



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**

---

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

***Diseño de la estructura primaria de un  
nanosatélite con un sistema de paneles solares  
desplegables bajo el estándar CubeSat 3U***

**TESIS**

Que para obtener el título de  
**Ingeniero Mecatrónico**

**P R E S E N T A**

Pérez Cruz Adrián Salvador

**DIRECTOR DE TESIS**

Dr. Saúl de la Rosa Nieves



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2019



Universidad Nacional  
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

**Biblioteca Central**



**UNAM – Dirección General de Bibliotecas**  
**Tesis Digitales**  
**Restricciones de uso**

**DERECHOS RESERVADOS ©**  
**PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL**

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

## **DEDICATORIA**

*A todos los que sueñan con alcanzar las estrellas,*

*«Per aspera ad Astra».*

## **AGRADECIMIENTOS**

A la Universidad Nacional Autónoma de México, a la Facultad de Ingeniería, a mi tutor, a mis profesores y compañeros.

A mi familia, que siempre estuvo para apoyarme, y especialmente a mi madre, a quien le debo todo en mi vida.

# Índice

Resumen.....	6
Lista de figuras .....	7
Lista de tablas.....	9
CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN GENERAL.....	10
1.1-Propósito.....	10
1.2-Justificación.....	11
1.3-Objetivos .....	13
1.4-Hipótesis .....	14
1.5-Antecedentes .....	14
1.6-Contribuciones y aportaciones .....	14
CAPÍTULO 2: MARCO TEÓRICO .....	15
2.1-Los satélites.....	15
2.1.1-Tipos de orbita .....	15
2.1.2-Subsistemas de los satélites.....	16
2.2-Clasificación de los satélites.....	18
2.2.1-Por su propósito.....	18
2.2.2-Por su masa .....	19
2.3-Lanzamiento de satélites .....	20
2.4-Consideraciones de diseño de la estructura satelital .....	22
2.5-Análisis de estructuras satelitales.....	27
2.5.1-Análisis estructural mecánico .....	27
2.5.1.1-Análisis modal .....	27
2.5.2-Análisis térmico.....	28
2.5.2.1-Análisis estructural térmico .....	28
2.5.3-Análisis de elementos finitos .....	29
2.5.3.1-Bases Teóricas.....	30
2.4-Metodología de diseño de estructuras satelitales.....	37
2.5-Estándar CubeSat.....	38
CAPÍTULO 3: ESTADO DEL ARTE .....	40
3.1-Estructura mecánica de los nanosatélites .....	40

3.1.1-Introducción.....	40
3.1.2-Estado del arte .....	40
3.1.3- <i>Manufactura de pequeños satélites</i> .....	45
3.2-Mecanismos de despliegue de paneles solares.....	46
3.2.1-Introducción.....	46
3.2.2-Estado del arte .....	47
CAPÍTULO 4: DISEÑO CONCEPTUAL .....	51
4.1-Necesidades .....	51
4.2-Especificaciones .....	54
4.3-Generación de conceptos .....	56
4.3.1-Descomposición del problema.....	56
4.3.2-Soluciones propuestas a los subproblemas.....	57
4.3.3-Exploración de configuraciones .....	58
Árboles de clasificación .....	58
Tablas de combinación.....	62
4.4-Conceptos generados .....	62
4.5-Selección del Concepto .....	63
4.5.1-Pruebas de concepto .....	69
4.5.2-Evaluación del concepto .....	70
CAPÍTULO 5: DISEÑO DE DETALLE.....	73
5.1 Elección de materiales .....	73
5.2 Diseño de mecanismo de despliegue/orientación.....	78
5.3 Elección del motor para el mecanismo de orientación.....	79
5.4 Propuesta de los circuitos eléctricos necesarios para los mecanismos anteriores .....	83
5.5 Manufactura de la estructura mecánica .....	85
CAPÍTULO 6: EVALUACIÓN DEL DISEÑO.....	87
RESULTADOS .....	94
CONCLUSIONES .....	95
RECOMENDACIONES Y TRABAJO A FUTURO.....	96
APENDICES .....	97
BIBLIOGRAFÍA.....	101

## Resumen

El presente trabajo nace en un aula de la Facultad de Ingeniería como un proyecto para la materia de temas selectos de ingeniería mecatrónica, cuyo objetivo era elaborar una estructura novel para un nanosatélite CubeSat 3U. Al observar el potencial de este proyecto dadas las características de este y el auge en el uso y desarrollo de tecnología espacial en diversas partes del mundo, y especialmente en países en vías de desarrollo en estos últimos años, se decidió retomarlo como tema de tesis.

Al proyecto de la creación de la estructura mecánica se le añadió la creación de un mecanismo de despliegue y orientación de paneles solares para ser utilizado en conjunto con la estructura. Este documento es una recopilación del trabajo de investigación realizado para el proyecto, presenta los resultados del proyecto, incluyendo los diseños finales de las estructuras, los resultados de las pruebas y simulaciones realizadas, los planos de los diseños y el trabajo recomendado a futuro.

## Lista de figuras

Figura 1 - SmallSats lanzados entre 1995 y 2014 ordenados por año de lanzamiento y clase [1].	11
Figura 2 - Distribución del porcentaje de satélites por campo de aplicación al año 2014 [1].	12
Figura 3 - Representación gráfica de órbitas elípticas y circulares [8].	15
Figura 4 - Representación gráfica de los distintos tipos de órbitas circulares: órbita alta (HEO & GEO), órbita media (MEO) y órbita baja (LEO) [9].	16
Figura 5 - LVs usados para CubeSats (EUA) [11].	21
Figura 6 - Ejemplo de análisis térmico realizado en con ayuda de software CAE. [13]	29
Figura 7 - Discretización de diferentes sólidos y estructuras con elementos finitos [14].	31
Figura 8 - Modelos estructurales para algunas estructuras [14].	32
Figura 9 - Discretización de modelos estructurales en elementos finitos [14].	33
Figura 10 - Diagrama que muestra las etapas principales la metodología de diseño.	38
Figura 11 - 1U CubeSat CP1 y 3U CubeSat CP10 [Cal Poly] [16].	39
Figura 12 - Estructuras diseñadas por Pumpkin, Inc. para satélites CubeSat 3U, tipo esqueleto y de muros sólidos, respectivamente [17].	41
Figura 13 - Estructuras modulares de NanoAvionics para Cubesat 3U [18].	42
Figura 14 - Plano en explosión de la estructura para CubeSat 3U de ENDUROSAT [19].	42
Figura 15 - Estructura 3U de C3S [17].	43
Figura 16 - Diseños conceptuales de la estructura del ITUSAT2 [20].	44
Figura 17 - Distribución de la manufactura de Smallsats a nivel mundial [1].	45
Figura 18 - Mecanismo de despliegue de paneles solares basado en un motor a pasos [22].	47
Figura 19 - Mecanismo de despliegue basado en resortes de torsión [23].	48
Figura 20 - Mecanismos de liberación de estructuras basados en SMA [24].	48
Figura 21 - Burnwire release mechanism immediately following a successful cut through Vectran cable [25].	49
Figura 22 - Diagrama de caja negra para el mecanismo de despliegue. El diagrama nos presenta las entradas del subsistema (el mecanismo de despliegue) y sus salidas deseadas (los paneles desplegados). Se puede observar que para cumplir el objetivo se necesita enviar una señal de activación para aplicar una energía de entrada (que en principio no está definida) y así liberar los paneles, enviando además una señal una vez que ya hayan sido liberados.	56
Figura 23 - Árbol de clasificación de uniones para la estructura.	58
Figura 24 - Árbol de clasificación de métodos de sujeción de los componentes internos.	59
Figura 25 - Árbol de clasificación de actuadores para el despliegue de paneles.	60
Figura 26 - Árbol de clasificación de mecanismos de disparo para actuadores pasivos.	60
Figura 27 - Nuevos arboles de clasificación, se eliminaron las opciones menos viables, por ejemplo, el uso de pistones para el movimiento y orientación de los paneles se descartó porque un sistema así sería demasiado pesado y difícil de implementar en comparación con las otras opciones.	61
Figura 28 - Bosquejos de conceptos generados.	62
Figura 29 - Diseño base elegido.	64
Figura 30 - Imagen del concepto final de la estructura primaria, previa a los análisis estructurales.	66
Figura 31 - Principales piezas que componen el concepto de la estructura primaria (C, R y T).	67
Figura 32 - Ilustraciones A, B, C.	68

Figura 33 - A), B) y C), nombradas de izquierda a derecha. _____	70
Figura 34 - Pieza 'T', después del rediseño. _____	71
Figura 35 - Estructura mecánica final. _____	72
Figura 36 – Ejemplo ilustrativo de variación dimensional de una pieza después de ser sometida al proceso de anodizado duro. _____	77
Figura 37 - En la imagen podemos apreciar el modelo del mecanismo de despliegue y orientación, realizado con el software de CAD/CAM Inventor. _____	79
Figura 38 - Diseños preliminares de las piezas del mecanismo de orientación de paneles. _____	79
Figura 39 - Esquema simplificado del mecanismo de rotación, se muestran el eje del motor en negro (eje de rotación) y el arreglo de paneles solares en azul [Vista frontal]. _____	80
Figura 40 - Esquema simplificado del mecanismo de rotación, se muestran el eje del motor en negro (eje de rotación) y el arreglo de paneles solares en azul [Vista superior]. _____	80
Figura 41 - Motor Faulhaber AM2224. _____	81
Figura 42 - Esquema que ilustra los diferentes tipos de radiación térmica que puede recibir un satélite en órbita baja. _____	82
Figura 43 - El esquema muestra una configuración de un L293D para controlar un motor de dos fases [37]. _____	83
Figura 44 - Resultados del análisis de tensiones. _____	89
Figura 45 - Resultados de los análisis de frecuencias. _____	90
Figura 46 - Modelo final con mecanismo de despliegue y paneles solares montados. _____	92

## Lista de tablas

Tabla 1 - Clasificación de satélites por su masa. _____	19
Tabla 2 - Subclasificación de pequeños satélites. _____	20
Tabla 3 Clasificación de vehículos de lanzamiento de satélites por su capacidad de carga [1] _____	21
Tabla 4 - Ej. de factores de carga cuasi estáticos, tomados del manual de usuario del LV ARIANE 5 [12]. _____	24
Tabla 5 - Significado de los valores MS [12]. _____	26
Tabla 6 - Comparativa de los diferentes tipos de estructuras de los satélites. _____	45
Tabla 7 – Tabla comparativa de métodos de despliegue _____	49
Tabla 8 – Tabla comparativa de métodos de sujeción/liberación de mecanismos. _____	50
Tabla 9 – Necesidades procesadas. _____	52
Tabla 10 - Necesidades del proyecto y su importancia relativa, siendo 4 el valor máximo de importancia y 1 el menor. _____	54
Tabla 11 - Especificaciones técnicas del proyecto y su importancia relativa, siendo 4 el valor máximo de importancia y 1 el menor. _____	55
Tabla 12 – Tabla de combinación de las diferentes soluciones a cada subproblema. _____	62
Tabla 13 - Conceptos para la estructura principal. _____	62
Tabla 14 - Conceptos para despliegue de paneles. _____	63
Tabla 15 - Comparación de las principales ventajas y desventajas de un servomotor y un motor a pasos [26]. _____	65
Tabla 16 - Aleaciones permitidas para la estructura principal del CubeSat. _____	73
Tabla 17 - Composición de las series de aleaciones de Aluminio. _____	74
Tabla 18 – Tabla comparativa de las distintas aleaciones de aluminio [28], [29], [30]. _____	76
Tabla 19 - Resultados del proceso de anodizado duro en diferentes series de aluminio [32]. _____	78
Tabla 20 - Tabla de comparación de los distintos motores [34]. _____	80
Tabla 21 - Algunos ejemplos de subsistemas comunes con sus respectivas temperaturas de operación. _____	82
Tabla 22 - Manufactura del nanosatélite. _____	86
Tabla 23 - Criterio de frecuencias para varios LVs [38]. _____	87
Tabla 24 - Ej. de factores de carga cuasi estáticos, tomados del manual de usuario del LV ARIANE 5 [12]. _____	88
Tabla 25 _____	88
Tabla 26 _____	88
Tabla 27 _____	89
Tabla 28 _____	89
Tabla 29 _____	89
Tabla 30 _____	90
Tabla 31 _____	90
Tabla 32 _____	91
Tabla 33 _____	91
Tabla 34 - Coeficientes de dilatación del Aluminio. _____	93
Tabla 35 - Especificaciones finales del diseño. _____	95

## CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN GENERAL

El uso de pequeños satélites CubeSat para misiones espaciales cada vez más complejas se ha visto incrementado en los últimos años [1]. Este aumento en la complejidad de las misiones implica, en general, un aumento en el número de instrumentos a bordo y una mayor demanda de potencia. Esto ineludiblemente ha dado lugar al desarrollo de numerosos mecanismos y dispositivos nuevos, necesarios para cumplir con los requisitos de las misiones.

Los mecanismos de liberación y despliegue de instrumentos o subsistemas representan un reto a la fiabilidad y un costo de desarrollo significativo a un programa satelital, por lo que la creación de dispositivos simples, novedosos, confiables y económicos puede llegar a ser crítica para el éxito de los futuros programas.

Otro factor para tener en cuenta en el desarrollo de pequeños satélites es la estructura mecánica primaria, la cual deben cumplir estándares que norman sus parámetros de volumen, masa y nivel de confiabilidad en su manejo en Tierra, durante su lanzamiento y en su operación en órbita.

La carga útil máxima instalable y la capacidad de transmisión de datos en una misión espacial están limitadas, entre otros factores, por la capacidad de generación de energía durante la misma. Un arreglo de paneles solares desplegados aumenta la capacidad de generación de energía. Además, si se suma a esto un sistema de control que permita orientar los paneles en dirección normal a los rayos solares, se logra incrementar de forma significativa la potencia de salida otorgada por las celdas solares.

Al aumentar la cantidad de energía disponible en un satélite CubeSat se puede aumentar la capacidad de la instrumentación de a bordo y se puede lograr realizar misiones complejas similares a las de algunos satélites grandes gracias a la miniaturización de la electrónica.

Este trabajo busca ofrecer una solución mecatrónica a tres de los principales problemas del desarrollo de satélites: El desarrollo de la estructura mecánica, un mecanismo de control y orientación de instrumentos (paneles), y aumentar la capacidad máxima posible de generación de energía durante una misión.

### 1.1-Propósito

El propósito de este proyecto es impulsar la investigación y el desarrollo de tecnología espacial propia dentro de México, enfocándose en una primera etapa en el

ámbito académico, desarrollando un prototipo de nanosatélite para el Laboratorio de Instrumentación Electrónica de Sistemas Espaciales (LIESE) de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México, con miras a aumentar el conocimiento que hay en el país en cuanto a la industria espacial se refiere y propiciar la creación verdaderos centros de creación e innovación tecnológica en materia espacial, además de semilleros de empresas, que contribuyan al desarrollo y avance de la sociedad.

## 1.2-Justificación

Lo que comenzó como un proyecto científico de investigación y desarrollo (I+D) ha evolucionado y ha atraído el interés de varias iniciativas privadas, encontrando aplicaciones comerciales en áreas diversas como las comunicaciones y la teledetección. En muchos casos, los pequeños satélites o SmallSats ya pueden lograr lo que solo los grandes satélites podían hacer en el pasado [1].

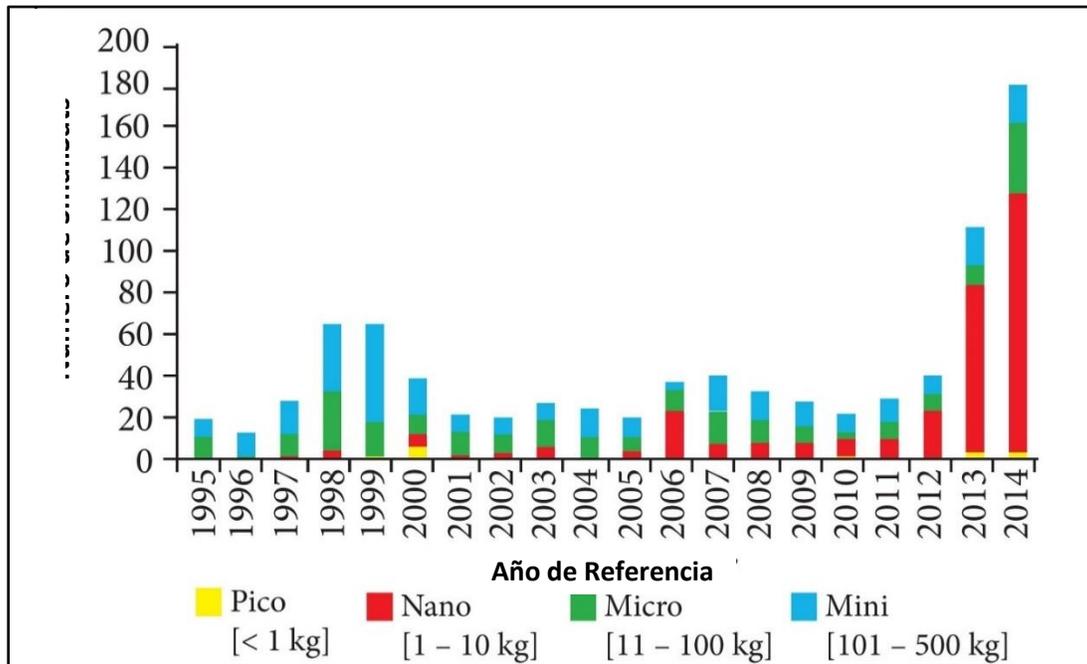


Figura 1 - SmallSats lanzados entre 1995 y 2014 ordenados por año de lanzamiento y clase [1].

Actualmente, el interés por los SmallSats está en auge, lo que puede confirmarse no solo por el número de SmallSats lanzados en los últimos años (ver figura 1), sino también por la cantidad cada vez mayor de conferencias y congresos referentes a esta área.

Los pequeños satélites tienen diversos campos de aplicación, siendo algunos de los principales los siguientes:

- Comunicación;
- investigación y desarrollo;
- científico;
- detección remota;
- inteligencia;
- monitoreo climático.

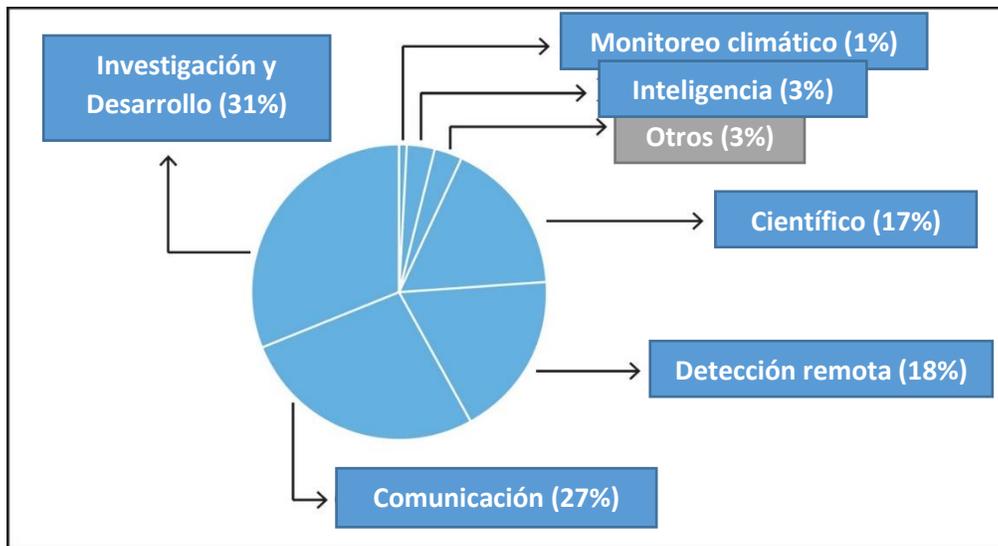


Figura 2 - Distribución del porcentaje de satélites por campo de aplicación al año 2014 [1].

Los pequeños satélites suponen toda una revolución en la industria espacial. Representan un cambio de paradigma y ofrecen múltiples ventajas, entre las que se pueden listar las siguientes:

- **Plataformas para probar nuevas tecnologías:** los SmallSats permiten una evaluación más rápida y barata de nuevos sistemas y subsistemas en el entorno espacial.
- **Reducción del tiempo de desarrollo:** dado que los SmallSats tienen una arquitectura más simple y utilizan COTS (*Commercial off-the-shelf*, este término hace referencia a componente que se venden comercialmente en gran cantidad, en contraposición a componentes *Custom-made*), la fase de desarrollo es más corta, lo que genera oportunidades de misión más frecuentes y un retorno de valor e información más rápido.
- **Estandarización:** la estandarización de los buses satelitales (un bus satelital es un modelo general en el que a menudo se basan los satélites de producción múltiple. El bus es la infraestructura del satélite, que generalmente proporciona las

ubicaciones para la carga útil) y sus componentes refuerza el uso de SmallSats y hace que la tecnología satelital sea más accesible, generando toda una industria alrededor de los pequeños satélites.

