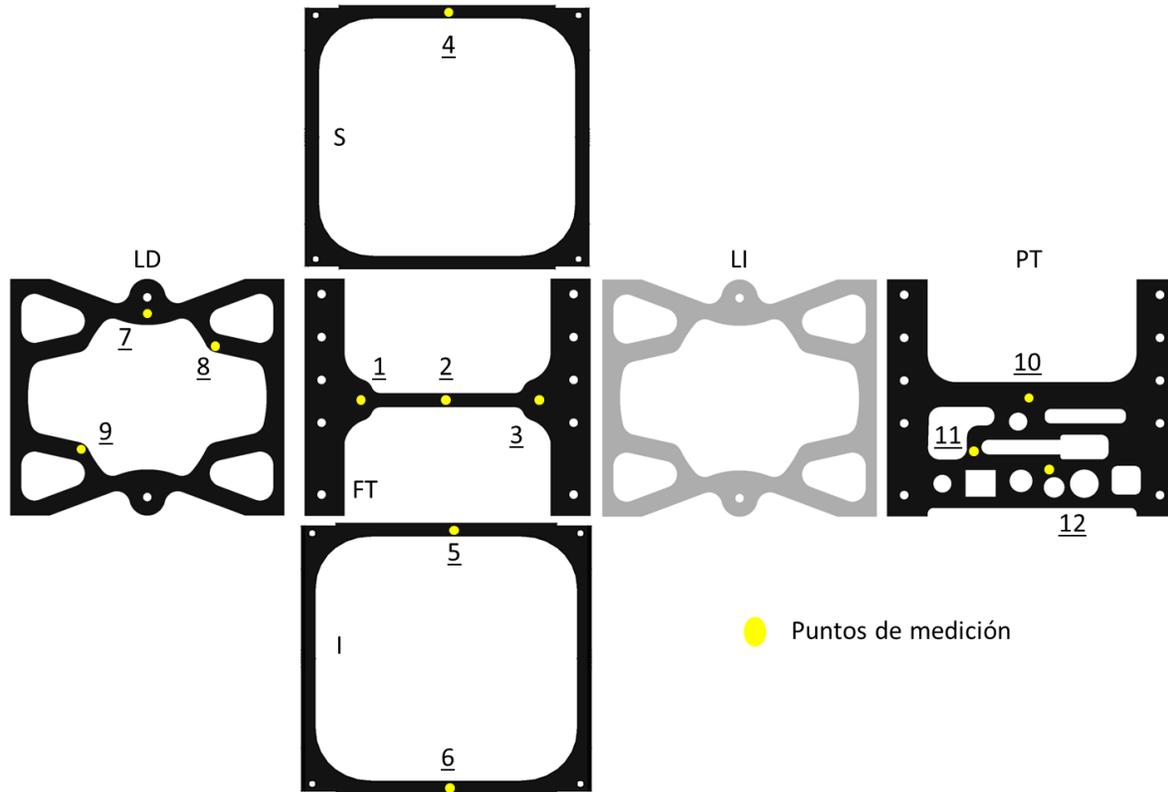


Figura 25. Ubicación de los 12 puntos de medición sobre la estructura.

De esta forma se analizó la estructura para un total de 12 puntos distribuidos sobre las 6 caras del cubo como se muestra en la Figura 25, ubicados en las zonas donde podrían presentarse los mayores desplazamientos de acuerdo con los resultados del análisis modal. Tanto para el análisis de respuesta directa en frecuencia como el de respuesta transitoria en frecuencia, se manejaron las 8 secciones fijas con restricciones de movimiento y se aplicaron las cargas para cada soporte calculada anteriormente. Así mismo considerando los requerimientos de la NASA, esta prueba se realizó para la dirección de cada eje longitudinal en un dominio de frecuencias de 0 a 2000 [Hz].

Como se mencionó anteriormente como resultados de estos análisis de respuesta en frecuencia se obtuvieron valores de desplazamiento y aceleración en cada punto de medición. La Figura 26 muestra el gráfico de los desplazamientos máximos presentados en la estructura dentro del dominio de frecuencias para sólo un punto de medición, en este se pueden apreciar los desplazamientos en las tres direcciones y aunque para cada punto de medición se obtuvo un gráfico similar los resultados obtenidos se resumió la información relevante en la Tabla 12.

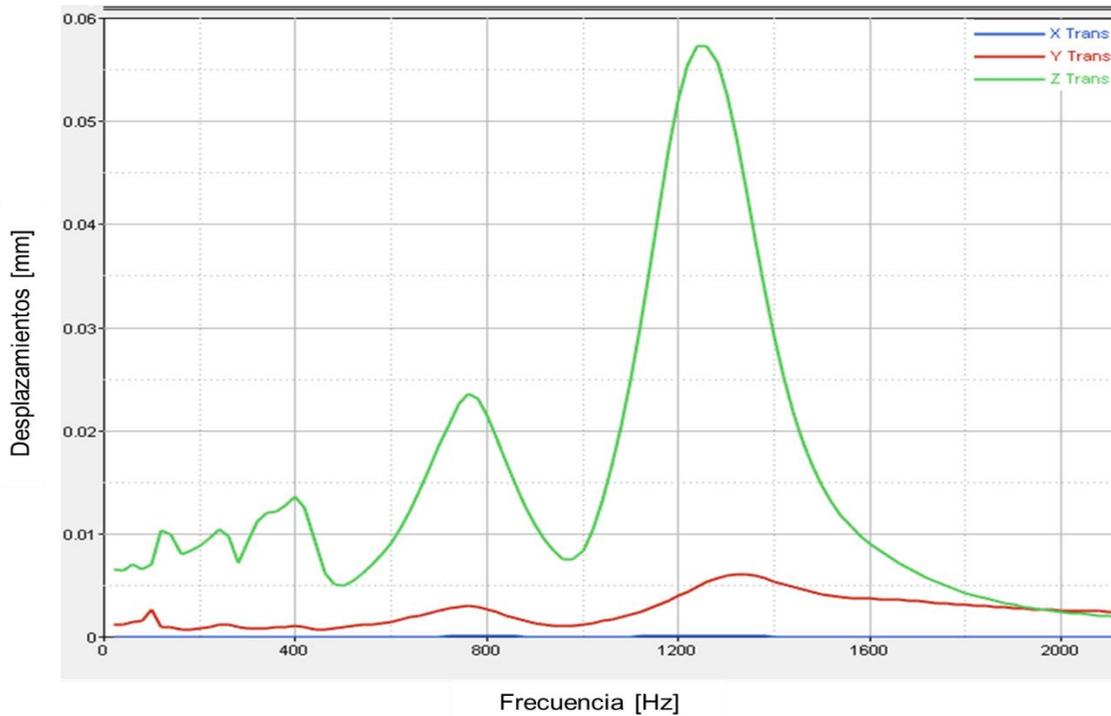


Figura 26. Gráfico de desplazamientos para el punto de medición no. 2 en el DFESAT resultado del análisis de respuesta directa en frecuencia. Desplazamientos en la dirección x (azul), y (rojo) y z (verde), para un dominio de frecuencia de 0 a 2000 [Hz].

Aunque es importante conocer los valores para los desplazamientos en las tres direcciones, se debe poner especial atención en aquellos que corresponden a la dirección en la cual es aplicada la carga, para este caso es la dirección vertical o en la dirección del eje z.

Punto de medición	Desplazamiento máximo en x[mm]	Desplazamiento máximo en y [mm]	Desplazamiento máximo en z [mm]
1	$4.712 \times 10^{-5}$	0.00853	0.05247
2	$1.251 \times 10^{-5}$	0.00606	<b>0.05730</b>
3	$8.169 \times 10^{-5}$	0.00733	0.05210
4	0.00157	0.03496	0.02563
5	0.00064	0.03023	0.02617
6	0.00082	0.05536	0.02408
7	0.01235	0.03539	0.00864
8	0.00864	<b>0.06271</b>	0.01463
9	0.01186	0.03836	0.00884
10	<b>0.04084</b>	0.00019	0.00950
11	0.02119	0.01025	0.00828
12	0.02593	0.00601	0.00487

Tabla 12 Desplazamientos máximas presentadas en el DFESAT.

Adicional a las condiciones de frontera el análisis de respuesta transitoria en frecuencia requiere de un intervalo de tiempo, por lo tanto esta prueba se realizó en la dirección de cada eje longitudinal para un intervalo de tiempo de 100 [s] de acuerdo con los requerimientos para un lanzador Dnerp.

Punto de medición	Aceleración máxima en x [g]	Aceleración máxima en y [g]	Aceleración máxima en z [g]
1	0.12902	0.07099	0.12754
2	0.00902	0.17468	0.20592
3	0.11592	0.06797	0.11276
4	0.00081	0.08458	0.52571
5	0.00060	0.20244	0.55987
6	0.00058	0.12268	0.33670
7	0.12015	0.00064	0.09249
8	0.00113	0.00219	0.06403
9	0.23259	0.24610	0.05375
10	0.01148	0.14058	0.36062
11	0.01343	0.27861	0.37787
12	0.01006	0.11682	0.36982

Tabla 13. Aceleraciones máximos presentados en las tres direcciones en el DFESAT. Los valores en cada dirección representan la aceleración gravitacional [g].

El análisis transitorio genero los resultados para la aceleración en las tres direcciones como se muestra en la Tabla 13, tal como para el análisis de respuesta directa en frecuencia el gráfico de la Figura 27 muestra los cambios de aceleración en el periodo de tiempo impuesto para el análisis transitorio.