- **Tecnologías actualizadas:** a diferencia de los satélites tradicionales que utilizan elementos calificados para uso espacial con vacíos tecnológicos de 10 a 20 años en comparación con las tecnologías de vanguardia [2], los SmallSats utilizan en gran parte COTS con tecnologías actualizadas, que incluyen, entre otros: sistemas microelectromecánicos (MEMS), uso de prototipado rápido, sistemas 'plug and play' (sistemas listos para usarse), etc.
- **Accesibilidad:** los SmallSats pueden lograr un acceso asequible al espacio para muchas naciones nuevas, especialmente en vías de desarrollo [3]. De acuerdo con el concepto de la 'escalera de la tecnología espacial' establecida por Wood y Weigel en 2012 [4], la construcción de SmallSats para LEO (Low Earth Orbit) es el siguiente paso después de crear una **Agencia Espacial Nacional**.

Se han identificado 6 mercados prometedores para SmallSats: ciencia y tecnología militar, inteligencia, vigilancia y reconocimiento, comunicaciones de sitios remotos, sondeo de sensores no atendidos, observación terrestre, y monitoreo ambiental [5].

Consciente de estas nuevas posibilidades, el sector privado ha invertido en el negocio de los pequeños satélites. Se pronostica que 3600 SmallSats con un valor de mercado total (fabricación y lanzamiento) de 22 mil millones de dólares serán lanzados entre 2016 y 2025 [6].

Es evidente que el desarrollo de tecnología relacionada con los SmallSats es una buena inversión de recursos para la investigación desde cualquier punto de vista (científico, comercial, académico), tanto que cada vez más países se suman a esta empresa, siendo incluso una de las tecnologías fomentadas por las Naciones Unidas [7].

Este proyecto es relevante debido a la novedad de esta línea de investigación en México que, relativamente, apenas empieza a dar sus primeros pasos en cuanto a tecnología de nanosatélites se refiere.

### 1.3-Objetivos

#### Objetivos

- Diseñar la estructura mecánica primaria de un nanosatélite con un sistema de paneles solares desplegados bajo el estándar CubeSat para el Laboratorio de Instrumentación Electrónica de Sistemas Espaciales (LIESE) de la Facultad de Ingeniería de la UNAM.

## Objetivos específicos

- La estructura debe contar con un mecanismo de orientación de paneles solares.

### 1.4-Hipótesis

- Se puede desarrollar una estructura mecánica novel y un sistema de orientación de paneles solares, fácilmente adaptables a diversos tipos de misiones, que sea competitivo a nivel internacional.

### 1.5-Antecedentes

Este proyecto de tesis tiene su antecedente directo en el trabajo realizado por Luis Antonio Amador Amador, estudiante de ingeniería mecánica, y Adrián Salvador Pérez Cruz, estudiante de ingeniería mecatrónica, bajo la dirección del doctor Saúl de la Rosa Nieves, como proyecto final para la materia de Temas Selectos de Mecatrónica, materia optativa de los últimos semestres de la carrera de Ingeniería Mecatrónica impartida en la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM).

El trabajo consistió en la propuesta de diseño de una estructura mecánica para un satélite CubeSat 3U, la cual también incluía la propuesta de un mecanismo de despliegue de paneles solares. El resultado de este proyecto fue la elaboración de un prototipo rápido de la estructura principal del satélite, además de la elaboración del modelo completo con ayuda de software CAD, mismo que permitió realizar las simulaciones que confirmaban la viabilidad del diseño propuesto. En dicho proyecto se definieron tareas como trabajo futuro, las cuales eran elaborar un nuevo diseño que superara al anterior y que cumpliera con todas las especificaciones del estándar CubeSat, además de explorar las posibilidades de incluir un sistema de orientación para los paneles solares. Dichas tareas se desarrollan en el presente trabajo de tesis.

### 1.6-Contribuciones y aportaciones

Este trabajo contribuye con una estructura mecánica novel y un sistema de orientación de paneles solares, fácilmente adaptables a diversos tipos de misiones. Se presentan los resultados de los análisis y simulaciones y se deja un modelo funcional en el laboratorio para su uso en diversas pruebas y para el desarrollo posterior de un programa satelital en el LIESE.

## CAPÍTULO 2: MARCO TEÓRICO

### 2.1-Los satélites

En el contexto de la astronomía, un satélite es un cuerpo que orbita a otro de mayor tamaño; así, se dice que la Tierra es un satélite del Sol, y a su vez, la Luna es un satélite de la Tierra.

En el área aeroespacial, se le denomina satélite a los objetos artificialmente creados por el hombre que intencionalmente se han puesto en órbita con diversos propósitos. A veces se les denomina a estos últimos como 'satélites artificiales' para distinguirlos de los primeros, a los que también se les llama 'satélites naturales'.

En el presente trabajo, al usar la palabra satélite se estará haciendo referencia únicamente a los satélites artificiales.

#### 2.1.1-Tipos de órbita

Los satélites orbitan a la Tierra en uno de los dos siguientes tipos básicos de órbita:

- Órbita circular
- Órbita elíptica

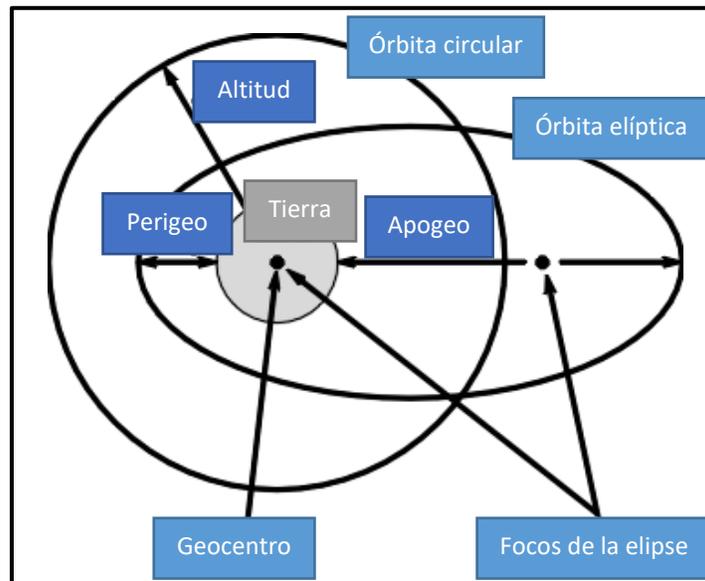


Figura 3 - Representación gráfica de órbitas elípticas y circulares [8].

La mayoría de los satélites terrestres orbitan en órbitas circulares. Hay esencialmente tres tipos de órbitas terrestres:

- órbita alta (HEO & GEO) [ $> 35\,780$  Km],
- órbita media (MEO) [ $2000 - 35\,780$  Km] y
- órbita baja (LEO) [ $180 - 2000$  Km].

Muchos satélites meteorológicos y algunos satélites de comunicaciones tienen una órbita geoestacionaria, la más alejada de la superficie. Los satélites que orbitan en una órbita terrestre media incluyen satélites de navegación y especialidades, diseñados para monitorear una región en particular. La mayoría de los satélites científicos, incluida la flota del Sistema de Observación de la Tierra de la NASA, tienen una órbita terrestre baja.



Figura 4 - Representación gráfica de los distintos tipos de órbitas circulares: órbita alta (HEO & GEO), órbita media (MEO) y órbita baja (LEO) [9].

### 2.1.2-Subsistemas de los satélites

Los satélites están conformados por varios subsistemas básicos [10] para poder funcionar adecuadamente y cumplir con las misiones para las que fueron diseñados; en función de la complejidad de la misión los satélites pueden tener a todos los subsistemas o algunos de ellos, en general dichos subsistemas son los siguientes:

- **Subsistema mecánico-estructural:** las funciones de este subsistema pueden ser clasificadas como mecánicas, geométricas y otras funciones.
  - **Funciones geométricas:** están relacionadas con los requisitos de la forma de la superficie y volumen del satélite. Estas funciones son:
    - Proporcionar suficiente superficie de montaje para el equipo del satélite (tales como transpondedores y antenas).

- Preservar un volumen suficiente para alojar apéndices doblados (tales como antenas y paneles solares).
    - Proveer suficiente accesibilidad a los aparatos durante la integración del satélite.
    - Garantizar la ubicación precisa y estable de todos los equipos a bordo durante la misión.
  - **Funciones mecánicas:** están relacionadas con la integridad estructural y el despliegue de los apéndices del satélite. Estas funciones son:
    - Soportar el peso del equipo a bordo, particularmente durante la fase de lanzamiento, cuando las exigencias mecánicas impuestas por el lanzador son las más altas.
    - Permitir las diversas operaciones y despliegues para cambiar al satélite de la configuración de fase de lanzamiento a la configuración operacional, y la aceptación de las fuerzas que actúan durante estas maniobras.
    - Proveer al satélite de la rigidez estructural necesaria para su correcto funcionamiento.
  - **Otras funciones:**
    - Proveer de un potencial de referencia para el equipo
    - Garantizar el mismo potencial en las diferentes partes del satélite para impedir descargas eléctricas descontroladas (servir de 'tierra' al satélite).
    - Satisfacer algunos requerimientos del control térmico (tales como soporte para aislamiento de materiales).
    - Protección de componentes contra la radiación y el flujo de partículas de alta energía.
- **Subsistema de potencia:** consiste en paneles solares para convertir la energía solar en energía eléctrica (esto en la mayoría de los casos, sin embargo, la fuente de energía puede no ser necesariamente solar, sino química o nuclear, entre otras), funciones de regulación y distribución, y baterías que almacenan energía y suministran al satélite cuando pasa a la sombra de la Tierra.
- **Subsistema térmico:** protege los equipos electrónicos de temperaturas extremas debido a la irradiancia solar intensa o la falta de exposición al sol en los diferentes lados del cuerpo del satélite.

- **Subsistema de comunicaciones:** transmite los datos de operación del equipo a la estación de control de tierra, y recibe los comandos de la estación de control de tierra para realizar ajustes de operación del equipo.
- **Subsistema de orientación:** consiste en sensores para medir la orientación del satélite, y actuadores (ruedas de reacción, propulsores), que aplican los pares y las fuerzas necesarias para reorientar el satélite a una orientación deseada, mantenerlo en la posición orbital correcta y mantener las antenas apuntando en las direcciones correctas.
- **Subsistema de propulsión:** su función es generar fuerzas que modifiquen la órbita del satélite, ya sea para asegurar una inyección en una órbita predeterminada o para controlar la deriva de la órbita nominal. El subsistema de propulsión también sirve para producir fuerzas que asisten al subsistema de posicionamiento y orientación.
- **Subsistema de comando y manejo de información (computadora a bordo principal):** se encarga del procesamiento, decodificación, validación, reconocimiento y ejecución de señales de mando; adquisición, compresión, codificación, y formato de la información de telemetría; tratamiento de los datos, gestión, diagnóstico y monitoreo de los otros subsistemas a bordo; y almacenamiento de los datos de la misión.
- **Carga útil:** consiste en todos los elementos dedicados de forma directa a realizar la misión del satélite. El subsistema de carga útil es el más importante de cualquier satélite y depende de los requerimientos de la de misión espacial.

## 2.2-Clasificación de los satélites

### 2.2.1-Por su propósito

Los satélites pueden clasificarse de diferentes formas. Una de ellas es de acuerdo con el propósito para el cual fueron construidos. El siguiente es un listado de los principales tipos de satélites que existen hasta la fecha de elaboración de este trabajo, siguiendo el criterio antes mencionado:

- **Satélites astronómicos:** Satélites usados para observación de planetas distantes, estrellas, galaxias, y otros cuerpos estelares.

- **Bio-satélites:** Están diseñados para llevar en ellos a organismos vivos, se utilizan generalmente para la experimentación científica.
- **Satélites de comunicaciones:** Son satélites puestos en órbita con el propósito de facilitar las telecomunicaciones en el planeta que orbitan.
- **Satélites de observación planetaria:** Satélites usados con propósitos de monitoreo no militares, como monitoreo del medio ambiente y del clima, para la creación de mapas, etc.
- **Satélites de navegación:** Son satélites que proveen posicionamiento geoespacial en tiempo real (generalmente se necesita utilizar todo un sistema de satélites para este propósito).
- **Satélites de reconocimiento:** Satélites utilizados con objetivos militares o de inteligencia. La mayoría de la información de estos satélites se encuentra clasificada.
- **Satélites de ataque:** Satélites diseñados específicamente para destruir puntos estratégicos en la superficie planetaria, u otros satélites y activos espaciales.
- **Satélites de recuperación:** Satélites creados para recoger a otros satélites y traerlos de regreso a la superficie planetaria.
- **Estaciones espaciales:** Son estructuras orbitales artificiales diseñadas para que seres humanos logren habitar en el espacio exterior. Se distingue de una nave espacial tripulada por su falta de sistemas de propulsión mayores y facilidades de aterrizaje.

### 2.2.2-Por su masa

Los satélites pueden clasificarse en diferentes categorías de acuerdo con su masa. La tabla siguiente muestra la clasificación más comúnmente aceptada de los satélites, basada en este criterio:

Grupo	Masa [Kg]
Satélites grandes	> 1000
Satélites medianos	500 a 1000
Pequeños Satélites	(<500) ↓↓↓

*Tabla 1 - Clasificación de satélites por su masa.*

Dentro de la clasificación de satélites por su masa, existe una subclasificación para los denominados ‘pequeños satélites’, ‘satélites miniaturizados’ o ‘SmallSats’.

<b><i>Pequeños Satélites</i></b>	<b><i>Masa [Kg]</i></b>
<i>Minisatélites</i>	100 a 500
<i>Microsatélites</i>	10 a 100
<i>Nanosatélites</i>	1 a 10
<i>Picosatélites</i>	0.1 a 1
<i>Femtosatélites</i>	< 0.1

*Tabla 2 - Subclasificación de pequeños satélites.*

### 2.3-Lanzamiento de satélites

La cantidad de energía requerida para poner en órbita un satélite depende de la ubicación del sitio de lanzamiento, y de la altura y la inclinación de su órbita destino. Los satélites en una órbita terrestre alta requieren la mayor cantidad de energía para llegar a su destino. Los satélites en una órbita altamente inclinada, como una órbita polar, requieren más energía para ponerse en órbita que un satélite que orbita sobre el ecuador, puesto que un satélite con una baja inclinación puede usar la rotación de la Tierra para ayudar a impulsarlo a la órbita.

Los satélites son desplegados en órbita por los *vehículos de lanzamiento de satélites* (LVs, por sus siglas en inglés). En la historia reciente, los despliegues se han venido realizando con enormes vehículos de lanzamiento capaces de transportar cargas de miles de kilogramos, donde los SmallSats vuelan como carga secundaria, o ‘piggy back’. El uso de misiles balísticos intercontinentales convertidos para este propósito permitió además el acceso barato al espacio a través del concepto de compartir el espacio.

Otra posibilidad es el lanzamiento desde Micro-LVs, exclusivamente diseñados para el lanzamiento de pequeños satélites. Entre otras ventajas, este tipo de lanzamientos permiten la definición personalizada de la órbita y la fecha de lanzamiento, ya que los SmallSats dejan de ser la carga secundaria y pasan a ser la principal. Para abordar el mercado prometedor de SmallSats, actualmente existen varios desarrollos de Small y Micro-LVs [1].

Vehículos de Lanzamiento (LVs)	Capacidad [kg]
Micro-LV	≤ 500
Small-LV	501 – 2,000
Medium-LV	2,001 – 20,000
Heavy-LV	> 20,000

Tabla 3 Clasificación de vehículos de lanzamiento de satélites por su capacidad de carga [1]

Vale la pena mencionar que los Micro-LV no son nuevos. Al principio, el vuelo espacial orbital comenzó con Micro-LVs. El Vanguard americano puso en órbita un satélite de 11 kg en 1959. El Micro-LV Lambda 4S japonés, en 1970, fue capaz de poner en órbita un SmallSat de 24 kg. Con el paso del tiempo, los satélites se hicieron más grandes debido a las cargas útiles cada vez más sofisticadas y, en consecuencia, los LV aumentaron su capacidad de carga. Sin embargo, gracias a los avances tecnológicos, los satélites actuales se vuelven de nuevo cada vez más pequeños (al mismo tiempo que conservan o aumentan las capacidades que tienen respecto a satélites de mayor tamaño), pero esta tendencia no fue seguida por la reducción de la capacidad de carga útil y el tamaño de los LVs sino hasta años recientes.

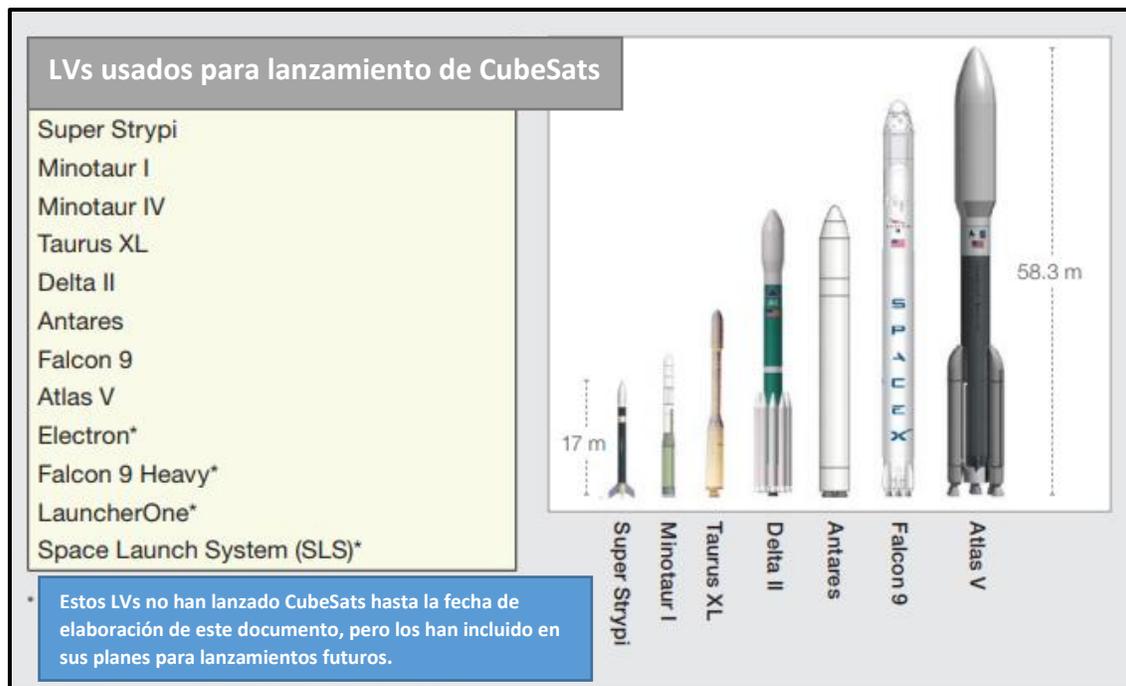


Figura 5 - LVs usados para CubeSats (EUA) [11].

Durante el lanzamiento, el LV está expuesto a diversas cargas (mismas que serán discutidas más adelante). Por lo tanto, la elección del vehículo de lanzamiento es interdependiente de las características del satélite.

Aunque en un entorno libre de gravitación las fuerzas ejercidas sobre un satélite son muy pequeñas, este debe diseñarse para soportar grandes cargas. Estas fuerzas ocurren durante el despegue del LV. Además de la alta aceleración, las vibraciones severas también deben considerarse.

Es importante consultar los manuales de usuario de los diversos vehículos de lanzamiento disponibles ya que ahí se reporta toda la información necesaria para considerar en el diseño de un satélite [12].

#### 2.4-Consideraciones de diseño de la estructura satelital

Aunque en un ambiente libre de gravitación las fuerzas ejercidas en un satélite son muy pequeñas, la estructura debe estar diseñada para soportar cargas (fuerzas) elevadas. Estas fuerzas ocurren durante el despegue. Además de la alta aceleración, las vibraciones severas también juegan un papel importante.

En cuanto al subsistema mecánico-estructural, los principales problemas que se deben resolver en el diseño de un nanosatélite son [12]:

- Diseño para cargas de lanzamiento.
- Factores de seguridad.
- Cumplir requisitos de rigidez.
- Materiales.
- Diseño básico de la estructura.

Además, otros factores a tomar en cuenta son:

- La estructura debe soportar un ambiente de alta radiación;
- Soportar las condiciones del ambiente espacial;
- Se debe maximizar el área disponible para los sistemas y la carga útil;
- Optimizar el proceso de manufactura;
- Sobreponerse a las limitaciones de tamaño y costos.

Los requisitos de la misión en combinación con los requisitos funcionales darán lugar a una geometría preliminar y a una distribución de masa asociada. El vehículo de lanzamiento seleccionado especificará las cargas de lanzamiento, rigidez, restricciones geométricas, etc. Los factores de carga cuasi estática se aplicarán suponiendo un cumplimiento de la frecuencia natural mínima.

Los factores de cargas cuasi estáticas aplicados a la distribución de masa darán como resultado la distribución de la carga interna. Esta distribución de carga es un punto de partida para dimensionar los miembros estructurales de las estructuras primaria y secundaria.

### **Cargas de diseño**

Las diversas cargas mecánicas no son todas igualmente importantes y dependen del tipo de la estructura mecánica, es decir, si se trata de una estructura primaria, u otras estructuras secundarias (como paneles solares, antenas, e instrumentos).