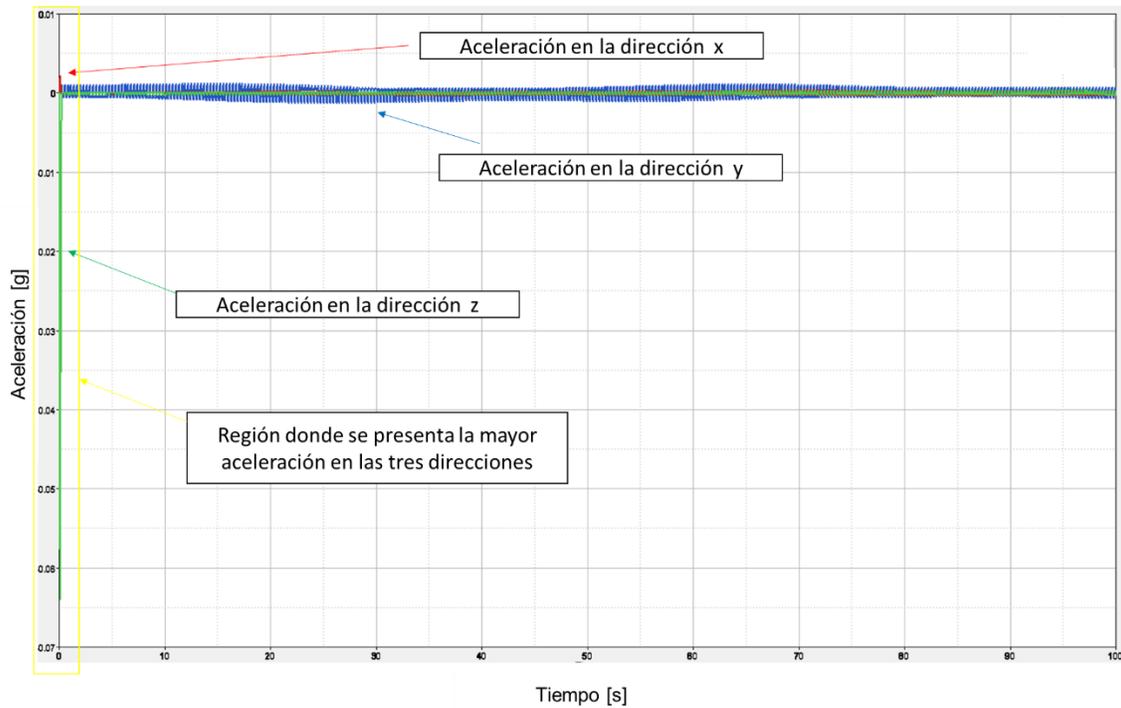
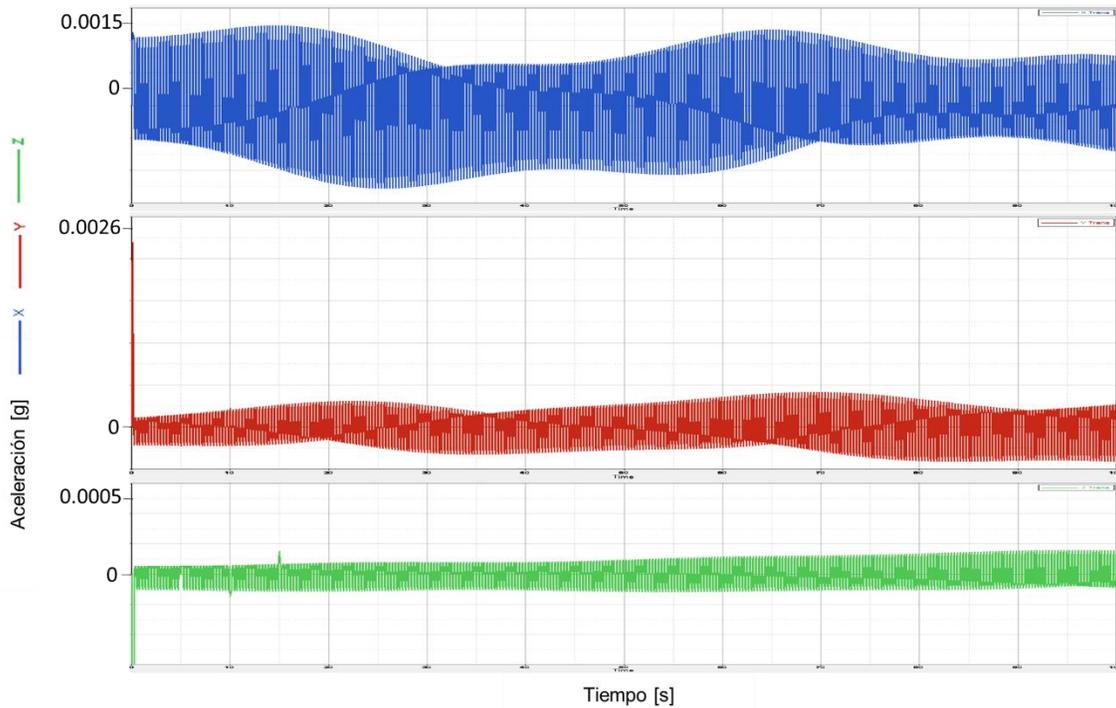


Figura 27. Gráfico de aceleración para el punto de medición no. 2 en el DFESAT resultado del análisis de respuesta transitorio en frecuencia. Aceleración en la dirección x (azul), y (rojo) y z (verde), para un dominio de frecuencia de 0 a 2000 [Hz] en un periodo de tiempo de 100 [s].

En la Figura 28 se muestra una vista aumentada de la aceleración para cada dirección por separado, en ésta se puede notar que la máxima aceleración se presenta al inicio del análisis.

Este resultado es de esperarse ya que se consideran condiciones iniciales de reposos, por lo que el mayor cambio de la aceleración se presenta un instante después de comenzar con la prueba tal y como sucede al inicio del despegue o puesta en marcha del sistema de propulsión.



**Figura 28.** Gráfico de aceleración para el punto de medición no. 2 en el DFESAT resultado del análisis de respuesta transitorio en frecuencia. Vista individual y aumentada por dirección de medición. Aceleración en la dirección x (azul), y (rojo) y z (verde), para un dominio de frecuencia de 0 a 2000 [Hz] en un periodo de tiempo de 100 [s].

Un instante después de haber iniciado la puesta en marcha del sistema de propulsión, la estructura adquiere un estado semi-estable de aceleración en la tres direcciones, esto se debe a que una vez que la nave espacial ha comenzado a ascender, las vibraciones producidas tienen una transición suave, de tal forma que ya no se presentan cambios bruscos en la aceleración.

## 9. ANÁLISIS DE RESULTADOS

### 9.1. Resultados modales

El análisis modal se llevó a cabo bajo las mismas condiciones para cada una de las propuestas de diseño de la estructura, de los cuales se obtuvieron los siguientes resultados:

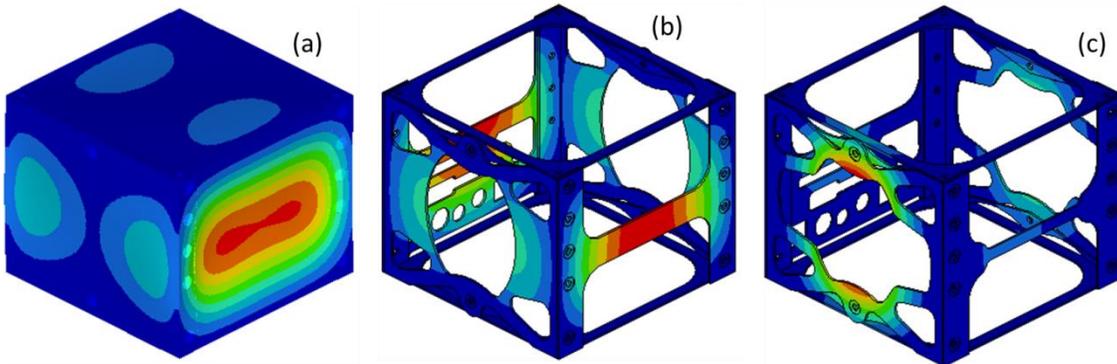


Figura 29. Comparación del análisis modal durante el proceso de diseño. (a) Primer modo de vibración para el DIESAT. (b) Primer modo de vibración para el DEOSAT. (c) Primer modo de vibración para el DFESAT.

Diseño	Frecuencias modales		
	Modo 1	Modo 2	Modo 3
Estructura inicial (DIESAT)	33.58	57.47	75.41
Estructura optimizada (DEOSAT)	29.46	46.07	65.03
Estructura final (DFESAT)	87.64	87.76	89.52

Tabla 14. Comparación del análisis modal para los primeros 3 modos de vibración para el diseño de las estructuras propuestas.

En la Tabla 14 es evidente como se incrementa en más de 50 [Hz] el valor para la frecuencia en la que se presenta el primer modo de vibración del DIESAT en comparación con el DFESAT. La estructura optimizada aunque se diseñó a partir de los resultados de optimización, perdió rigidez estructural comparación con la estructura final, este valor de frecuencia menor se supone como resultado de una inadecuada distribución de masa en el diseño.

### 9.2. Resultados de masa

La optimización estructural topológica además de lograr una distribución de masa en el dominio de diseño que elevará la frecuencia para el primer modo de vibración, también proporciona una excelente guía para realizar un nuevo diseño más ligero de acuerdo con la restricción de masa impuesta en el proceso de optimización.