Los preparativos en tierra, el lanzamiento y las operaciones en la órbita establecen varios tipos de requerimientos, tales como:

- Frecuencias naturales
- Aceleración de estado estable
- Excitación sinusoidal
- Excitación aleatoria
- Ruido acústico
- Cargas transitorias
- Cargas de choque
- Temperaturas

### **Requisitos de rigidez (frecuencias naturales)**

Las frecuencias naturales del satélite deben ser tales que las frecuencias naturales fundamentales (no amortiguadas) en todas las direcciones sean más grandes que las frecuencias más bajas generadas por el vehículo de lanzamiento. Debido a la diferencia en las frecuencias naturales, el satélite se desacopla dinámicamente del LV y mostrará un comportamiento rígido en las regiones de frecuencia más baja.

### **Cargas cuasi estáticas**

La estructura del satélite debe estar diseñada para soportar las cargas cuasi estáticas máximas (QSL por sus siglas en inglés), incluyendo un factor de seguridad. Las

cargas cuasi estáticas son una combinación de las cargas estáticas de estado estable y las cargas senoidales de baja frecuencia.

Evento	Factores de carga, aceleración (g)			
	Dirección de lanzamiento		Lateral	
	Estático	Dinámico	Estático	Dinámico
<i>Despegue</i>	-1.7	±1.5	0.0	±1.5
<i>Presión dinámica máxima</i>	-2.7	±0.5	0.0	±2.0
<i>P230 Burn-out</i>	-4.25	±0.25	±0.25	±0.25
<i>H155 Burn-out</i>	-3.6	±1.0	±0.1	0.0
<i>H155 Empuje de desprendimiento de cola</i>	-0.7	±1.4	0.0	0.0

Tabla 4 - Ej. de factores de carga cuasi estáticos, tomados del manual de usuario del LV ARIANE 5 [12].

- El signo menos se refiere a una fuerza de presión en la dirección de lanzamiento.
- Las cargas cuasi estáticas se aplican para el centro de gravedad de la nave espacial.
- Se ha tenido en cuenta la gravedad.

### Factores de seguridad

Los factores de seguridad se utilizan en proyectos espaciales para dar cuenta de las incertidumbres con respecto a la predicción de cargas, el análisis estructural, el proceso de fabricación y las propiedades de los materiales.

### Diseño básico de la estructura

Algunos criterios de diseño para los elementos estructurales, además de los mencionados anteriormente, son:

- Masa (mínima)
- Confiabilidad
- Costos de diseño
- Costos de producción
- Facilidad de inspección
- Facilidad de reproducción
- Facilidad de reparación
- Posibilidades para modificar el hardware en una fase de diseño tardía

El diseño de un elemento estructural está especificado por tres aspectos [12]:

1. Los requisitos funcionales
2. La geometría
3. Las propiedades de los materiales utilizados

El rendimiento  $p$  de un elemento estructural se describe mediante la siguiente ecuación:

$$p = f\left[\left(\begin{array}{c} \text{Requerimientos} \\ \text{funcionales, } F \end{array}\right), \left(\begin{array}{c} \text{Parámetros} \\ \text{geométricos, } G \end{array}\right), \left(\begin{array}{c} \text{Propiedades de} \\ \text{los materiales, } M \end{array}\right)\right]$$

La ecuación anterior es separable, por lo tanto:

$$p = f_1(F)f_2(G)f_3(M)$$

Donde  $f_1(F)f_2(G)$  es el índice estructural y  $f_3(M)$  es el coeficiente de eficiencia o índice de material.

### Modos de falla

Los modos de falla más importantes son:

- Exceder el límite elástico
- Exceder el esfuerzo máximo
- Estabilidad (contra pandeo), localmente o en general
- Fatiga

Los márgenes de seguridad (MS) y los factores de seguridad tienen un significado diferente. Para un factor de seguridad dado, se puede determinar la "probabilidad de falla" o, en otras palabras, la fiabilidad de la estructura. Con la ayuda del concepto de MS determinamos la funcionalidad de la estructura. La MS se define de la siguiente manera:

$$MS = \frac{\sigma_{admisible}}{j \sigma_{actual}} - 1,$$

donde MS es el margen de seguridad y  $\sigma_{admisible}$  es el estrés permisible. La tensión permisible es la tensión máxima permisible antes de la falla. El  $\sigma_{actual}$  es el estrés resultante de una determinada carga y  $j$  es el factor de seguridad.

Cuando se presenta una falla, el esfuerzo aplicado es mayor que el estrés permisible. El valor MS es entonces negativo. De esto se desprende que el valor MS debe ser mayor que cero.

<b>Margen de seguridad</b>	<b>Significado</b>
$MS < 0$	<i>Falla</i>
$0 < MS < 0.5$	<i>Diseño optimo</i>
$0.5 < MS < 1.5$	<i>Buen diseño</i>
$MS > 1.5$	<i>El diseño puede ser fácilmente mejorado</i>

Tabla 5 - Significado de los valores MS [12].

### **Selección de los materiales**

Un paso muy importante en el proceso de diseño es la selección de materiales para la estructura satelital. La elección tiene consecuencias significativas para la masa del satélite, los costos de producción, etc. Las condiciones operativas del satélite, la capacidad de conservar su forma y la fiabilidad de la estructura son algunos de los parámetros que deben tomarse en cuenta para la selección de materiales.

Las propiedades más importantes de los materiales que se deben considerar son:

- Resistencia y rigidez
- Peso específico
- Esfuerzo último
- Resistencia a la fatiga
- Restricciones técnicas (elasticidad, soldabilidad, concentraciones de estrés, etc.)
- Efecto del medio ambiente en las propiedades del material
- Conductividad térmica
- Conductividad o resistencia eléctrica
- Disponibilidad y costos

### **Análisis de la estructura diseñada**

Los análisis estructurales se realizan, en general, con el método de elementos finitos. El objetivo del análisis define el detalle del modelo, en términos del número de nodos y elementos finitos. El detalle del modelo de elementos finitos también se define por la disponibilidad de información geométrica, materiales aplicados, distribución de masa y cargas.

## 2.5-Análisis de estructuras satelitales

### 2.5.1-Análisis estructural mecánico

El análisis estructural es usado para determinar los efectos de cargas sobre estructuras físicas y sus componentes. Las estructuras sujetas a este tipo de análisis incluyen todas aquellas que deben resistir cargas, como edificios, vehículos, maquinaria, etc.

Este tipo de análisis requiere de diversos conocimientos en los campos de la mecánica aplicada, la ciencia de los materiales y las matemáticas aplicadas para calcular las deformaciones, fuerzas internas, tensiones, reacciones de soporte, aceleraciones y estabilidad de una estructura.

Los resultados del análisis se utilizan para verificar la aptitud de una estructura para el uso, a menudo evitando la realización de pruebas físicas. El análisis estructural es, por lo tanto, una parte clave del diseño de ingeniería de las estructuras.

Es una práctica común utilizar soluciones aproximadas de ecuaciones diferenciales como base para el análisis estructural. Esto generalmente se hace usando técnicas de aproximación numérica. La aproximación numérica más comúnmente utilizada en el análisis estructural es el método de elementos finitos (FEM, por sus siglas en inglés).

Un buen análisis mecánico incluye un análisis modal (estudio de las propiedades dinámicas de los sistemas en el dominio de la frecuencia) y de modos propios de vibración. Tanto las frecuencias naturales de vibración de una estructura como los modos principales de vibración dependen de la geometría, los materiales y la configuración de la estructura.

#### 2.5.1.1-Análisis modal

En ingeniería estructural, el análisis modal utiliza la masa y la rigidez generales de una estructura para encontrar los diversos períodos en los que naturalmente resonará. Estos períodos de vibración son muy importantes para tener en cuenta en la construcción de estructuras mecánicas, ya que es imperativo que la frecuencia natural de una estructura no coincida con la frecuencia de las vibraciones previstas en su región de operación. Si la frecuencia natural coincide con la frecuencia de las vibraciones, la estructura puede entrar en resonancia y sufrir daños estructurales.

Es común usar el método de elementos finitos para realizar este análisis porque, al igual que otros cálculos que usan el FEM, el objeto que se analiza puede tener una forma arbitraria, lo que dificulta el análisis.

También es posible probar físicamente una estructura para determinar sus frecuencias naturales y modos de vibración, a esto se conoce como análisis modal experimental. Los resultados de la prueba física se pueden usar para calibrar un modelo de elementos finitos para determinar si las suposiciones subyacentes fueron correctas (por ejemplo, si se usaron las propiedades correctas del material y las condiciones de frontera adecuadas).

### 2.5.2-Análisis térmico

El análisis térmico calcula la temperatura y la transferencia de calor entre la estructura y su entorno. Se trata de un factor importante para tener en cuenta en el diseño, ya que muchos productos y materiales tienen propiedades que dependen de la temperatura.

El flujo de calor a través de los componentes puede encontrarse en un estado estable (en el que el flujo de calor no cambia con el tiempo) o en forma transitoria. La analogía térmica de un análisis estático lineal es un análisis térmico de estado estable, mientras que el análogo del análisis estructural dinámico es el análisis térmico transitorio.

#### 2.5.2.1-Análisis estructural térmico

El análisis estructural térmico consiste en la aplicación del método de elementos finitos para calcular la distribución de temperatura en una estructura sólida, que se basa en las entradas térmicas (cargas de calor), salidas térmicas (pérdidas de calor) y barreras térmicas (resistencia al contacto térmico) de su diseño. El análisis estructural térmico resuelve el problema de la transferencia térmica conjugada con el cálculo de la simulación de la conducción, convección e irradiación térmica.

Se aplican dos métodos de transferencia de calor (convección y radiación) como condiciones de contorno en el análisis estructural térmico. Tanto la convección (establecida por un coeficiente de película de superficie) como la radiación (emisividad de la superficie) pueden emitir y recibir energía térmica hacia el entorno y desde este; sin embargo, solo la radiación transfiere energía térmica entre cuerpos desconectados del ensamblaje.

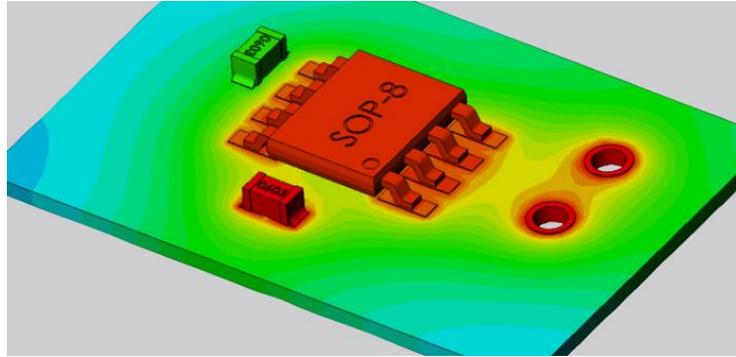


Figura 6 - Ejemplo de análisis térmico realizado en con ayuda de software CAE. [13]

### 2.5.3-Análisis de elementos finitos

Después del dimensionamiento inicial de una estructura satelital, las características de resistencia y rigidez generalmente se calculan con un FEM, dado que la estructura mecánica puede llegar a ser bastante compleja, dificultando bastante la resolución de problemas de resistencia solo con soluciones analíticas puras.

Aunque comúnmente este tipo de análisis se usa para determinar los esfuerzos y desplazamientos en sistemas mecánicos, también es usado de manera rutinaria en el análisis de muchos otros tipos de problemas, entre ellos: transferencia de calor, dinámica de fluidos, y electromagnetismo.

Algunos puntos importantes para considerar en los cálculos estáticos y dinámicos realizados en un análisis por medio del método de elementos finitos son [12]:

- Bases teóricas
- Cantidad de nodos
- Número de grados de libertad
- Elección del tipo de elemento
- Condiciones de frontera
- Amortiguación
- Articulaciones
- Cargas aplicadas
- Distribución de la masa
- Propiedades de los materiales

El FEM está pensado para ser usado en computadoras y permite resolver ecuaciones diferenciales asociadas a un problema físico sobre geometrías complicadas. Al ser un método numérico de resolución de ecuaciones diferenciales resuelto en forma matricial, la solución obtenida por FEM es sólo aproximada, coincidiendo con la solución 'exacta' sólo en un número finito de puntos. En el resto de los puntos, la solución aproximada se obtiene interpolando a partir de los resultados obtenidos.

El conjunto de puntos donde la solución es exacta se denomina conjunto de nodos. Dicho conjunto de nodos forma una red, denominada malla, formada por retículos. Cada uno de los retículos contenidos en dicha malla es un "elemento finito". El conjunto de nodos se obtiene dividiendo o discretizando la estructura en elementos de forma variada.

En general, hay 3 fases en cualquier análisis de elementos finitos:

- **Preprocesamiento:**

El primer paso es construir un modelo de elementos finitos de la estructura a ser analizada. El objetivo principal del modelo es replicar de manera realista los parámetros importantes y características del modelo real. Una vez se ha creado la geometría, se utiliza un procedimiento para definir y dividir el modelo en "pequeños" elementos.

- **Solución del análisis:**

En la siguiente etapa se lleva a cabo una serie de análisis realizados por computadora que involucran a las fuerzas aplicadas y las propiedades de los elementos, de donde se produce un modelo de solución. Tal análisis estructural permite la determinación de efectos como las deformaciones, esfuerzos, efectos térmicos, etc.

- **Post-procesamiento:**

Estos resultados entonces pueden ser estudiados utilizando herramientas visuales para identificar completamente las implicaciones del análisis. Herramientas numéricas y gráficas permiten la localización precisa de información, como esfuerzos y deformaciones, a ser identificada.

#### *2.5.3.1-Bases Teóricas*

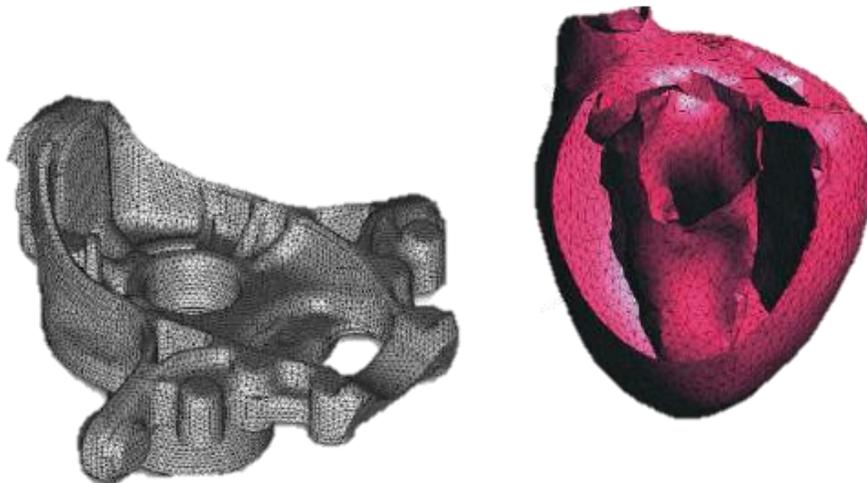
Por lo general, el comportamiento de la naturaleza se puede describir mediante ecuaciones expresadas en forma diferencial o integral. El método de elementos finitos es un procedimiento para la solución numérica de las ecuaciones que rigen los problemas encontrados en la naturaleza. Por esta razón, el FEM se entiende como una técnica numérica para resolver ecuaciones diferenciales parciales o ecuaciones integrales.

La diferencia entre los métodos analíticos y numéricos es que los primeros buscan las expresiones matemáticas universales que representan la solución general y "exacta" de un problema gobernado típicamente por ecuaciones matemáticas. Lamentablemente, las soluciones exactas solo son posibles para algunos casos particulares que a menudo representan simplificaciones burdas de la realidad.

Por otro lado, los métodos numéricos, como el FEM, apuntan a proporcionar una solución, en forma de un conjunto de números, a las ecuaciones matemáticas que rigen un problema. La estrategia seguida por la mayoría de los métodos numéricos es transformar las expresiones matemáticas en un conjunto de ecuaciones algebraicas que dependen de un conjunto finito de parámetros. Para problemas prácticos, estas ecuaciones involucran muchos miles (o incluso millones) de incógnitas y, por lo tanto, el sistema final de ecuaciones algebraicas solo se puede resolver con la ayuda de computadoras. Así, el término 'método numérico' ha llegado a convertirse casi en un sinónimo de 'método computacional'.

En cuanto a lo que es un 'elemento finito', este se puede visualizar como una pequeña porción de un continuo (un sólido o una estructura). La palabra "finito" distingue tal porción de los elementos "infinitesimales" del cálculo diferencial. Se considera que la geometría del continuo está formada por el ensamblaje de una colección de dominios no superpuestos con una geometría simple denominados elementos finitos.

Triángulos y cuadriláteros en dos dimensiones (2D) o tetraedros y hexaedros en tres dimensiones (3D) se eligen típicamente para representar los "elementos". Suele decirse que una "malla" de elementos finitos "discretiza" el continuo.



*Figura 7 - Discretización de diferentes sólidos y estructuras con elementos finitos [14].*

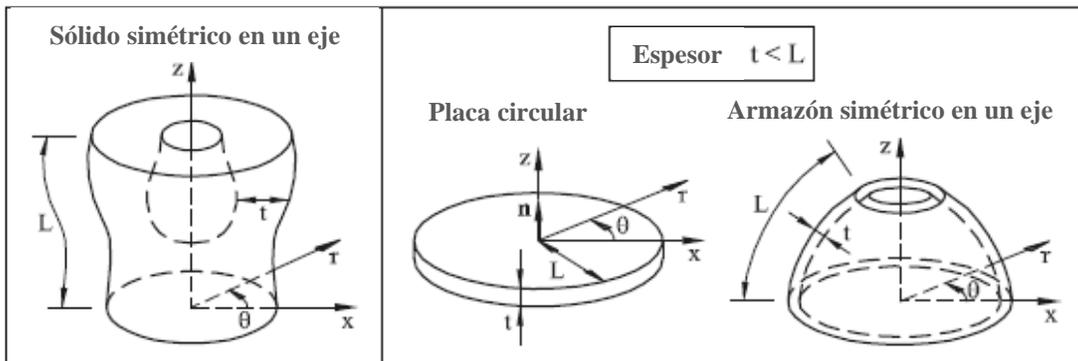
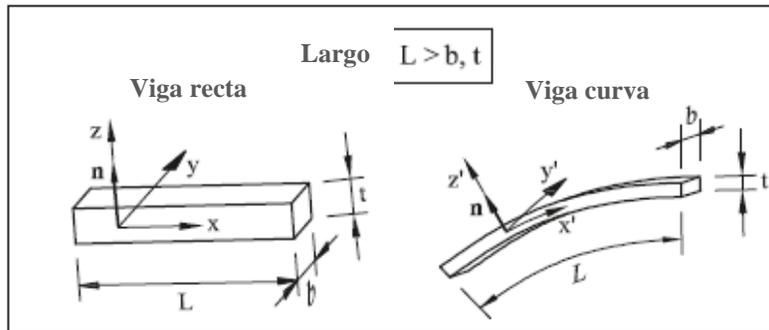
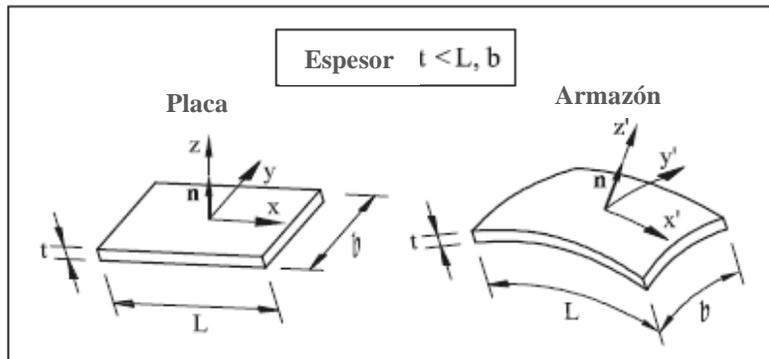
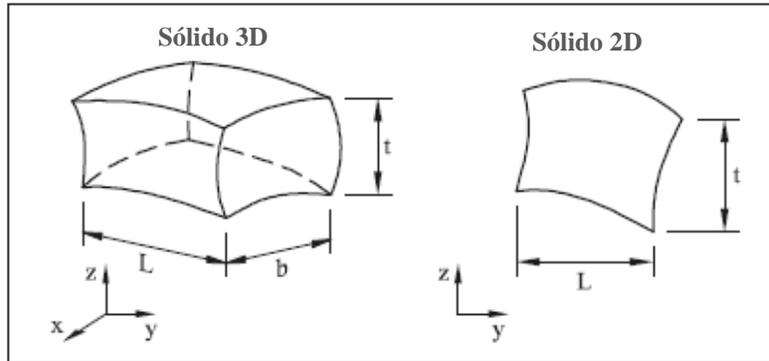


Figura 8 - Modelos estructurales para algunas estructuras [14].