Como resultado del rediseño del DIESAT, se obtuvo una estructura rígida y con las dimensiones planteadas al inicio como requerimientos de diseño, de donde las caras superior e inferior del modelo son muestran la mayor reducción de masa.

Como se ha mencionado anteriormente fue necesario realizar el proceso de rediseño en dos ocasiones debido a que los resultados del análisis modal no fueron favorables para la primer iteración.

El diseño de la cara frontal y de las caras laterales derecha e izquierda de la estructura se modificó en dos ocasiones, donde la reducción de masa se realizó en la zona central en ambos casos. Dado que existe simetría entre las caras laterales derecha e izquierda las modificaciones realizadas en estas fueron las mismas. Una inspección visual es suficiente para notar la reducción de masa entre el diseño de las estructuras tal como se muestra en las Figura 30 a la Figura 33.

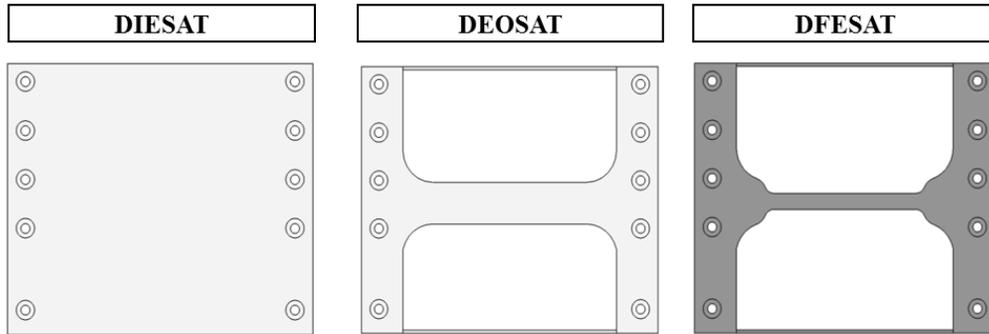


Figura 30. Evolución del diseño de la cara frontal de la estructura del satélite.

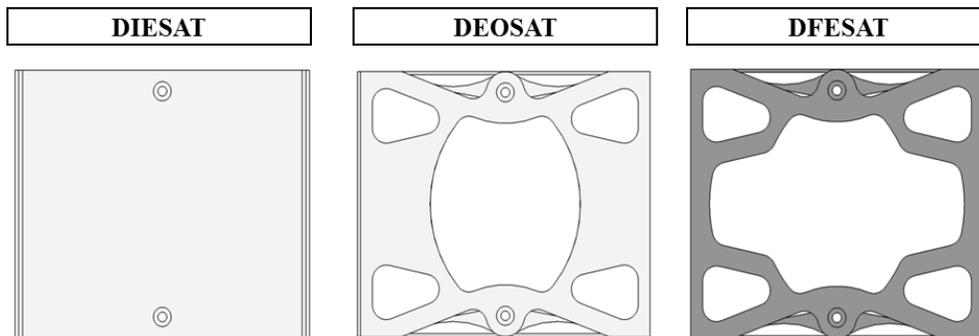


Figura 31. Evolución del diseño de la cara lateral de la estructura del satélite.

Las caras superior e inferior también presentan simetría y al igual que la cara posterior solo se modificaron en una ocasión, esto se debió a que desde la primer iteración sufrieron una reducción de masa importante, además de que la zona de no diseño para la cara posterior fue considerable por lo que las modificaciones realizadas fueron mínimas para esta.

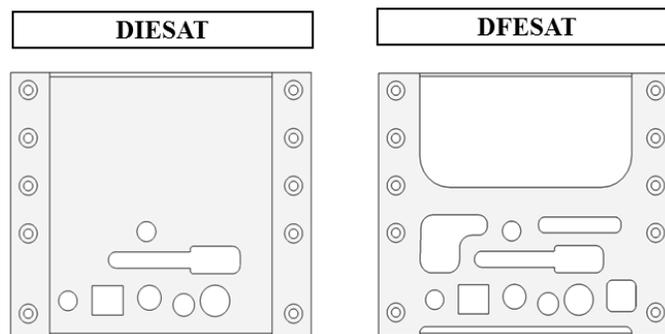


Figura 32. Comparación de la cara posterior entre el DIESAT y el DFESAT.

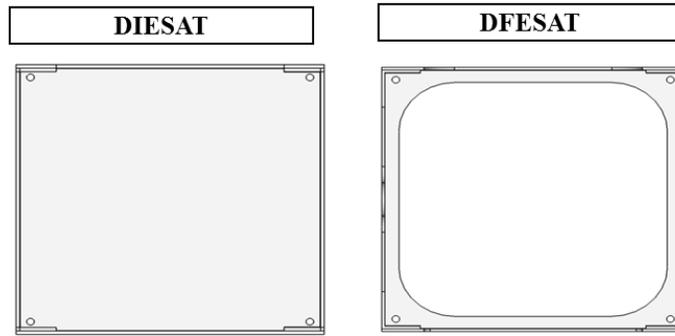


Figura 33. Comparación de las caras superior e inferior entre el DIESAT y el DFESAT.

En la Figura 34 se puede observar el cambio en el diseño de la estructura y en la Tabla 15 se muestra el comparativo de la reducción de masa.

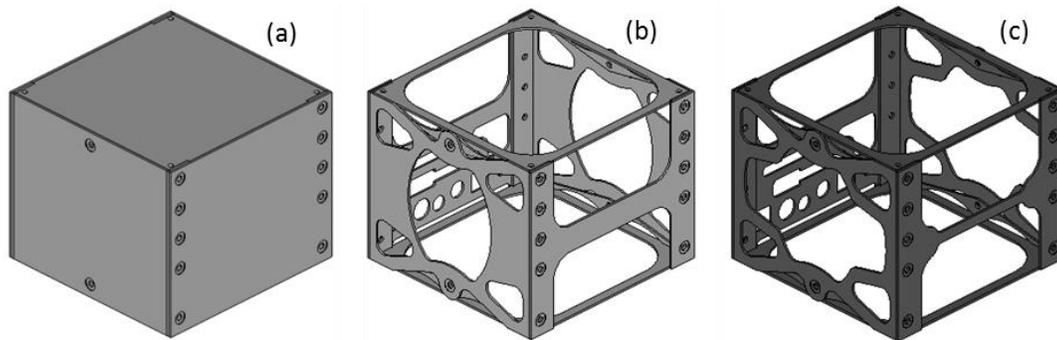


Figura 34. Geometrías del diseño de las estructuras (a) DIESAT, (b) DEOSAT y (c) DFESAT.

Estructura	Masa total	Reducción de masa
Inicial – DIESAT	0.239	-----
Optimizada - DEOSAT	0.068	71.54 %
Final - DFESAT	0.061	74.47 %

Tabla 15. Comparación de la reducción de masa en las propuestas de diseño de la estructura del satélite.

Finalmente se realizó una comparación contra el modelo comercial estándar de la compañía PUMPKIN INC.

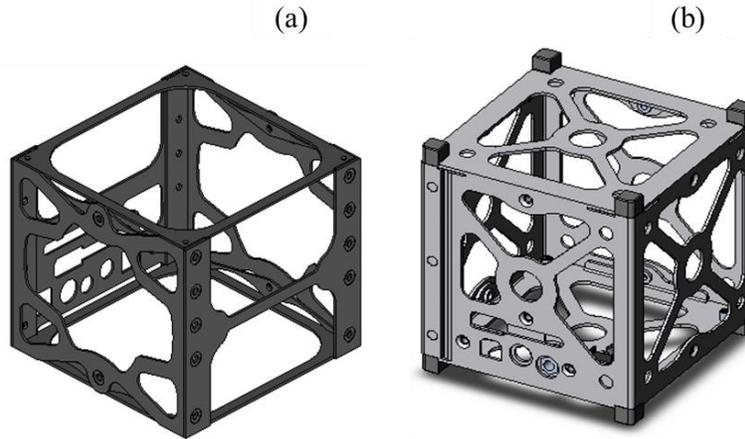


Figura 35. Comparación visual entre el (a) DFESAT y la estructura estándar (b) 1U de PUMPKIN INC.

Estructura	Masa total
Final - DFESAT	0.061
CubeSat PUMPKIN INC.	0.190

Tabla 16. Comparación de la masa total entre el DFESAT y la estructura estándar 1U de PUMPKIN INC.

Los resultados mostrados en la Tabla 16 muestran que la propuesta DFESAT pesa 32.1 % menos que el modelo estándar comercial, que representa 0.939 [kg] de masa que pueden ser utilizados por la carga útil.

### 9.3. Resultados de respuesta directa y transitoria en frecuencia

Para el análisis de respuesta directa y transitoria a la frecuencia se obtuvieron valores de los desplazamientos a lo largo del fenómeno para el dominio de frecuencia establecido, así también se obtuvieron resultados de la aceleraciones presentadas para las condiciones establecidas para el análisis de respuesta transitoria del lanzador Dnerp. Dado que la fuerza debida a la aceleración se presenta en la dirección vertical, es de esperar que para la mayoría de los puntos de medición tanto los desplazamientos como la aceleración presentada sean máximos en esta dirección