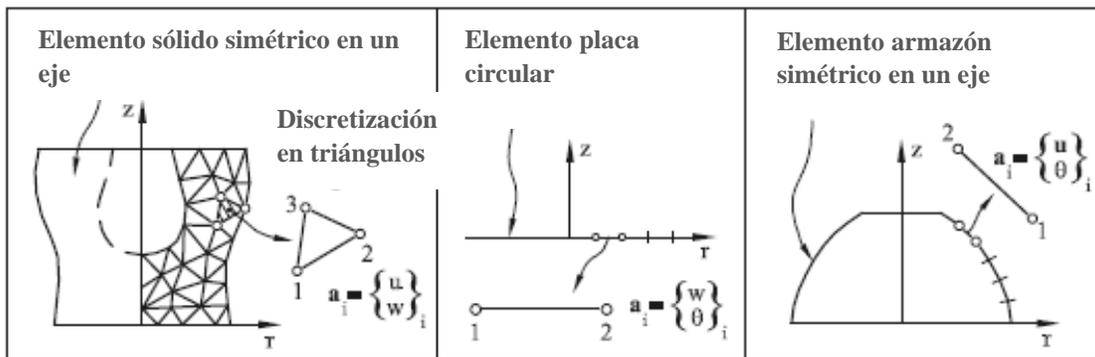
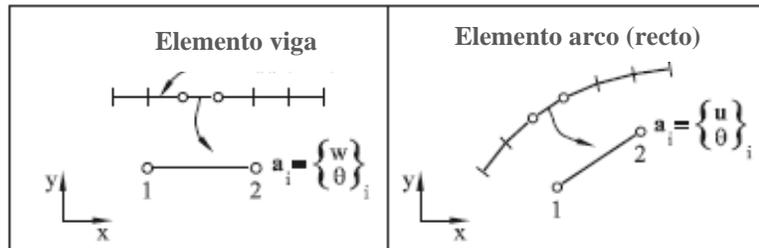
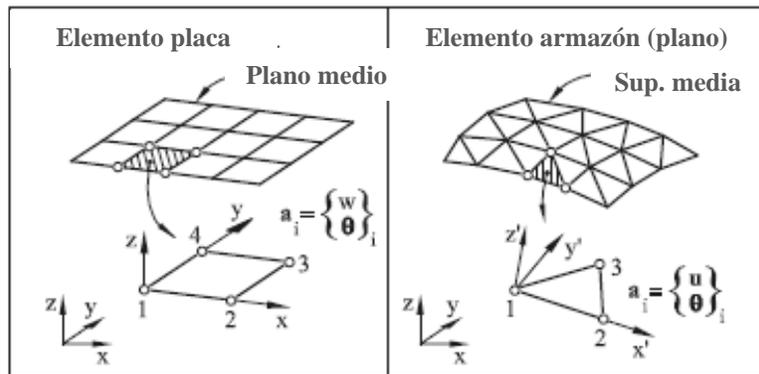
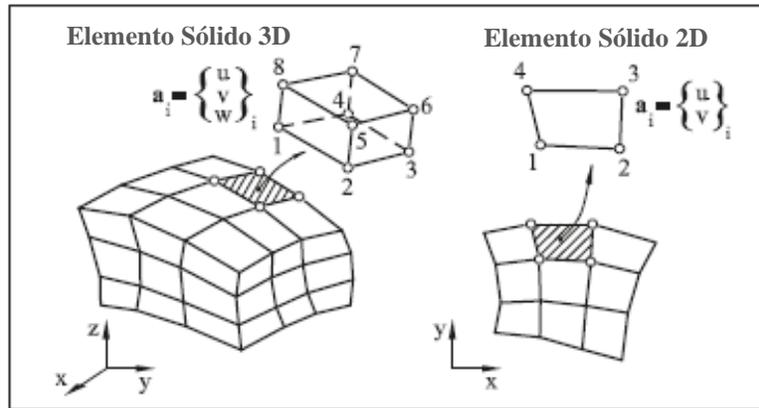


Figura 9 - Discretización de modelos estructurales en elementos finitos [14].

A continuación, la teoría del método de elementos finitos [12] se resume brevemente para análisis estáticos y dinámicos. Para los análisis estáticos, las ecuaciones de equilibrio

se derivan utilizando el principio mínimo de energía potencial, y las ecuaciones de movimiento se derivan usando las ecuaciones de Lagrange.

- **Análisis estáticos**

El método de la energía se aplica con frecuencia en la teoría del método de elementos finitos. Para este fin, se usa el principio mínimo de la energía potencial. Para la función 'u' de desplazamiento cinemático admisible, se elige una función 'u' que hace estacionaria la energía potencial total 'V(u)'. Matemáticamente esto significa que:

$$\delta V(u) = 0 \quad \dots (1.1)$$

Cuando se trata de análisis estáticos, la energía potencial viene dada por:

$$V(u) = U(u) - W(u) \quad \dots (1.2)$$

Donde 'U' es la energía de deformación,  $U = \frac{1}{2} \int \{\epsilon\}^T [C] \{\epsilon\} dV$

y 'W' es el trabajo realizado por el vector de carga externo {F},  $W = \int_v \{F\}^T \{u\} dV$ .

En las ecuaciones anteriores, {ε} es el vector de deformación (6\*1), [C] es la matriz constitutiva general, con {σ} = [C]{ε}, 'V' es el volumen y {σ} el vector de estrés (6\*1).

Cuando el sistema elástico se divide en elementos finitos, entonces:

$$\begin{aligned} U &= \sum_n U_e \\ W &= \sum_n W_e \quad \dots (1.3) \end{aligned}$$

donde 'n' es el número de elementos, 'U<sub>e</sub>' es la energía de deformación del elemento finito

$$U_e = \frac{1}{2} \int_{V_e} \{\epsilon_e\}^T [C_e] \{\epsilon_e\} dV_e$$

y 'W<sub>e</sub>' es el trabajo de elementos finitos hecho

$$W_e = \int_{V_e} \{F_e\}^T \{u_e\} dV_e$$

En un elemento asumimos una función de desplazamiento (forma) [H] de tal manera que

$$u_e = [H] \{\delta_e\} \quad \dots (1.4)$$

El vector  $\{\delta_e\}$  representa los desplazamientos y las rotaciones en los nodos del elemento. El vector de deformación se obtiene al diferenciar la función de desplazamiento.

$$\{\varepsilon_e\} = \delta_{u_e} = \delta([H] \{\delta_e\}) = \delta[H] \{\delta_e\} = [B]\{\delta_e\} \quad \dots (1.5)$$

donde 'δ' es un operador diferencial y la matriz [B] es la matriz de deformación-desplazamiento.

Sustituyendo la ecuación anterior en la ecuación de energía de deformación del elemento, la energía de deformación se convierte en

$$U_e = \frac{1}{2} \int_{V_e} \{\varepsilon_e\}^T [C_e] \{\varepsilon_e\} dV_e = \frac{1}{2} \{\delta_e\}^T \int_{V_e} \{B\}^T [C_e] \{B\} dV_e \{\delta_e\} \quad \dots (1.6)$$

La matriz de rigidez del elemento finito se define como

$$[K_e] = \int_{V_e} \{B\}^T [C_e] \{B\} dV_e \quad \dots (1.7)$$

El trabajo realizado por las fuerzas 'W<sub>e</sub>', utilizando (1.4), se puede expresar como

$$W_e = \int_{V_e} \{F_e\}^T \{u_e\} dV_e = \int_{V_e} \{u_e\}^T \{F_e\} dV_e = \int_{V_e} \{H\}^T \{F_e\} dV_e \{\delta_e\} \quad \dots (1.8)$$

El vector de fuerza nodal se define como

$$\{F_{\delta_e}\} = \int_{V_e} \{H\}^T \{F_e\} dV_e \quad \dots (1.9)$$

Supongamos que el vector de desplazamiento  $\{\delta_e\}$  está relacionado con un sistema global de desplazamientos nodales  $\{\delta\}$ , entonces:

$$\{\delta_e\} = [T_e] \{\delta\} \quad \dots (1.10)$$

donde [T<sub>e</sub>] es la matriz de transformación.

La energía potencial puede escribirse como

$$V(\delta) = \frac{1}{2} \sum_n \{\delta_e\}^T [K_e] \{\delta_e\} - \sum_n \{\delta_e\}^T \{F_e\} \quad \dots (1.11)$$

Sustituyendo (1.10) en (1.11), la energía potencial del sistema completo resulta en

$$V(\delta) = \frac{1}{2} \sum_n \{\delta\}^T [T_e]^T [K_e] [T_e] \{\delta\} - \sum_n ([T_e]^T \{F_e\}) \{\delta\} \quad \dots (1.12)$$

por lo tanto

$$V(\delta) = \frac{1}{2} \{\delta\}^T (\sum_n [T_e]^T [K_e] [T_e]) \{\delta\} - (\sum_n [T_e]^T \{F_e\}) \{\delta\} \quad \dots (1.13)$$

y

$$V(\delta) = \frac{1}{2} \{\delta\}^T [K] \{\delta\} - \{F\} \{\delta\} \quad \dots (1.14)$$

El valor estacionario de la energía potencial se convierte en

$$\partial V(\delta) = [K]\{\delta\} - \{F\} = 0 \quad \dots (1.15)$$

y finalmente se obtienen las ecuaciones de equilibrio del método de elementos finitos

$$[K]\{\delta\} = \{F\} \quad \dots (1.16)$$

- **Análisis dinámicos**

Cuando se trate de análisis dinámicos de elementos finitos, además de la energía potencial ' $V(u)$ ', la energía cinética ' $T(\dot{u})$ ', la energía amortiguadora ' $D(u, \dot{u}, \dots)$ ' y el trabajo realizado por las fuerzas ' $W(F, u)$ ' deben considerarse. La energía cinética contiene los términos de masa y velocidad. La energía de amortiguación se extrae de la energía total del sistema dinámico. Para empezar, se asume que los sistemas dinámicos no están amortiguados.

Para una función de desplazamiento ' $u$ ', la función de Lagrange (potencial cinético) ' $L(u, \dot{u})$ ' se define de la siguiente manera:

$$L(u, \dot{u}) = T(\dot{u}) - V(u) \quad \dots (1.17)$$

y el trabajo realizado por las fuerzas aplicadas es ' $W(u)$ '.

Las ecuaciones de Lagrange son (sin energía amortiguadora):

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L(u, \dot{u})}{\partial \dot{u}} \right) - \left( \frac{\partial L(u, \dot{u})}{\partial u} \right) = \frac{\delta W(F, u)}{\delta u} \quad \dots (1.18)$$

Donde

$$\delta W(F, u) = \sum_l F_l \delta u_l \quad \dots (1.19)$$

es el trabajo virtual realizado por las fuerzas externas.

La energía cinética ' $T(\dot{u})$ ' de un cuerpo con volumen ' $V$ ' se puede escribir como

$$T(\dot{u}) = \frac{1}{2} \int_V m(x, y, z) \dot{u}^2(x, y, z) dV \quad \dots (1.20)$$

Cuando el sistema elástico se divide en elementos finitos, entonces

$$T_{system}(\dot{u}) = \sum_e T_e(\dot{u}_e) \quad \dots (1.21)$$

Con

$$T_e(\dot{u}) = \frac{1}{2} \int_{V_e} m(x, y, z) \dot{u}_e^2(x, y, z) dV_e \quad \dots (1.22)$$

En un elemento asumimos una función de desplazamiento (forma)  $[H]$  (ver (1.4)) de tal manera que

$$u_e = [H]\{\delta_e\}$$

El vector  $\{\delta_e\}$  representa los desplazamientos y las rotaciones en los nodos del elemento. La energía cinética en un elemento se convierte en

$$T_e(\dot{u}) = \frac{1}{2} \int_{V_e} m(x, y, z) \dot{u}_e^2(x, y, z) dV_e = \frac{1}{2} \int_{V_e} \{\dot{\delta}_e\}^T \{H\} m(x, y, z) [H] \{\dot{\delta}_e\} dV_e \quad \dots (1.23)$$

O

$$T_e(\dot{u}) = \frac{1}{2} \int_{V_e} \{\dot{\delta}_e\}^T \{H\} m(x, y, z) [H] \{\dot{\delta}_e\} dV_e = \frac{1}{2} \{\dot{\delta}_e\}^T [M_e] \{\dot{\delta}_e\} \quad \dots (1.24)$$

La matriz de masa del elemento es:

$$[M_e] = \int_{V_e} \{H\} m(x, y, z) [H] dV_e \quad \dots (1.25)$$

La función de Lagrange para todo el sistema dinámico está dada por:

$$L(u, \dot{u}) = \frac{1}{2} \{\dot{\delta}\}^T [\sum_n [T_e]^T [M_e] [T_e]] \{\dot{\delta}\} - \frac{1}{2} \{\delta\}^T [\sum_n [T_e]^T [K_e] [T_e]] \{\delta\} \quad \dots (1.26)$$

O

$$L(u, \dot{u}) = \frac{1}{2} \{\dot{\delta}\}^T [M] \{\dot{\delta}\} - \frac{1}{2} \{\delta\}^T [K] \{\delta\} \quad \dots (1.27)$$

El trabajo virtual de las fuerzas externas es

$$\delta W = \{F\}^T \delta\{\delta\} \quad \dots (1.28)$$

De la ecuación de Lagrange (1.18) se deduce que:

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L(u, \dot{u})}{\partial \dot{u}} \right) = [M] \{\ddot{\delta}\}$$

$$-\frac{\partial L(u)}{\partial u} = [K] \{\delta\}$$

El vector de fuerza se extraerá del trabajo virtual. Las ecuaciones de movimiento no amortiguadas del sistema dinámico ahora se vuelven

$$[M] \{\ddot{\delta}\} + [K] \{\delta\} = \{F\} \quad \dots (1.29)$$

## 2.4-Metodología de diseño de estructuras satelitales

Para este trabajo se propone como metodología de diseño una basada principalmente en los métodos propuestos por Ulrich en su libro 'Diseño y desarrollo de productos' [15], la cual se adaptó al diseño de una estructura satelital, tomando en cuenta

las recomendaciones de diversas guías oficiales de la NASA y el manual de especificaciones de diseño de CubeSats [16], además del libro ‘Spacecraft Structures’ de Wijker [12].

En el siguiente diagrama se ilustra el método completo que se propuso para el desarrollo de este proyecto:

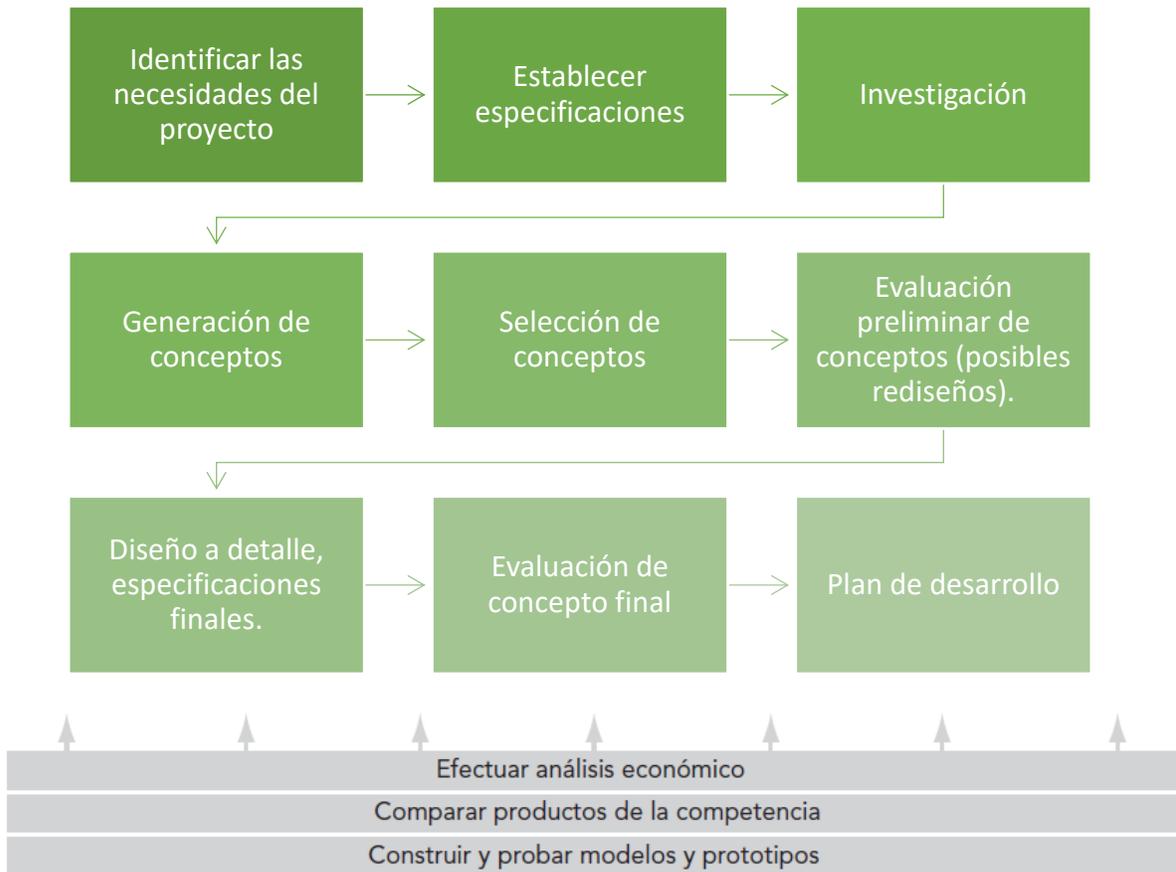


Figura 10 - Diagrama que muestra las etapas principales la metodología de diseño.

Para más información de la aplicación práctica de esta metodología, ver el capítulo 4 de la presente tesis.

## 2.5-Estándar CubeSat

El Proyecto CubeSat comenzó en 1999 como un esfuerzo de colaboración entre el Prof. Jordi Puig Suari de la Universidad Politécnica Estatal de California (Cal Poly), y el Prof. Bob Twiggs del Laboratorio de Desarrollo de Sistemas Espaciales de la Universidad de

Stanford (SSDL). El término "CubeSat" se acuñó para designar a los nanosatélites que se adhieren a los estándares descritos en la CubeSat Design Specification (CDS) [16].

Un CubeSat debe cumplir con criterios bastante específicos que controlan factores como su forma, tamaño y peso. Los aspectos estandarizados de los CubeSats hacen posible que se produzcan componentes en serie y se ofrezcan piezas disponibles en el mercado. Como resultado, la ingeniería y el desarrollo de CubeSats se vuelven menos costosos que los pequeños satélites altamente personalizados. La forma y el tamaño estandarizados también reducen los costos asociados con el transporte y el despliegue en el espacio.

Los CubeSats se manufacturan en varios tamaños, que se basan en la "unidad" estándar de CubeSat, conocida como 1U. Un 1U es un cubo de 10 cm por lado con una masa de aproximadamente 1 a 1,33 kg. En los años posteriores al inicio de los CubeSat, los tamaños más grandes se han vuelto más populares, como el 1.5U, 2U, 3U y 6U, además, hoy en día nuevas configuraciones están en desarrollo. Los ejemplos de 1U y 3U se muestran en la figura siguiente:



Figura 11 - 1U CubeSat CP1 y 3U CubeSat CP10 [Cal Poly] [16].

## CAPÍTULO 3: ESTADO DEL ARTE

### 3.1-Estructura mecánica de los nanosatélites

#### 3.1.1-Introducción

El contenido de este capítulo se refiere especialmente a los componentes específicamente diseñados para transmitir cargas a través de su estructura y proporcionar puntos de unión para cargas útiles y componentes asociados. Estas estructuras se clasifican típicamente como estructuras primarias. A todas las demás estructuras (como paneles solares, escudos térmicos, etc.) que necesitan soporte, se les denomina estructuras secundarias [17].

Por lo general, cuando la estructura primaria falla, esto resulta casi siempre en falla catastrófica para la misión, mientras que, si falla una estructura secundaria, típicamente la misión puede continuar, aunque con afectaciones importantes.

Estas categorías sirven como una buena guía para la construcción de satélites, sin embargo, la línea entre ambas es a menudo difusa. Esto es particularmente cierto en el caso de los nanosatélites, donde a menudo es esencial que los componentes estructurales sean tan eficientes en volumen como sea posible. Para lograr esta eficiencia de volumen, los componentes estructurales primarios no solo tienen que soportar cargas mecánicas, sino que también deben servir como: componente principal para la gestión térmica, medio primario para proteger contra la radiación y como recipiente de contención de presión, funciones que a menudo se asignan a los componentes estructurales secundarios en satélites más grandes.

#### 3.1.2-Estado del arte

Existen dos aproximaciones principales cuando se trata de las estructuras primarias de nanosatélites:

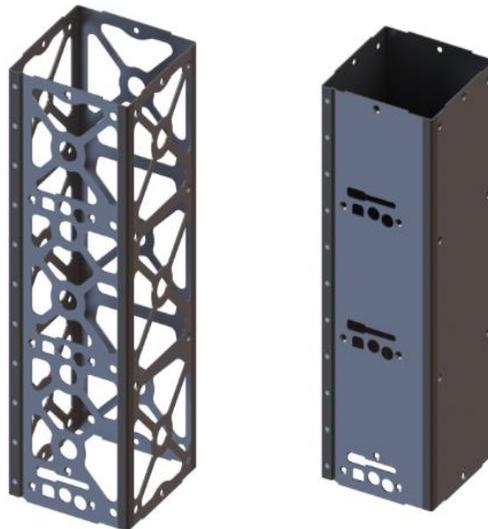
- Estructuras COTS: Literalmente ‘componentes sacados del estante’ (COTS, por sus siglas en inglés). Son componentes comerciales producidos en gran cantidad, listos para usarse.
- Estructuras únicas: Son estructuras desarrolladas y manufacturadas para una misión en específico, con componentes personalizados.

A menudo a estas estructuras se les llaman marcos o chasis. La siguiente es una recopilación de los principales tipos de estructuras primarias existentes encontradas en la

etapa de investigación. Para cada tipo se exponen sus características más destacadas. El autor de este texto desea resaltar que los ejemplos presentados no pretenden ser exhaustivos, sino brindar una visión general de las tecnologías más modernas y el estado de desarrollo actual de este tipo de subsistema.

#### **Estructuras de monocasco:**

- **Kit CubeSat de Pumpkin, Inc.:** La aproximación a la estructura de los satélites de 1U a 3U diseñados por esta empresa es de monocasco, donde las cargas son soportadas por la estructura externa en un intento por maximizar el volumen interno. Esta empresa provee estructuras COTS que se adhieren al estándar CubeSat, hechas de hojas de metal remachado. Las partes del chasis, los platos base y de cubierta están maquinados en aluminio 5052-H32, mientras que los pies de la estructura están hechos con aluminio 6061-T6. Al momento de elaborar esta tesis no se encontró información disponible sobre la masa de las estructuras [17].



*Figura 12 - Estructuras diseñadas por Pumpkin, Inc. para satélites CubeSat 3U, tipo esqueleto y de muros sólidos, respectivamente [17].*

#### **Estructuras de marcos modulares:**

- **Marco modular de NanoAvionics:** Esta empresa desarrolló lo que llaman "marcos estandarizados y elementos estructurales" que, cuando se ensamblan, forman la estructura primaria para satélites desde 1U hasta 12U (fig. 13). Estos componentes modulares están hechos de aluminio 7075 y son compatibles con el factor de forma del estándar PC/104. La estructura 3U tiene una masa reportada de 0.254 Kg [17].

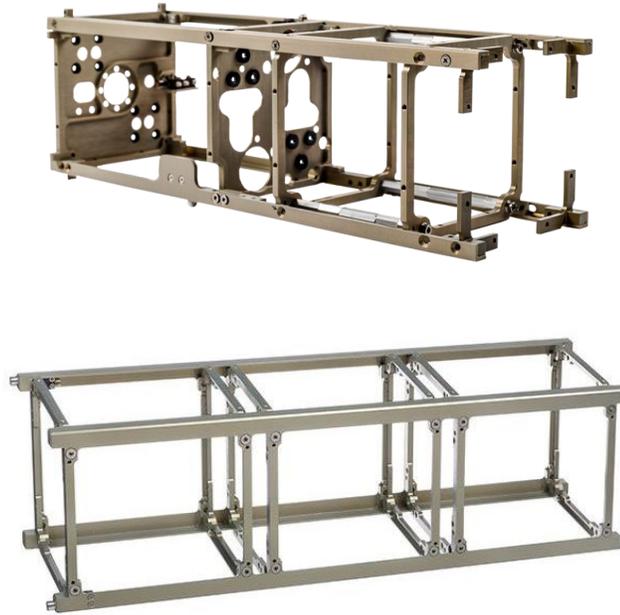


Figura 13 - Estructuras modulares de NanoAvionics para CubesSat 3U [18].

- Estructura CubeSat 3U de ENDUROSAT:** Las estructuras que ofrece esta compañía están diseñadas para cumplir con los requerimientos del estándar CubeSat mediante un diseño modular y personalizable, que se puede adaptar a la mayoría de los subsistemas para CubeSat disponibles. Si bien su estructura 1U ha pasado por todas las pruebas calificadas y se lanzó como EnduroSat-1 en julio de 2018, las estructuras 3U y 6U aún deben someterse a ciclos térmicos y pruebas de vacío, así como a análisis de radiación. La estructura puede ser de aluminio 6061 o 7075 y tiene un peso reportado aproximado de 0.290 Kg para un 3U [17].



Figura 14 - Plano en explosión de la estructura para CubeSat 3U de ENDUROSAT [19].

### Estructuras con ranura para tarjetas:

- **Estructura de Complex Systems & Small Satellites (C3S):** C3S ha desarrollado una estructura 3U que utiliza un sistema de ranuras para tarjetas (fig. 15), que tiene la intención de proporcionar varios beneficios sobre la solución de apilado de PC/104 más común. Estos beneficios incluyen el acceso a tarjetas individuales durante la integración y las pruebas (las soluciones PC/104 requieren la desintegración de una pila completa para aislar una sola tarjeta), una tolerancia de apilamiento mejorada y una mejor gestión térmica de tarjetas individuales en comparación con un arreglo común, donde todas las tarjetas están conectadas en serie y son térmicamente interdependientes. Al momento de elaborar esta tesis no se encontró información disponible sobre la masa de las estructuras [17].

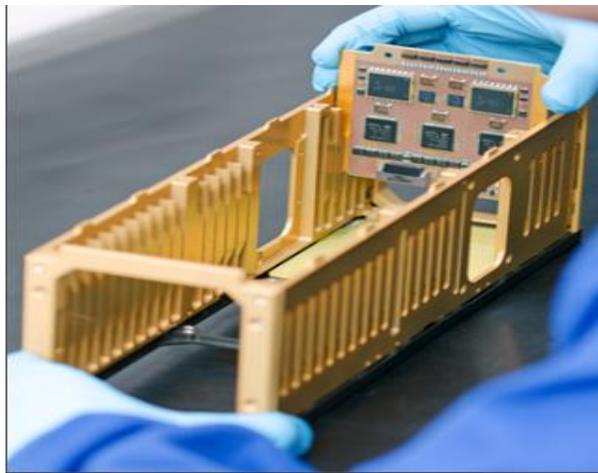


Figura 15 - Estructura 3U de C3S [17].

- **Estructura para el TU-pSAT II:** Desarrollada en la Facultad de Aeronáutica y Astronáutica de Estambul, esta estructura incorpora ranuras para alojar tarjetas en su estructura primaria, además, aseguran que la orientación de las tarjetas puede ser tanto horizontal como vertical; llaman a su diseño modular, sin embargo, la modularidad no se da en los componentes de la estructura sino en la flexibilidad del acomodo de los diferentes 'módulos' del satélite. El material utilizado en la manufactura es aluminio 7075.



Figura 16 - Diseños conceptuales de la estructura del ITUSAT2 [20].

Estructura	Tipo	Material	Ventajas	Desventajas
1. Kit CubeSat de Pumpkin, Inc.	Monocasco	Al 5052-H32 y Al 6061-T6	<p>La estructura se compone de menos piezas</p> <p>Menos puntos de ensamble</p> <p>Mayor integridad estructural</p> <p>Mejor distribución de cargas</p>	<p>Alta dificultad de manufactura</p> <p>Costos de manufactura muy elevados</p> <p>Si una pieza se daña durante la fase de pruebas el costo de reemplazarla sería muy elevado</p>
2. Marco modular de NanoAvionics	Modular	Al 7075	<p>Elementos modulares adaptables a una gran variedad de configuraciones</p> <p>Manufactura relativamente sencilla y económica</p> <p>Si una pieza se daña durante la fase de pruebas sería fácil y económico reemplazarla</p>	<p>No hay una distribución tan buena de las cargas en la estructura</p> <p>Se requiere del ensamble de un gran número de piezas para tener una estructura completa</p>
3. Estructura de ENDUROSAT	Modular	Al 7075 o Al 6061	<p>Elementos modulares adaptables</p> <p>Manufactura relativamente económica</p> <p>Si una pieza se daña durante la fase de pruebas sería fácil y económico reemplazarla</p> <p>Menor número de piezas que otros modelos modulares</p>	<p>La manufactura podría resultar más complicada en relación a otras opciones modulares</p>

4. Estructura de C3S	Con ranuras para tarjetas	No hay información disponible	<p>Se incorpora un elemento de sujeción de tarjetas en la estructura primaria</p> <p>Permite una mejor manipulación de las tarjetas en la fase de pruebas</p>	<p>La manufactura de la estructura resulta bastante compleja y por tanto su precio resulta elevado</p> <p>Sería muy difícil adaptar la estructura a cambios en la misión o a diferentes tipos de subsistemas</p> <p>Se tendría que desarrollar una estructura específica por misión, lo que implica diversos inconvenientes</p>
5. Estructura para el TU-pSAT II	Con ranuras para tarjetas	Al 7075	<p>Se incorpora un elemento de sujeción de tarjetas en la estructura primaria</p> <p>Se incorpora un elemento de sujeción de tarjetas en la estructura primaria</p> <p>Su diseño permite adaptarse a más configuraciones que otras opciones de ranuras</p>	<p>La manufactura de la estructura resulta compleja y por tanto su precio resulta elevado</p> <p>Podría no resultar conveniente incorporar la sujeción de tarjetas directamente en la estructura primaria</p>

Tabla 6 - Comparativa de los diferentes tipos de estructuras de los satélites.

### 3.1.3-Manufactura de pequeños satélites

Al considerar todos los SmallSats lanzados, los Estados Unidos son responsables de fabricar más de la mitad de ellos (Fig. 17), un tercio del mercado manufacturero fue compartido por Rusia, Japón, Alemania, China, el Reino Unido, Arabia Saudita, Canadá e Italia. Otros 37 países son responsables de la participación del 15% en la fabricación de SmallSats.

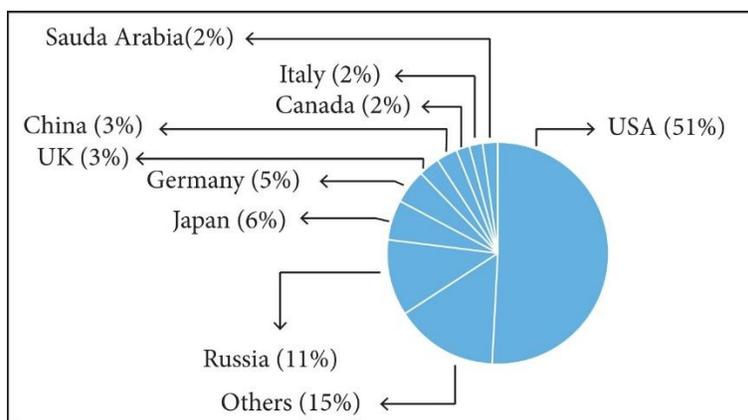


Figura 17 – Distribución de la manufactura de Smallsats a nivel mundial [1].

Actualmente se emplean diversas técnicas de manufactura para la construcción de los CubeSats, principalmente técnicas que emplean algún método de maquinado con control

numérico (CNC, por sus siglas en inglés). Mientras que dichas técnicas facilitan la realización de geometrías complejas, tienen como desventaja la necesidad de contar con máquinas altamente especializadas para la producción de las estructuras, lo cual dificulta que este tipo de tecnologías se desarrollen por pequeños laboratorios de investigación en universidades, principalmente en países en desarrollo.

Otras técnicas de manufactura empleadas son el doblado y soldado de algunas de las piezas que constituyen a la estructura, además del empleo de corte laser como complemento o en lugar de las técnicas antes mencionadas.

Cabe mencionar la importancia que siguen teniendo las técnicas de manufactura convencionales como el torneado y el fresado en la creación de prototipos funcionales para la realización de pruebas de ensamble y acople de los diferentes subsistemas del satélite, ya que estas técnicas permiten abaratar los costos de producción además de ser más accesibles que las de manufactura CNC.

Una alternativa más, y relativamente más reciente, es la manufactura aditiva. La mayoría de los sistemas de manufactura aditiva convencionales emplean algún tipo de polímero o resina para la fabricación de las piezas, los cuales son, hasta el momento de la publicación de este documento, incompatibles con las especificaciones de los materiales permitidos para la estructura primaria establecidos en la versión más reciente del estándar CubeSat.

Sin embargo, gracias a las grandes ventajas que proporciona esta técnica, diversos artículos han propuesto su uso no solo para la fabricación de prototipos rápidos sino para la creación de subsistemas finales en los nanosatélites [21].

Actualmente existen también máquinas de impresión tridimensional (como también se les conoce a las máquinas de manufactura aditiva) especializadas, que emplean metal como materia prima para la elaboración de las piezas, por lo que es de esperarse que, con la rápida adopción y evolución de esta tecnología, en un futuro cercano la impresión 3D se convierta en una de las principales técnicas de manufactura para nanosatélites.

## 3.2-Mecanismos de despliegue de paneles solares

### 3.2.1-Introducción

Actualmente la gran mayoría de los nanosatélites están equipados con paneles solares en su superficie para satisfacer sus demandas de energía. Los CubeSat tienen un área exterior limitada por el estándar para el montaje de celdas solares; aunado a esto, el área disponible debe compartirse efectivamente con otras partes, como: antenas planas,

sensores ópticos, lentes de cámara y puertos de acceso, lo que reduce bastante el área disponible en las paredes para la captación de energía solar.

Por lo anterior, muchos CubeSat tienen que utilizar mecanismos adicionales para desplegar paneles solares y así poder satisfacer sus necesidades de energía. Esta sección se enfocará en presentar los diferentes tipos de mecanismos de despliegue de paneles solares que existen en la actualidad, sin importar el tipo de panel solar que se utilice en cada caso, ya que la tecnología y el desarrollo de paneles solares están fuera de los alcances planteados para este proyecto.

### 3.2.2-Estado del arte

El despliegue de estructuras satelitales se puede hacer básicamente de dos formas: De forma activa o de forma pasiva. La forma activa utiliza algún tipo de actuador para realizar la liberación, despliegue y otros movimientos, para lo cual requiere energía de entrada. Mientras que la forma pasiva utiliza mecanismos que no requieren de energía externa para desplegarse, sin embargo, pueden requerir de otro mecanismo que los contenga hasta el momento en que se requieran liberar.

#### **Métodos de despliegue:**

**Motores eléctricos:** Usualmente los motores se utilizan cuando se requiere hacer variar la posición de la estructura en más de una ocasión (por ejemplo, se podría necesitar variar la orientación de los paneles solares para una mejor captación de energía); los motores permiten tener un mayor control en la posición y orientación de la estructura, especialmente si se combinan con engranes.



*Figura 18 - Mecanismo de despliegue de paneles solares basado en un motor a pasos [22].*

**Resortes:** Diferentes tipos de resortes pueden ser utilizados para desplegar la estructura de los paneles solares, aunque todos funcionan bajo el mismo principio básico: se mantienen en compresión constante hasta el momento en que la estructura deba ser desplegada.

Para los mecanismos como estos se necesita de un mecanismo de liberación adicional.

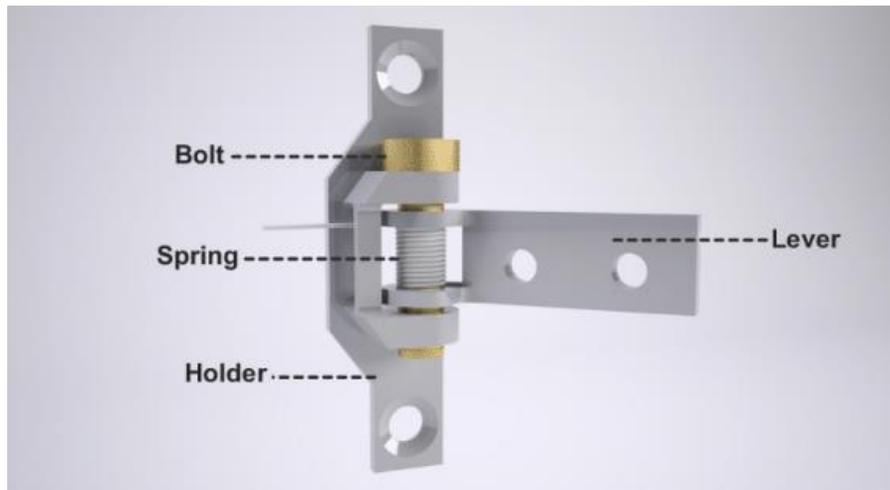


Figura 19 – Mecanismo de despliegue basado en resortes de torsión [23].

#### Métodos de liberación para mecanismos:

**Actuadores basados en aleaciones de memoria de forma (SMA):** Actuadores de alambre de Nitinol (aleación de Níquel-Titanio) o similares, a los cuales se les aplica calor (las temperaturas de transición de estas aleaciones por lo general están entre los 70 a los 100 °C) para cambiar su estructura microscópica, variando así su forma a nivel macroscópico. Este fenómeno puede ser aprovechado para producir una fuerza útil para la liberación de estructuras de manera directa o indirecta.

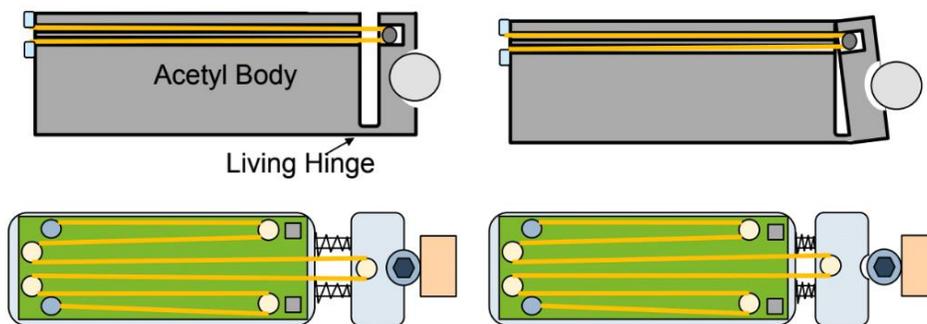


Figura 20 - Mecanismos de liberación de estructuras basados en SMA [24].

**Burnwire/Meltwire:** En la mayoría de los casos existentes se utiliza un mecanismo de liberación activo que consiste en hilos de algún polímero, que sujetan la estructura hasta que necesite liberarse, en ese momento se hace circular una corriente eléctrica por

alambres de *nicrom* que están en contacto con los hilos. Al calentarse los alambres por el paso de la corriente, estos derriten los hilos de polímero, liberando así los paneles.

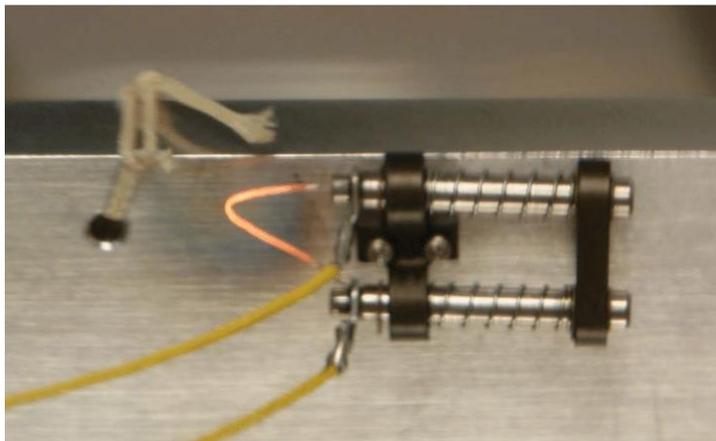


Figura 21 - Burnwire release mechanism immediately following a successful cut through Vectran cable [25].

**Otros métodos:** Otro método de liberación sería que el mecanismo con el que se esté sujetando el panel se dispare sin necesidad de aplicarle energía externa (un polímero que se degrade o un adhesivo que se evapore serían algunos ejemplos).

NOTA: En la investigación realizada no se encontraron mecanismos de liberación parecidos a los descritos en este apartado, por lo que estos otros métodos solo se consideran teóricamente aplicables.

Método de despliegue	Ventajas	Desventajas
Motores	<ul style="list-style-type: none"> <li>Facilidad para hacer pruebas.</li> <li>Posibilidad de cambios de posición.</li> <li>Posibilidad de modularizarse.</li> <li>Mayor control de la posición.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Requiere un sistema de control adicional.</li> <li>Relativamente más caro que otras respecto a otras opciones.</li> <li>Aumenta el peso y la demanda de potencia del satélite.</li> <li>Requiere más tiempo de diseño.</li> <li>Puede producir campos magnéticos que afecten a otros componentes.</li> </ul>
Resortes	<ul style="list-style-type: none"> <li>Relativamente fácil de usar.</li> <li>Costos relativamente bajos.</li> <li>Posibilidad de modularizarse.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Posición fija durante toda la misión (poco control de la posición).</li> <li>Requiere de sistemas de sujeción/liberación adicionales.</li> </ul>

Tabla 7 – Tabla comparativa de métodos de despliegue

<b>Método de liberación</b>	<b>Ventajas</b>	<b>Desventajas</b>
SMA	Costos relativamente bajos. Posibilidad de modularizarse.	Inexperiencia en el uso de este tipo de tecnología.
Burnwire	Costos relativamente bajos. Posibilidad de modularizarse.	El mecanismo se tiene que armar de nuevo para cada prueba.