Punto de medición	Desplazamientos máximo en z [mm]	Aceleración máxima en z [g]
1	0.05247	0.12754
2	<b>0.05730</b>	0.20592
3	0.05210	0.11276
4	0.02563	0.52571
5	0.02617	<b>0.55987</b>
6	0.02408	0.33670
7	0.00864	0.09249
8	0.01463	0.06403
9	0.00884	0.05375
10	0.00950	0.36062
11	0.00828	0.37787
12	0.00487	0.36982

Tabla 17. Valores de desplazamientos y aceleraciones máximas presentadas en los 12 puntos de medición sobre el DFESAT

La Tabla 17 muestra los valores de desplazamiento y de aceleración presentados para los puntos donde se realizaron las mediciones de acuerdo con la Figura 25. Los valores de desplazamiento para la dirección vertical son menores a un milímetro, lo que representa un desempeño aceptable para los análisis realizados.

Los valores de aceleración presentados se encuentran dentro del límite establecido para los eventos de vibración armónica producidas por un lanzador Dnepr y dado que solo se presentan en un instante del análisis y no se mantienen constantes, se considera que los valores son aceptables para esta prueba.

Finalmente se muestran los resultados de esfuerzo de Von Mises donde se aprecia que el estado de esfuerzos general para la estructura es de entre 15 y 17 [MPa], donde el máximo valor para el esfuerzo sólo se presenta en algunos elementos, en la Figura 36 se muestran los resultados de esfuerzos de Von Mises para la estructura en una escala RGB, para las caras superior e inferior los esfuerzos registrados son muy pequeños en comparación con los presentados en el resto de la estructura y es por esta razón que no se incluyen en la imagen.

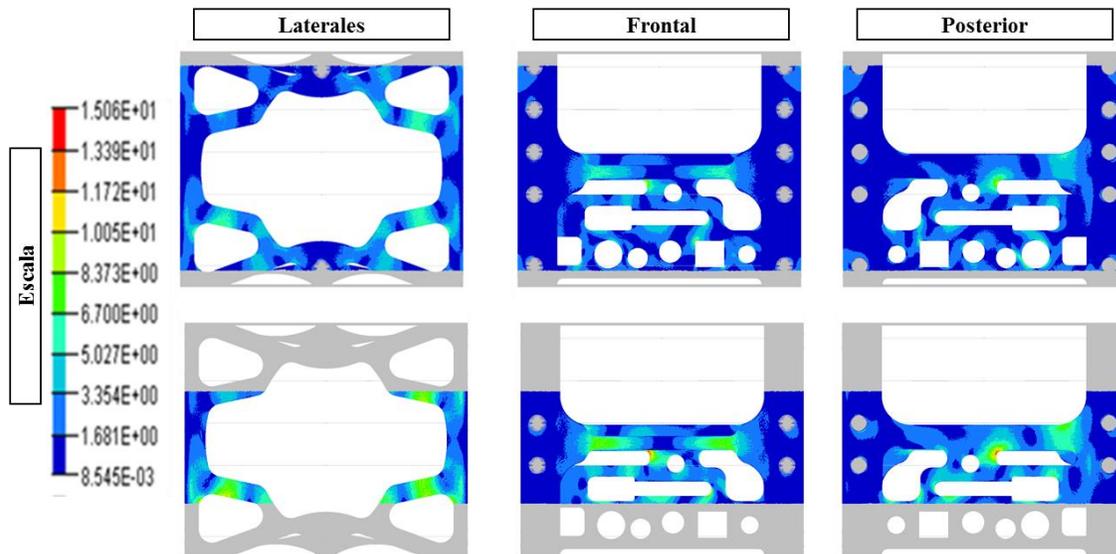


Figura 36. Resultado de esfuerzo de Von Mises en [MPa] para las caras laterales, frontales y posteriores del DFESAT.

Para facilitar el análisis de resultados para el estado de esfuerzos de Von Mises la estructura se analizó por secciones, es decir, se modificó la escala de evaluación para presentar los valores máximos y mínimos de esfuerzo en algunas regiones de cada cara de la estructura.

De esta forma al reducir el intervalo entre el valor máximo y mínimo en la escala es posible visualizar de manera más clara la distribución de esfuerzos en la estructura en las regiones seleccionadas.