*Tabla 8 – Tabla comparativa de métodos de sujeción/liberación de mecanismos.*

## CAPÍTULO 4: DISEÑO CONCEPTUAL

### Objetivos

- Diseñar la estructura mecánica primaria novel de un nanosatélite con un sistema de paneles solares desplegados con un sistema de orientación bajo el estándar CubeSat, fácilmente adaptables a diversos tipos de misiones, para el Laboratorio de Instrumentación Electrónica de Sistemas Espaciales (LIESE) de la Facultad de Ingeniería de la UNAM.

### Objetivos específicos

- La estructura debe contar con un mecanismo de orientación de paneles solares.

### 4.1-Necesidades

Siguiendo la metodología previamente establecida en el capítulo 2, el primer paso es establecer las necesidades del proyecto:

#### Reconocimiento de las necesidades

A continuación, se presenta una lista de las necesidades establecidas para el proyecto, sin procesar (esto es, tal y como fueron dichas):

- Nanosatélite que cumpla con todas las especificaciones del estándar CubeSat 3U.
- Estructura lo más ligera posible.
- Estructura resistente a los esfuerzos máximos a los que estará sometida.
- La cantidad de espacio disponible en el interior debe ser la máxima posible.
- La estructura debe contar con un mecanismo de despliegue de paneles solares.
- Es preferible que la estructura se pueda adaptar a una gran cantidad de misiones diferentes.
- Los costos de producción deben reducirse al mínimo posible.
- Debe ser fácil de manufacturar.
- Debe contar con un mecanismo para sujetar los componentes internos.
- Debe facilitar la realización de pruebas.
- La estructura debe proteger la carga.
- La estructura tiene que soportar las condiciones espaciales en órbita baja.
- La estructura soporta las vibraciones durante el lanzamiento y los cambios térmicos.

Una vez enlistados todos los datos sin procesar, se procedió a hacer una lista de las necesidades procesadas (reestructuración de los enunciados para que puedan ser usados para elaborar métricas).

<b>Dato sin procesar</b>	<b>Necesidad procesada</b>
Nanosatélite que cumpla con todas las especificaciones del estándar CubeSat 3U.	La estructura mecánica del satélite cumple con el estándar CubeSat 3U.
Estructura lo más ligera posible.	El peso de la estructura se eficienta al máximo.
Estructura resistente a los esfuerzos máximos a los que estará sometida.	La estructura está diseñada para resistir los esfuerzos a los que estará sometida durante el transcurso de toda la misión.
La cantidad de espacio disponible en el interior debe ser la máxima posible.	El volumen útil de la estructura se eficienta al máximo.
La estructura debe contar con un mecanismo de despliegue de paneles solares.	La estructura despliega paneles solares.
Es preferible que la estructura se pueda adaptar a una gran cantidad de misiones diferentes.	El diseño de la estructura permite adaptarla a un amplio rango de misiones diferentes.
Los costos de producción deben reducirse al máximo posible.	La producción de la estructura es económicamente asequible.
Debe ser fácil de manufacturar.	La estructura es fácil de manufacturar.
Debe contar con un mecanismo para sujetar los componentes internos.	La estructura permite que los componentes internos cumplan sus funciones con normalidad.
Debe facilitar la realización de pruebas.	La estructura facilita la realización de pruebas y es fácil de ensamblar.
La estructura debe proteger la carga.	La estructura protege a los componentes internos, permitiendo su correcto funcionamiento durante la misión.
La estructura tiene que soportar las condiciones espaciales en órbita baja.	La estructura está diseñada para soportar y operar correctamente en las condiciones establecidas para la misión en órbita baja.
La estructura soporta las vibraciones durante el lanzamiento y los cambios térmicos.	La estructura soporta las vibraciones ocasionadas por el LV durante el lanzamiento.  La estructura opera perfectamente en las condiciones térmicas a las que está sometida durante la misión.

*Tabla 9 – Necesidades procesadas.*

Posteriormente las necesidades se ordenaron jerárquicamente y se agruparon en grupos de acuerdo con un criterio de complementariedad:

### **1. Necesidades relacionadas al estándar CubeSat**

La estructura mecánica del satélite cumple con el estándar CubeSat 3U.

## **2. Necesidades relacionadas a la masa y volumen del satélite**

El peso de la estructura se eficiente al máximo.

El volumen útil de la estructura se eficiente al máximo.

## **3. Necesidades relacionadas a la integridad estructural y a la protección de los componentes internos**

La estructura está diseñada para resistir los esfuerzos y vibraciones (condiciones) a los que estará sometida durante el transcurso de toda la misión.

La estructura permite que los componentes internos cumplan sus funciones con normalidad.

La estructura protege a los componentes internos, permitiendo su correcto funcionamiento durante la misión.

La estructura está diseñada para soportar y operar correctamente en las condiciones establecidas para la misión en órbita baja.

## **4. Necesidades relacionadas al despliegue de paneles solares**

La estructura despliega/orienta paneles solares para aprovechar al máximo la energía solar.

## **5. Necesidades relacionadas a la forma y tipo de estructura**

El diseño de la estructura permite adaptarla a un amplio rango de misiones diferentes.

La estructura facilita la realización de pruebas y es fácil de ensamblar.

## **6. Necesidades relacionadas a la manufactura**

La producción de la estructura es económicamente asequible.

La estructura es fácil de manufacturar.

Posteriormente se asignó a las necesidades un número que refleja su importancia relativa de cada una.

No.		Necesidad	Imp.
1	La estructura mecánica del satélite	cumple con el estándar CubeSat 3U.	4
2		es muy ligera.	2
3		tiene un gran volumen útil.	3
4		está diseñada para resistir los esfuerzos y vibraciones (condiciones) a los que estará sometida durante el transcurso de toda la misión.	4
5		permite que los componentes internos cumplan sus funciones con normalidad.	4
6		protege a los componentes internos.	3
7		está diseñada para soportar y operar correctamente en las condiciones establecidas para la misión en órbita baja.	4
8		despliega paneles solares.	4
9		permite adaptarla a un amplio rango de misiones diferentes.	2
10		facilita la realización de pruebas y es fácil de ensamblar.	1
11		La producción de la estructura es económicamente asequible.	1
12		es fácil de manufacturar.	1

Tabla 10 - Necesidades del proyecto y su importancia relativa, siendo 4 el valor máximo de importancia y 1 el menor.

## 4.2-Especificaciones

Una vez que se tuvieron definidas las necesidades del proyecto y su importancia relativa, se procedió a obtener las especificaciones para el diseño de la estructura. Estas especificaciones se nombraron *especificaciones meta*, ya que son las metas que el proyecto aspira a alcanzar. En este momento del proceso de diseño todavía no se conocían las dificultades y restricciones de diversa índole que vendrían en etapas posteriores, sin embargo, son la base necesaria de la que se partió para la generación de conceptos para la estructura.

Para obtener las especificaciones meta primero se elaboró una lista de métricas:

No. de métrica	No. de necesidad	Métrica	Importancia	Unidades/ Criterio	Valor Marginal	Valor Ideal
1	1	Ancho de las caras laterales	4	Mm	100.0 ±0.1	100.0
2	1	Altura del CubeSat	4	Mm	340.5 ±0.3	340.5
3	1	Ningún componente excede 6.5 mm medidos normales a la superficie de los lados del CubeSat	4	mm	6.4 ±0.1	< 6.4

4	1	Los componentes exteriores del CubeSat no deben entrar en contacto con el P-POD más que en la zona designada de los rieles	4	Binario	Cumple	Cumple
5	1	Los desplegables deben ser contenidos por el propio CubeSat, no por el P-POD	4	Binario	Cumple	Cumple
6	1	Ancho de los rieles	4	mm	8.5 ±0.1	>= 8.5
7	1	Rugosidad superficial de los rieles	4	um	1.6	< 1.6
8	1	Radio de las aristas de los rieles	4	mm	1.0 ±0.1	>= 1.0
9	1	Área superficial de los extremos de los rieles	4	mm x mm	6.5x6.5	>= 6.5x6.5
10	1	El CS debe contar con un orificio para un interruptor de despliegue en al menos uno de los rieles	4	Binario	Cumple	Cumple
11	1	La estructura usa los puntos de acceso designados en el estándar CubeSat	4	Binario	Cumple	Cumple
12	1	Tiempo para activar mecanismos de despliegue después del lanzamiento	4	Min.	30	> 30
13	2	Masa de la estructura	2	g	500	200
14	3	Volumen interior	3	cm <sup>3</sup>	2000	3000
15	4, 5, 6, 7	Resistencia a esfuerzos	4	MPa	20	276
16	4, 5, 6, 7	Resistencia a fatiga	4	MPa	96.5	96.5
17	4, 5, 6, 7	Resistencia a radiación	2	Krads	-	-
18	4	Frecuencias naturales	4	Hz	50	> 50
19	8	Despliega los paneles solares	4	Binario	Cumple	Cumple
20	9	Adaptabilidad a un amplio rango de misiones diferentes	2	Subjetivo	-	-
21	10	Tiempo de ensamblado de la estructura	1	Min.	45	10
22	10	Tiempo de desensamblado de la estructura para realizar modificaciones/mantenimiento/pruebas	1	Min.	20	5
23	11	Costo unitario de manufactura	1	\$(MXN)	-	-
24	12	Facilidad de manufacturar	1	Subjetivo	-	-

Tabla 11 - Especificaciones técnicas del proyecto y su importancia relativa, siendo 4 el valor máximo de importancia y 1 el menor.

La relación entre las métricas y las necesidades establecidas se ilustra de manera gráfica en la correspondiente matriz (ver apéndice A).

### 4.3-Generación de conceptos

#### 4.3.1-Descomposición del problema

El 'problema' en cuestión puede descomponerse básicamente en dos subproblemas principales, por una parte, se tiene el problema de la estructura mecánica, y por el otro, el del mecanismo de despliegue de paneles solares. A su vez, resulta conveniente dividir estos dos en más subproblemas.

Se decidió descomponer los problemas de la siguiente manera:

- Armado de la estructura (se hizo una descomposición por necesidades clave):

Al ser la estructura un elemento estático que no requiere fuentes de energía externa para cumplir sus funciones y en el que la forma es lo más importante, es conveniente tomar como base directa las necesidades clave del usuario como subproblemas a resolver.

- Despliegue de paneles (se hizo una descomposición funcional):

Para el problema de desplegar los paneles solares, resulta más conveniente elaborar un diagrama de caja negra.

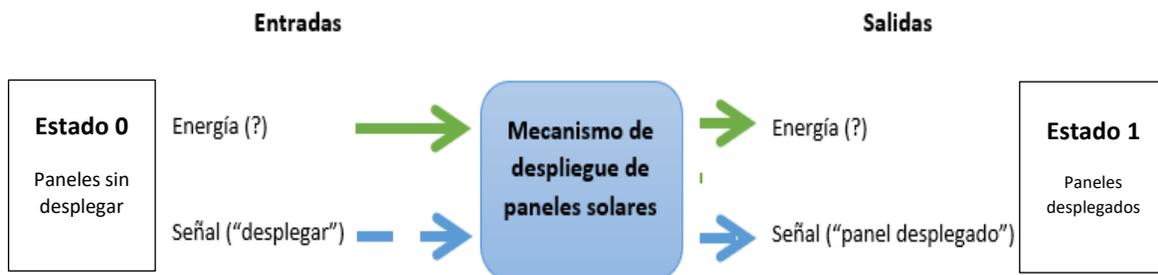


Diagrama de caja negra para el mecanismo de despliegue

*Figura 22 - Diagrama de caja negra para el mecanismo de despliegue. El diagrama nos presenta las entradas del subsistema (el mecanismo de despliegue) y sus salidas deseadas (los paneles desplegados). Se puede observar que para cumplir el objetivo se necesita enviar una señal de activación para aplicar una energía de entrada (que en principio no está definida) y así liberar los paneles, enviando además una señal una vez que ya hayan sido liberados.*

#### 4.3.2-Soluciones propuestas a los subproblemas

##### ***Soluciones al subproblema de la estructura mecánica del satélite:***

###### ***Número de piezas***

Se consideraron varias opciones para el número de piezas de las que estaría compuesta la estructura primaria. Al final se decidió por simple practicidad separar las diferentes posibilidades en dos categorías, un diseño con ‘pocas’ piezas y un diseño con ‘muchas’ piezas.

- Estructuras de pocas piezas (1 – 10)
- Estructuras de muchas piezas (11+)

NOTA: (sin contar piezas para unir, ej: tornillos)

Cada categoría tiene sus ventajas y desventajas, desde el punto de vista de la satisfacción de las necesidades del proyecto. Un diseño con un menor número de piezas contribuye a una menor probabilidad de falla de la estructura en alguna de las uniones de las piezas, mientras que un diseño con más piezas hace posible, por ejemplo, un mayor número de configuraciones de la estructura para adaptarse a un mayor rango de misiones diferentes.

Debido a la gran variedad de posibles soluciones para los siguientes subproblemas, se utilizaron arboles de clasificaciones para poder analizar de una forma más ordenada las distintas posibilidades de solución al problema.

###### ***Unión de las piezas de la estructura***

Aquí se consideraron los principales métodos de unión de piezas reportados en distintas fuentes, no solo en el ámbito espacial, pues se consideró explorar en principio el mayor número de soluciones para posteriormente ir descartando las menos viables después del análisis de cada una de ellas. ***(Ver árboles de clasificación en la sección 4.3.3)***

###### ***Sujeción de los componentes internos (tarjetas electrónicas, carga útil)***

Se tomaron en cuenta principalmente métodos reportados en la literatura especializada y por los fabricantes, ya que por lo general las tarjetas tienen dimensiones estandarizadas y áreas específicas para sujetarse. ***(Ver árboles de clasificación en la sección 4.3.3).***

## Soluciones al subproblema del despliegue de los paneles solares:

En este caso se consideraron los principales tipos de actuadores que existen y se organizaron para hacer más sencillo su análisis y así elegir el más adecuado. (**Ver árboles de clasificación en la sección 4.3.3**).

### Formas de posibles desplegar los paneles:

- Horizontalmente
- Verticalmente
- Mixta / Otra

### Posición (posible) de los paneles a lo largo del tiempo:

- Fija
- Variable

## 4.3.3-Exploración de configuraciones

### Árboles de clasificación

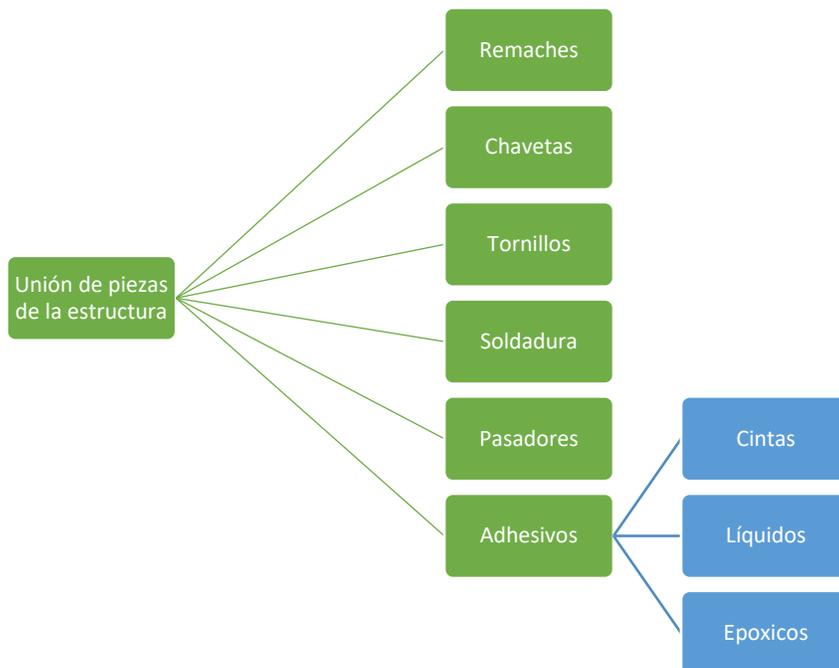
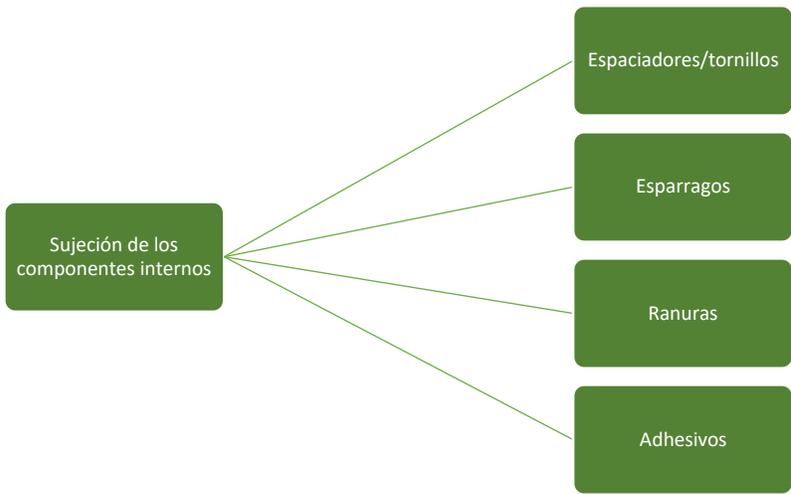


Figura 23 - Árbol de clasificación de uniones para la estructura.



*Figura 24 - Árbol de clasificación de métodos de sujeción de los componentes internos.*

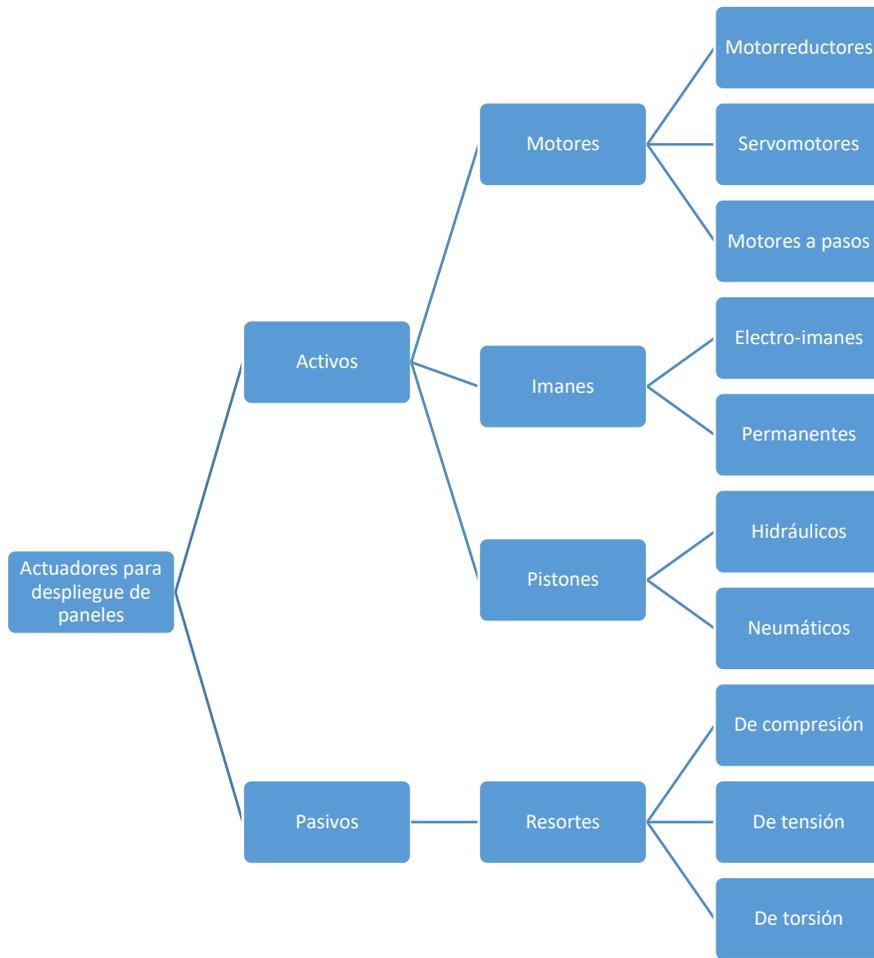


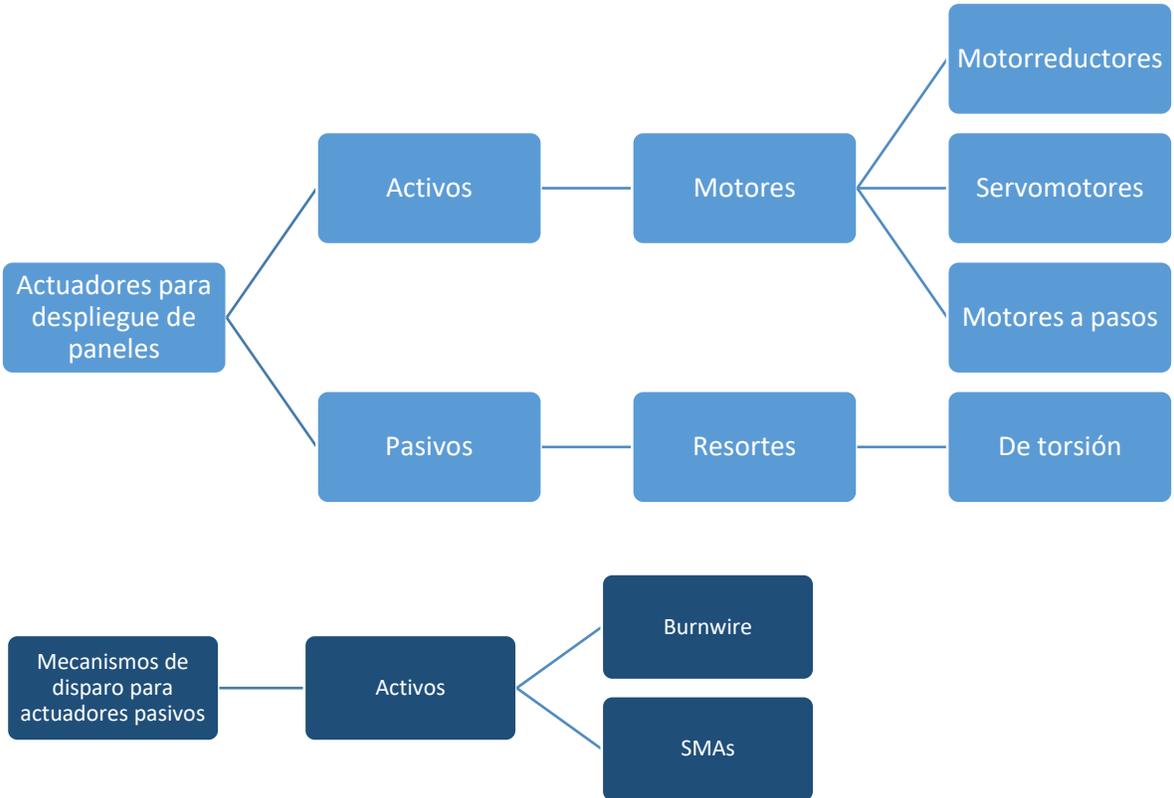
Figura 25 - Árbol de clasificación de actuadores para el despliegue de paneles.

Para los actuadores pasivos se necesita un mecanismo de disparo adicional.



Figura 26 - Árbol de clasificación de mecanismos de disparo para actuadores pasivos.

Después de hacer una revisión a todas las posibles soluciones de cada subproblema, se seleccionaron las que, se pensó, eran más viables y prometedoras, quedando las siguientes:



*Figura 27 - Nuevos arboles de clasificación, se eliminaron las opciones menos viables, por ejemplo, el uso de pistones para el movimiento y orientación de los paneles se descartó porque un sistema así sería demasiado pesado y difícil de implementar en comparación con las otras opciones.*

**NOTA:** Los otros árboles de clasificación continuaron iguales.

Con las posibilidades de los árboles de clasificación anteriores se armó una tabla de combinación. Con ayuda de esta tabla se arman los diferentes posibles conceptos, mediante la combinación (de ahí su nombre) de una casilla de cada columna.

Tablas de combinación

Unión de piezas	Sujeción de componentes	Despliegue de paneles	Forma de despliegue
Remaches	Espaciadores	Motorreductor	Horizontal
Tornillos	Espárragos	Servomotor	Vertical
Soldadura	Ranuras	Motor a pasos	Mixta/otra
Adhesivos	Otros ¿?	Resorte de torsión	

Tabla 12 – Tabla de combinación de las diferentes soluciones a cada subproblema.

4.4-Conceptos generados

Con ayuda de la tabla de combinación se generaron diferentes conceptos-solución al problema, las siguientes figuras muestran los principales conceptos generados:

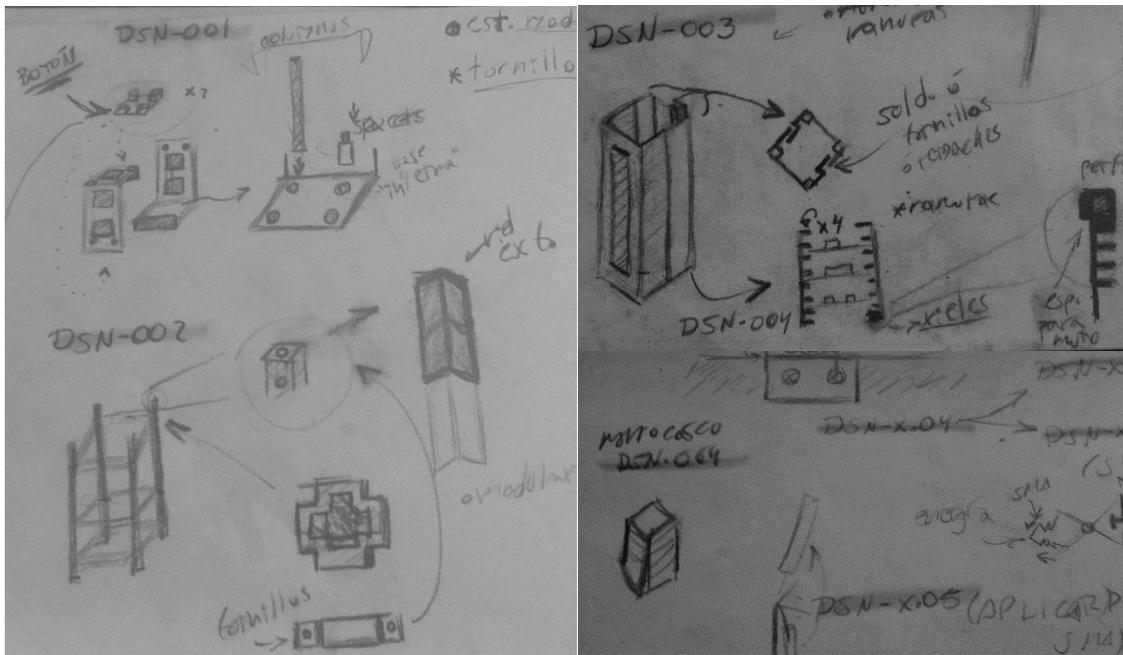


Figura 28 - Bosquejos de conceptos generados.

En las siguientes tablas se condensan los diseños generados para cada subproblema principal. Cada fila representa un concepto diferente.

Conceptos (nombres provisionales)	Tipo principal de estructura	Sujeción de componentes internos
DSN-01	Modular	Columnas y/o espaciadores
DSN-02	Modular	Columnas y/o espaciadores
DSN-03	Ranuras	Ranuras
DSN-04	Monocasco	Columnas y/o espaciadores

Tabla 13 - Conceptos para la estructura principal.

<i>Conceptos (nombres provisionales)</i>	<i>Actuador</i>	<i>Mecanismo de disparo (sujeción/liberación)</i>
<i>DSN-0x.010</i>	<i>Servomotor</i>	<i>NA (No Aplica)</i>
<i>DSN-0x.020</i>	<i>Motor a pasos</i>	<i>NA</i>
<i>DSN-0x.030</i>	<i>Motorreductor</i>	<i>NA</i>
<i>DSN-0x.041</i>	<i>Resorte de torsión</i>	<i>Burnwire</i>
<i>DSN-0x.042</i>	<i>Resorte de torsión</i>	<i>SMA</i> s
<i>DSN-0x.050</i>	<i>SMA</i> s	<i>NA</i>

*Tabla 14 - Conceptos para despliegue de paneles.*

#### 4.5-Selección del Concepto

*“La selección del concepto es el proceso para evaluar conceptos con respecto a las necesidades del cliente y otros criterios, comparando los puntos relativamente fuertes y débiles de los conceptos, y seleccionando uno o más de éstos para su posterior investigación, prueba o desarrollo.” [15]*

---

En esta etapa del proceso, y después de analizar las diferentes opciones, se optó por combinar los beneficios y características de varios conceptos para generar un concepto más robusto. Se eligió un diseño modular para la estructura primaria porque se consideró que es el que mejor puede cumplir con las necesidades planteadas, ya que una estructura modular bien diseñada cumpliría con todos los requisitos de las especificaciones de diseño para CubeSats, además de que, a diferencia de una estructura monocasco o de ranuras, se puede adaptar más fácilmente a un amplio rango de misiones, otorga una mayor facilidad para el ensamble y montarse/desmontarse para la realización de pruebas y, finalmente, al constituirse por piezas modulares, su manufactura también se facilita

En cuanto al mecanismo de despliegue, la elección se hizo con base en un problema que se identificó en los diseños de mecanismos de despliegue de paneles solares: Después de desplegarse los paneles se mantienen en una posición estática durante toda la misión, lo que impide que se aproveche al máximo la energía solar al no poder incidir los rayos solares de forma normal a la superficie de los paneles. Esto se puede resolver utilizando mecanismos con actuadores dinámicos que se puedan controlar para variar su posición durante el desarrollo de la misión. Por esta razón es que se eligió un mecanismo dinámico para este proyecto.

Ya que, de acuerdo con el estándar CubeSat, todos los mecanismos desplegables del satélite deben estar perfectamente sujetos dentro del P-POD (*Poly-Picosatellite Orbital Deployer*) durante la fase de lanzamiento, sin utilizar al P-POD mismo para este propósito, y puesto que otra parte del estándar marca que todos los sistemas eléctricos del satélite

deben estar apagados hasta que se active el interruptor especial después de la expulsión del satélite al espacio, se requiere de una forma adicional de sujetar los paneles. Con estas condiciones, se optó por sujetar los paneles con un hilo polimérico que los liberará por medio del método de 'meltwire', posteriormente a la liberación se utilizarán resortes de torsión para colocar a los paneles en su posición inicial.

Se elaboró un modelo con software CAD de este concepto. A continuación, se presentan imágenes que ilustran las principales características del concepto elegido sobre el cual se trabajará:

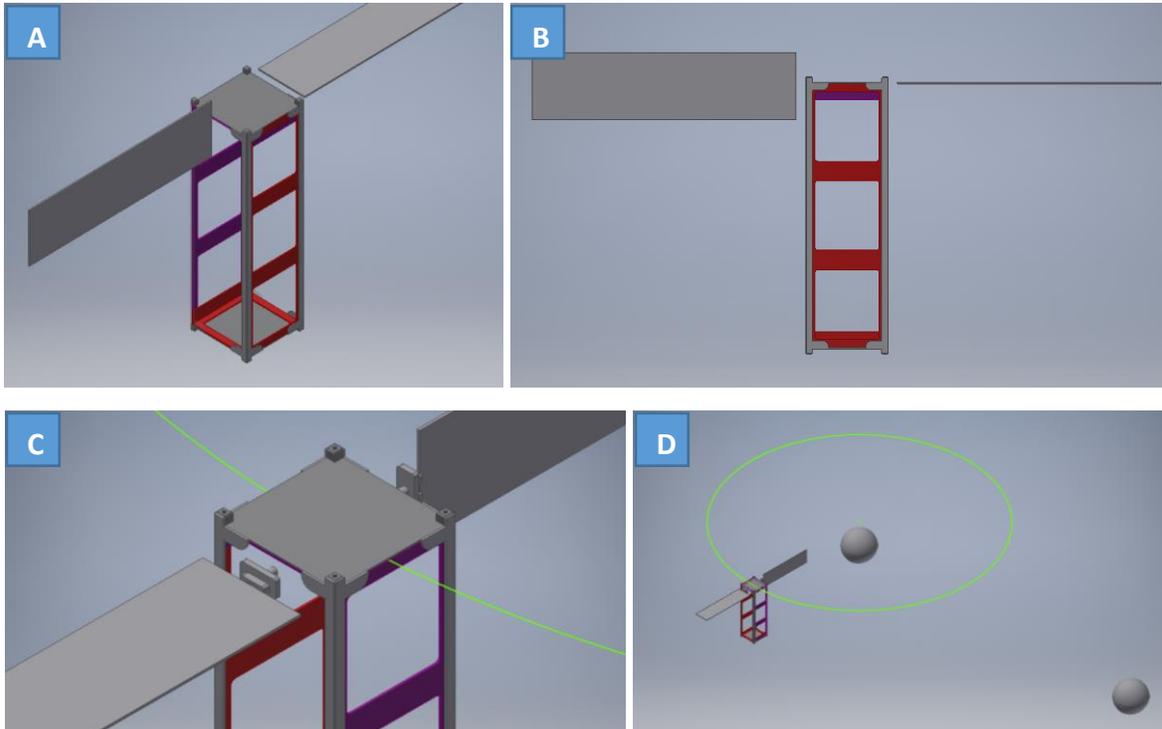


Figura 29 - Diseño base elegido.

La figura 29-A es una vista en isométrico del concepto, el cual presenta sus paneles solares desplegados, uno de ellos girado 90° con respecto a la posición inicial para ilustrar su movimiento. La figura 29-B es una vista frontal del diseño-concepto, se pueden apreciar los espacios (posibles) de forma rectangular para acceder a los componentes internos. La figura 29-C es una vista de detalle de la parte superior del satélite, en donde pueden apreciarse las diferentes piezas que lo componen. La figura 29-D muestra al satélite orbitando la tierra, se puede observar la utilidad de tener un sistema que oriente los paneles solares durante su órbita.

Para el mecanismo de control de posición (orientación) de los paneles solares se evaluaron las principales ventajas y desventajas que ofrecía cada solución particular (Tabla 15).

Motor	Ventajas	Desventajas
Servomotor	<p>Mejor desempeño en aplicaciones a altas velocidades con alto par.</p> <p>Son un poco más eficientes energéticamente que los motores a pasos.</p> <p>Pueden suministrar aprox. el doble de su par de torsión nominal durante períodos cortos, lo que proporciona una gran capacidad de arrastre cuando sea necesario.</p> <p>Son silenciosos.</p> <p>Están disponibles tanto en AC como en DC.</p>	<p>Es más difícil controlar su posición exacta (en comparación con un motor a pasos) y se requiere de un 'encoder' de posición para aplicaciones de precisión.</p> <p>Los servomotores son a menudo mucho más caros que los motores a pasos y más difíciles de encontrar con las dimensiones y características deseadas.</p> <p>El requisito de una caja de cambios y un 'encoder' de posición hacen que los diseños de servomotores sean más complejos mecánicamente y aumenten los requisitos de mantenimiento del sistema.</p>
Motor a pasos	<p>Control de velocidad y posicionamiento en lazo abierto.</p> <p>Alto par a bajas velocidades y en el arranque. Inercia extremadamente baja del rotor.</p> <p>Alta fiabilidad.</p> <p>Extenso ciclo de vida.</p> <p>Amplio rango de temperatura operacional.</p> <p>Ideal para aplicaciones de precisión.</p> <p>Proporciona un par de retención constante sin la necesidad de que el motor esté encendido.</p>	<p>Es típica una pérdida del 80% del par nominal al 90% de la velocidad máxima.</p> <p>Los motores a pasos tampoco son tan buenos como los servomotores para acelerar una carga.</p>

Tabla 15 - Comparación de las principales ventajas y desventajas de un servomotor y un motor a pasos [26].

Como podemos apreciar, un motor a pasos tiene como puntos fuertes: un excelente control de la posición (característica intrínseca de este tipo de motores, pues este control se logra gracias a la forma en que se construyen y los principios físicos que les permiten operar), lo que lo hace ideal para aplicaciones que requieren precisión; la baja inercia inicial del rotor y el alto par a bajas velocidades es ideal para esta aplicación, que no requiere de un motor que gire a grandes velocidades, por lo que se puede despreciar la pérdida de par a altas revoluciones; la alta fiabilidad, el extenso ciclo de vida y un amplio rango de temperaturas operacionales son características **necesarias** para cualquier instrumento que se utilice en misiones espaciales. Finalmente, un par de retención constante sin la necesidad de que el motor este encendido en todo momento podría suponer importantes ahorros de energía.

Se decidió entonces utilizar un motor a pasos por tener características más afines a la misión.

Después de tener claro el concepto con el que se iba a trabajar, se realizó una primera aproximación (iteración) al diseño de la estructura con una geometría de las piezas pensada para soportar de mejor manera los esfuerzos a los que estaría sometida durante la misión (figura 30).



*Figura 30 - Imagen del concepto final de la estructura primaria, previa a los análisis estructurales.*

Este diseño modular se compone tan solo de tres piezas principales o módulos (Cuerpo (C), Tapa (T) y Riel (R)), los cuales se repiten para formar la estructura completa. Se plantea el ensamble de las piezas por medio de tornillos.

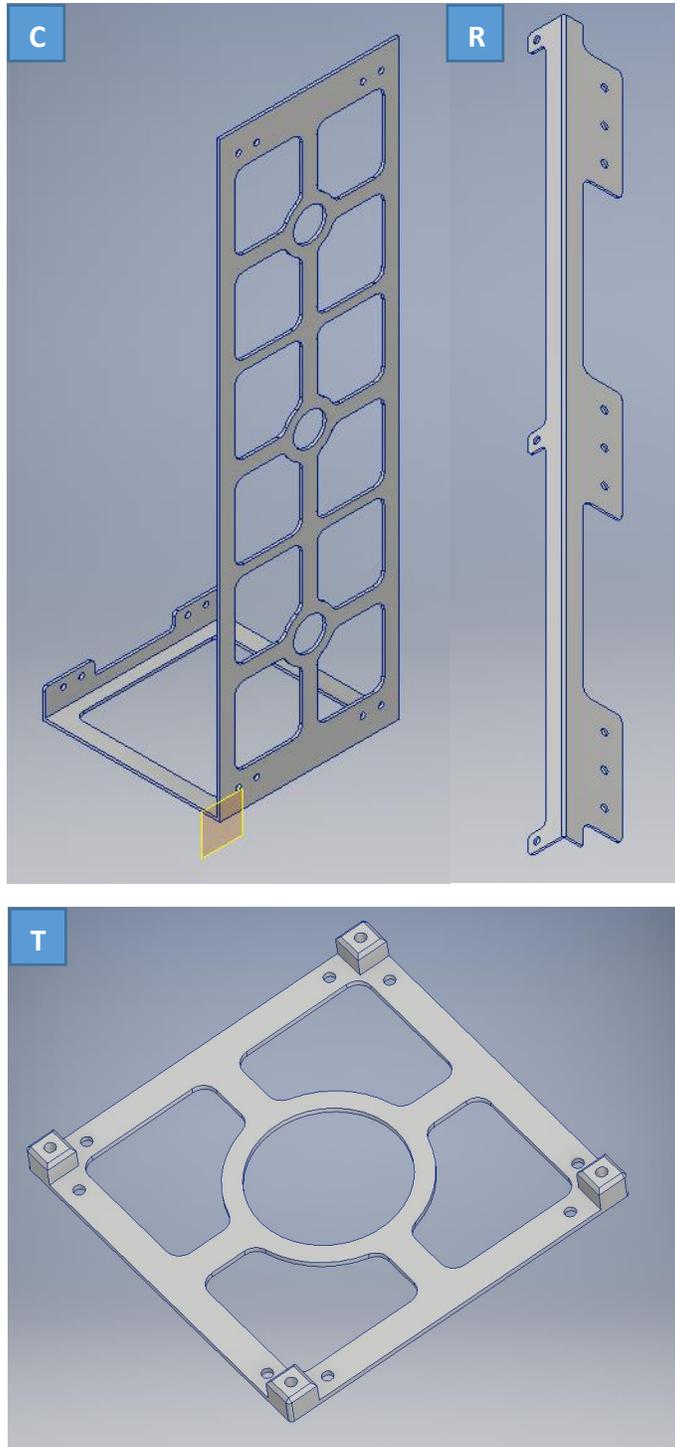


Figura 31 - Principales piezas que componen el concepto de la estructura primaria (C, R y T).

Se plantea el uso de máquinas de control numérico (CNC) y corte láser para la manufactura. Debido a la complejidad de la manufactura de la pieza central (C) se decidió dividir esa pieza en dos, quedando en 4 el número de piezas principales (figura 32).