## 10. CONCLUSIONES

- Simular la masa de cada elemento de la carga útil con elementos semirrígidos reduce el tiempo de resolución del análisis modal en comparación con que se colocarán modelos 3D de cada uno de los componentes.
- El diseño optimizado obtenido a partir de los resultados de densidad para el caso con restricción del 40 % de masa no cumplió con la función objetivo, dando como resultado una frecuencia de 29.46 [Hz] para su primer modo de vibración que la coloca 4.12 [Hz] por debajo de la frecuencia para el primer modo de vibración de la estructura inicial.
- Las modificaciones realizadas al diseño optimizado permitieron obtener una frecuencia de 87.64 [Hz] para el primer modo de vibración, ya que el porcentaje de masa se redujo un porcentaje mayor para este diseño que es un propiedad que interviene de manera directa en la variación de su frecuencia natural, cumpliendo de esta forma con la función objetivo del método de optimización.
- En este caso realizar el rediseño de la estructura inicial utilizando los resultados de densidad donde la mayoría de los elementos presentaba un valor de densidad igual a 1 no permitió satisfacer la función objetivo.
- Realizar el rediseño de la estructura partiendo de los resultados de densidad para una restricción del 30 % de masa, permitió elevar el valor de la frecuencia en un 61.68 % y una reducción final de masa de 74.47%.
- El DFESAT con una masa de 0.061 [kg] es 0.129 [kg] más ligera que la estructura comercial estándar de 1U de PUMPKIN INC. la cual posee una masa de 0.190 [kg]. Aunque de esta comparación se nota una amplia ventaja para el DFESAT, se debe considerar que la masa total del CubeSat comercial es reportada de especificaciones del fabricante y no desglosa detalladamente que considera dentro de este valor de masa. Por lo que la comparación se validará una vez que el DFESAT se fabrique.
- Los valores presentados de aceleración en las tres direcciones longitudinales no excedieron los límites establecidos de acuerdo a las especificaciones del lanzador Dnerp (Tabla 5 y Tabla 6), obteniendo así resultados aceptables para un régimen de vibraciones transitorio.
- Se considera que los valores para los desplazamientos y los esfuerzos máximos presentados son aceptables y por lo tanto no presentarán un problema para el correcto funcionamiento de la estructura ante las solicitaciones.
- Considerar el diseño como el ensamble de 6 placas individuales desde el inicio del proyecto propicio que la fabricación de la propuesta final del diseño de la estructura (DFESAT) se pueda realizar por un método de manufactura sencillo, con el cuál simplemente se realizará la reducción de masa propuesta para cada placa.
- La validación de los análisis y los resultados obtenidos de estos se debe realizar mediante métodos experimentales bajo los requerimientos y especificaciones impuestas por el Cal Poly para satélites de este tipo.

---

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] European Space Agency (ESA), «Space in images - ESA,» 08 2014. [En línea]. Available: [http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2014/08/ATV-5\\_approaches\\_for\\_docking5](http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2014/08/ATV-5_approaches_for_docking5). [Último acceso: 03 2015].
- [2] NASA - National Aeronautics and Space Administration, «NASA Human Space Flight,» 13 05 2014. [En línea]. Available: <http://www.nasa.gov/press/2014/march/nasa-associate-administrator-to-highlight-rocket-for-orions-flight-test>. [Último acceso: 03 2015].
- [3] S. Lee, A. Hutputanasin, A. Toorian, W. Lan, R. Munakata, J. Carnahan, D. Pignatelli y M. Arash, «CubeSat Desing Specification,» CUBESAT, California Polytechnic State University, California, 2014.
- [4] S. Garber, «NASA Hystory,» NASA, 10 October 2007. [En línea]. [Último acceso: 2015].
- [5] J. R. Wertz, D. F. Everett y J. J. Puschell, Space Misión Engineering: The New SMAD, USA: Microcosm Press, 2011.
- [6] H. G. Lewis, «An asesment of CubeSat colission risk,» de *International Astronautical Congress*, Toronto, Canada, 2014.
- [7] P. Fortescue, J. Stark y G. Swinerd, Spacecraft Systems Engineering, Ingalterra: John Wiley and Sons, 2003.
- [8] NASA, «CubeSat ELaNa Launch on Glory Mision.,» *NASA facts*, Marzo 2011.
- [9] PUMPKIT INC., «CubeSat Kit,» 2000-2013. [En línea]. Available: <http://www.cubesatkit.com/>. [Último acceso: 03 2015].
- [10] ISC Kosmotras, DNEPR User's Guide, Rusia: <http://www.kosmotras.ru>, 2001.
- [11] NASA GODDARSPACE FLIGHT CENTER, GSFC-STD 7000A, Greenbelt, Maryland: General Enviromental Verification Standar (GEVs), 2013.
- [12] F. A. Camacho Martínez, Diseño Conceptual de un Vehículo Eléctrico de Reparto, Modelado como, México: UNAM, 2011.
- [13] B. M. Asghar, Fundamental finite Elment Analysis and Applications, USA: John Wiley and Sons, 2055.

- [14] Altair HyperWorks, «RADIOSS for Linear Dynamics,» 2010.
- [15] G. Mendez A., Desarrollo de algoritmo para la integración de la Optimización Topológica la Optimización de Forma en Estructuras, Bogotá: Universidad Nacional de Colombia, 2001.
- [16] O. M. QUERIN, "Evolutionary Structural Optimization", Thesis Doctoral,, Australia: University of Sydney Australia, April 1997.