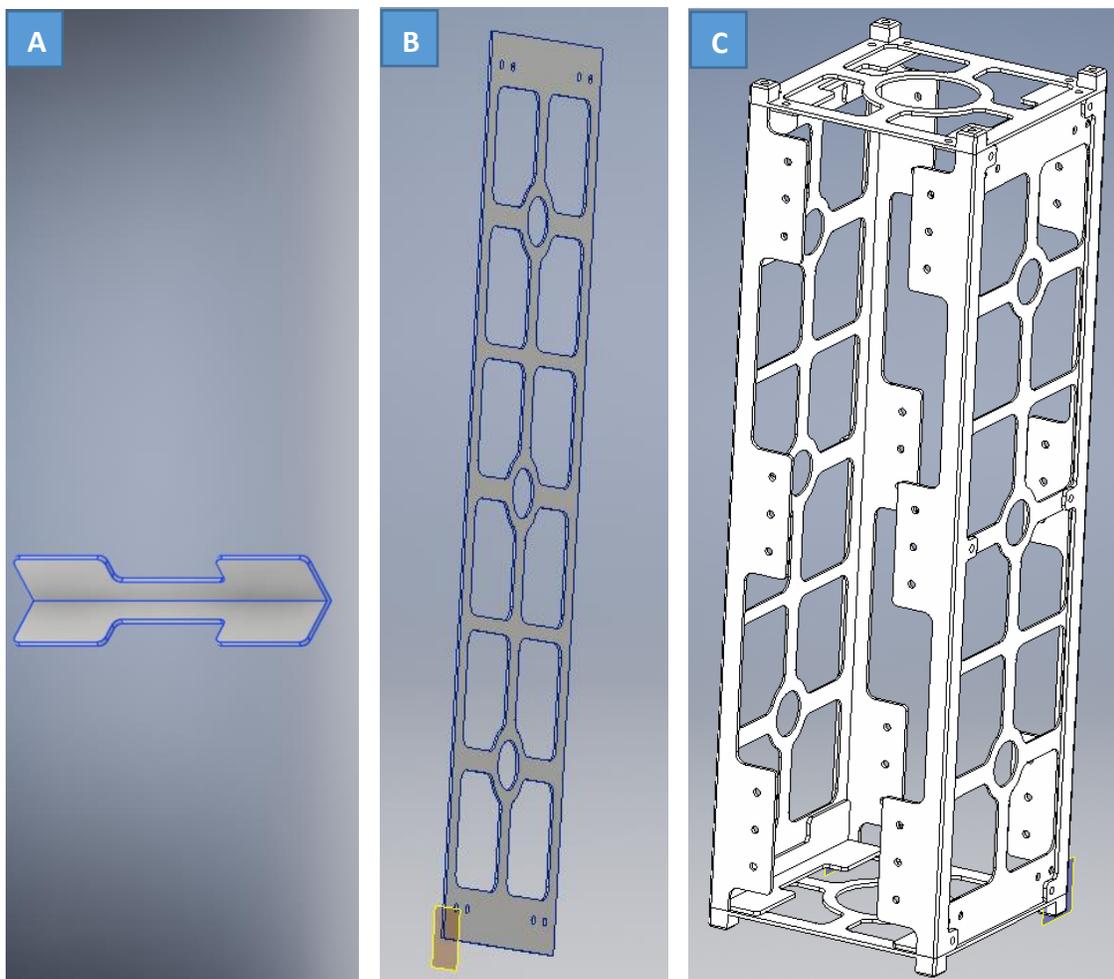


Figura 32 – Ilustraciones A, B, C.

- A) En la figura se observa la nueva pieza del diseño a la que se le denominó 'L'.
- B) Nueva pieza C.
- C) Nuevo ensamble de la estructura primaria

**Nota:** Espacio necesario para placa PC-104 (90.2\*96 mm)

Espacio disponible: 94.3\*98.2 mm [Para este concepto]

#### 4.5.1-Pruebas de concepto

Con la segunda iteración del diseño, se procedió a realizar pruebas al mismo por medio de simulaciones con ayuda del software de diseño e ingeniería asistidos por computadora (CAD-CAE) Inventor, de Autodesk.

##### **Para la estructura mecánica:**

Se realizaron tres tipos de análisis diferentes, cuyo fundamento teórico se encuentra explicado en el apartado 2.5 de este documento. Los análisis fueron los siguientes:

- Análisis de cargas estáticas
- Análisis de vibración a diferentes frecuencias
- Análisis térmico de la estructura

Con base en los resultados obtenidos en las simulaciones se determinó que la estructura inicial estaba bastante sobrada en su factor de seguridad de resistencia a esfuerzos, por lo que se planteó hacer un análisis de optimización de forma (con la ayuda del mismo software), que tenía como fin reducir la masa del satélite, ya que esta era una de las necesidades iniciales y una de las métricas para evaluar el diseño. Esta simulación solo se hizo sobre la pieza C, pues es la que tiene más masa, además de que las piezas R requerían una determinada área de contacto, y áreas para la unión y sujeción de las otras piezas y subsistemas de los satélites.

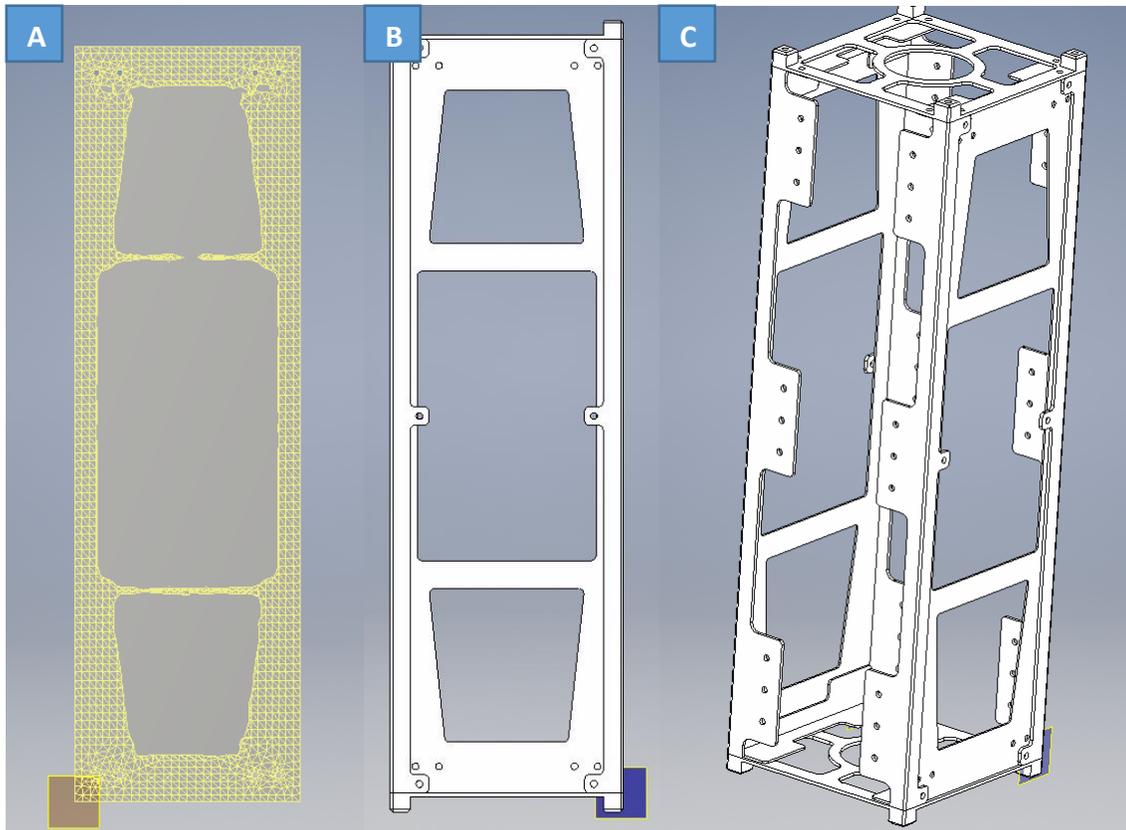


Figura 33 - A), B) y C), nombradas de izquierda a derecha.

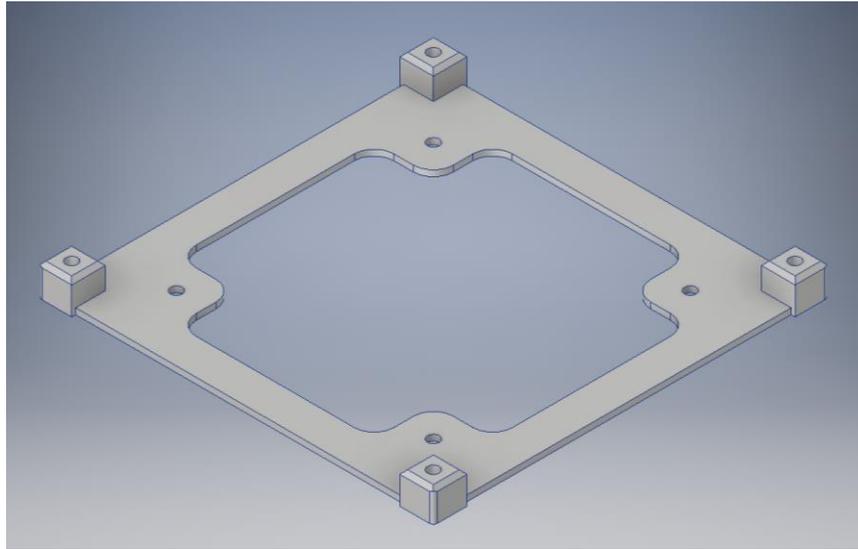
- A) Análisis para la optimización de forma de la pieza C. Se realizó sobre una lámina sólida de aluminio del mismo calibre, restringiendo las áreas de unión con las otras piezas para evitar la eliminación de masa en dichas áreas. La malla en color amarillo es la propuesta del software después de correr la simulación.
- B) Esta figura ilustra la nueva geometría en el nuevo diseño de la pieza C, basado en la propuesta del software.
- C) Vista isométrica de la estructura mecánica con el nuevo diseño de la pieza C.

En esta nueva iteración, se hicieron nuevos análisis a las estructuras.

#### 4.5.2-Evaluación del concepto

Después del análisis de los resultados de las simulaciones, se buscaron áreas de oportunidad para mejoras al diseño y así se decidió que era posible hacer un rediseño del concepto. Primeramente, se decidió hacer un cambio en la geometría de la pieza T, con,

como se aprecia en la siguiente figura, la nueva geometría busca reducir la masa de la pieza manteniendo al mismo tiempo su estabilidad estructural y su funcionalidad.

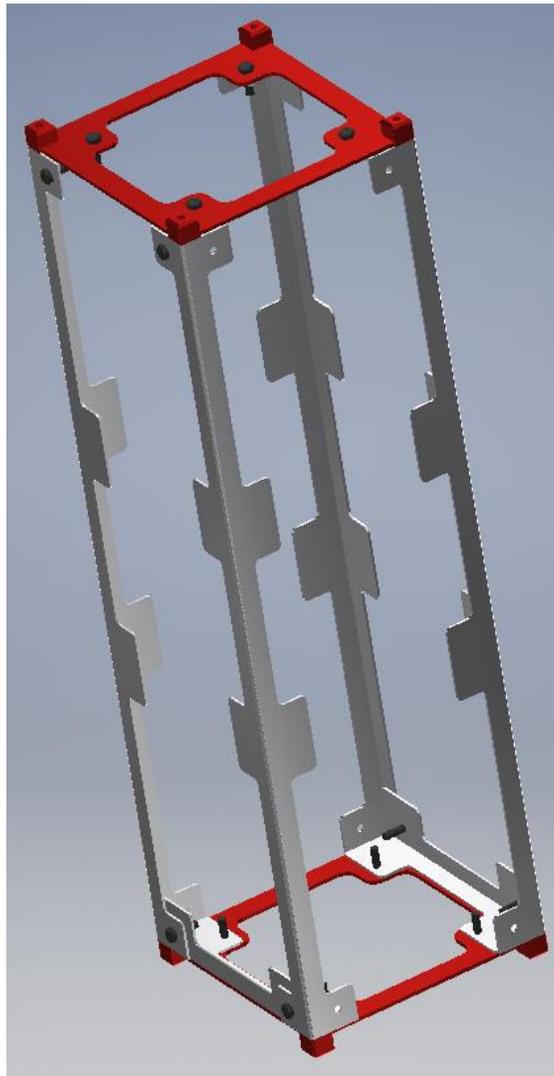


*Figura 34 - Pieza 'T', después del rediseño.*

Considerando las simulaciones anteriores y el diseño de la estructura mecánica hasta su última iteración. Se hace la propuesta de eliminar las paredes del satélite (pieza C) al considerar que no cumplen una función estructural importante. Esto resulta benéfico porque ayuda a cumplir con diversas de las especificaciones, como las que tienen que ver con el peso, volumen y forma de la estructura, y desde un punto de vista de la manufactura, se reduce el material necesario, tiempo de manufactura y costos de fabricación.

La pieza C, sin embargo, puede agregarse al diseño en caso de que los componentes internos, subsistemas o las especificaciones de la misión lo ameriten, quedando en una configuración semejante a la de la figura 33.

Después del rediseño, la estructura final quedó de la siguiente forma:



*Figura 35 - Estructura mecánica final.*

Se hicieron análisis a la nueva estructura para asegurar que siguiera cumpliendo con las especificaciones objetivo. Los resultados de estos análisis se presentan en el capítulo 6.

Ya que el concepto pasó las pruebas preliminares, se dio el pasó al diseño de detalle para la elaboración del prototipo.

## CAPÍTULO 5: DISEÑO DE DETALLE

En este capítulo se abordan:

- Materiales de la estructura
- Diseño de mecanismo de despliegue/orientación
- Elección del motor para el mecanismo de orientación
- Propuesta de los circuitos eléctricos necesarios para los mecanismos anteriores
- Manufactura de la estructura

### 5.1 Elección de materiales

La elección del material de la estructura es uno de los pasos más importantes en el diseño de los satélites. El material elegido afecta directamente el peso del satélite, y dado que el peso es un factor importante, hacer pequeños cambios en el material de la estructura puede dar lugar a más espacio para otros subsistemas y componentes.

No sólo el factor de peso, sino también la resistencia, rigidez, conductividad térmica, expansión, capacidad de fabricación y factor de coste deben ser considerados durante esta etapa del diseño.

La *CubeSat Design Specification* [16] y la Norma Mexicana NMX-AE-001-SCFI-2018 [27] recomiendan la utilización de ciertas aleaciones de aluminio para la estructura principal del satélite, debido a sus propiedades y a la compatibilidad requerida con el lanzador P-POD.

ASTM/ENAW a	GOST b	ISO
7075	1950/V95	AlZn5.5MgCu
6061	1330/AD33	AlMg1SiCu
5052	AMg	AlMg2.5
5005	1510/AMg1	AlMg1

a ENAW es el prefijo para los estándares de aluminio de Europa  
b GOST son los estándares para el aluminio en la Federación Rusa

Tabla 16 - Aleaciones permitidas para la estructura principal del CubeSat.

El aluminio (símbolo químico Al) es un metal no ferromagnético. Es el tercer elemento más común encontrado en la corteza terrestre, formando sus compuestos el 8% de esta. Este metal posee una combinación de propiedades que lo hacen muy útil en ingeniería, tales como su baja densidad ( $2812.5 \text{ kg/m}^3$ ) y su alta resistencia a la corrosión, además de ser fácil de mecanizar. Mediante aleaciones adecuadas se puede aumentar sensiblemente

su resistencia mecánica, hasta los 690 MPa. Por sus propiedades, es un metal muy utilizado en toda la industria, desde la de construcción hasta la aeronáutica.

El aluminio puro es un material blando y poco resistente a la tracción. Para mejorar estas propiedades mecánicas se alea con otros elementos, principalmente magnesio, manganeso, cobre, zinc y silicio, a veces se añade también titanio y cromo. Actualmente las aleaciones de aluminio se clasifican en series, desde la 1000 a la 8000, según el siguiente cuadro:

<i>Serie</i>	<i>Designación</i>	<i>Aleante principal</i>	<i>Principales compuestos en la aleación</i>
<i>Serie 1000</i>	<i>1XXX</i>	<i>Al menos 99 % de aluminio</i>	<i>-</i>
<i>Serie 2000</i>	<i>2XXX</i>	<i>Cobre (Cu)</i>	<i>Al<sub>2</sub>Cu - Al<sub>2</sub>CuMg</i>
<i>Serie 3000</i>	<i>3XXX</i>	<i>Manganeso (Mn)</i>	<i>Al<sub>6</sub>Mn</i>
<i>Serie 4000</i>	<i>4XXX</i>	<i>Silicio (Si)</i>	<i>-</i>
<i>Serie 5000</i>	<i>5XXX</i>	<i>Magnesio (Mg)</i>	<i>Al<sub>3</sub>Mg<sub>2</sub></i>
<i>Serie 6000</i>	<i>6XXX</i>	<i>Magnesio (Mg) y Silicio (Si)</i>	<i>Mg<sub>2</sub>Si</i>
<i>Serie 7000</i>	<i>7XXX</i>	<i>Zinc (Zn)</i>	<i>MgZn<sub>2</sub></i>
<i>Serie 8000</i>	<i>8XXX</i>	<i>Otros elementos</i>	<i>-</i>

*Tabla 17 - Composición de las series de aleaciones de Aluminio.*

Las series en las que nos enfocaremos, ya que son a las que pertenecen las aleaciones permitidas en las especificaciones de diseño de CubeSats son las 5xxx, 6xxx y 7xxx.

**Serie 5xxx.** Esta serie usa como principal elemento aleante el Mg y a veces también se añaden pequeñas cantidades de Mn cuyo objetivo es el de endurecer el aluminio. Las principales características de estas aleaciones son una media a alta dureza por endurecimiento por deformación, buena soldabilidad, buena resistencia a la corrosión en ambiente marino y una baja capacidad de trabajo en frío.

**Serie 6xxx.** En estas aleaciones se usan como elementos aleantes el Mg y el Si en proporciones adecuadas para que se forme el Mg<sub>2</sub>Si. Esto hace que esta aleación sea tratable térmicamente. Estas aleaciones son menos resistentes que las series 2xxx y 7xxx, pero a cambio otorgan formabilidad, soldabilidad, maquinabilidad y resistencia a la corrosión. Estas aleaciones pueden moldearse por un tratamiento (T4) y endurecerse por una serie de acciones que lo completan (T6).

**Serie 7xxx.** El Zn añadido en proporciones que van desde el 1 al 8 % es el elemento aleante en mayor proporción en estas aleaciones. A veces se añaden pequeñas cantidades de Mg para hacer la aleación tratable térmicamente. También es normal añadir otros elementos aleantes como Cu o Cr en pequeñas cantidades. Debido a que esta serie muestra una muy baja resistencia a la corrosión bajo tensión se le suele aplicar levemente un tratamiento térmico para conseguir una mejor mezcla de propiedades.

	<b>Al 5005 (H34)</b>	<b>Al 5052 (H38)</b>	<b>Al 6061 (T6)</b>	<b>Al 7075 (T6)</b>
Composición química (%)	99.2 Al, 0.8 Mg	97.2 Al, 2.5 Mg, 0.25 Cr	97.9 Al, 1 Mg, 0.6 Si, 0.28 Cu, 0.2 Cr	90 Al, 5.6 Zn, 2.5 Mg, 1.6 Cu, 0.23 Cr
Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	2.7	2.7	2.7	2.8
Punto de fusión (°C)	632	607	588	483
Dureza Brinell (g/cm <sup>3</sup> )	41	77	95	150
Resistencia máxima a la tracción (MPa)	159	290	310	572
Límite elástico (MPa)	138	255	276	503
Módulo de Elasticidad (GPa)	68.9	70.3	68.9	71.7
Coefficiente de Poisson	0.33	0.33	0.33	0.33
Resistencia a la fatiga (MPa)	NDA	138	96.5	159
Resistividad eléctrica (ohm-cm)	3.32e-006	4.99e-006	3.99e-006	5.15e-006
Capacidad térmica específica (J/g-°C)	0.90	0.88	0.896	0.96
Conductividad térmica (W/m-K)	205	138	167	130
Maquinabilidad	Esta aleación tiene una maquinabilidad deficiente en condiciones de temple suave. Sin embargo, la aleación puede ser mecanizada, pero es un proceso mucho más difícil en comparación con otras aleaciones de aluminio.	La maquinabilidad de esta aleación se considera justa. Se puede mecanizar más fácilmente en templado duro que en forma recocida, y la calidad del acabado es mejor.	Esta aleación tiene una muy buena maquinabilidad en los temple T4 y T6. Puede ser mecanizada en templado recocido.	La aleación se puede mecanizar en el estado recocido. Los lubricantes de aceite se utilizan para realizar operaciones de mecanizado.
Soldabilidad	La aleación de aluminio 5005 tiene una excelente capacidad de soldadura. La soldadura es posible utilizando todos los métodos comerciales. Debe utilizarse metal de aportación de la misma aleación. La soldadura mediante el método de resistencia o material de templado recocido requiere cierta determinación	La soldadura se puede realizar fácilmente en una aleación de aluminio 5052 utilizando métodos convencionales. En caso de que se necesite una varilla de relleno, debe ser con una aleación Al 5356. Los métodos de soldadura más adecuados son los de tungsteno o de electrodos consumibles por arco blindado con gas	La aleación de aluminio 6061 tiene una excelente soldabilidad. Las secciones más delgadas se pueden soldar utilizando la técnica de soldadura por arco de tungsteno con gas. Las secciones más pesadas se pueden soldar usando la técnica de soldadura de arco metálico con gas. El alambre de relleno de aleación 4043 se puede usar	La aleación de aluminio 7075 se puede soldar usando un método de soldadura por resistencia. No se recomienda el método de soldadura con gas para soldar esta aleación. El método de soldadura por arco también debe evitarse ya que da como resultado la degradación de las propiedades de resistencia a la corrosión de esta

	<i>de prueba y error.</i>	<i>inerte.</i>	<i>para lograr un buen resultado, pero afectará las propiedades de T6.</i>	<i>aleación.</i>
<i>Tratamiento térmico</i>	<i>La aleación de aluminio 5005 no puede tratarse térmicamente.</i>	<i>La aleación de aluminio 5052 no puede tratarse térmicamente.</i>	<i>La aleación de aluminio 6061 se trata térmicamente a 533 ° C durante un período de tiempo suficiente, seguido de un enfriamiento en agua.</i>	<i>La aleación de aluminio 7075 se recuece a 900 ° F durante 2 horas, seguido de un enfriamiento con agua y un tratamiento térmico de endurecimiento por precipitación.</i>
<i>Anodizado duro</i>	<i>Muy bueno</i>	<i>Muy bueno</i>	<i>Muy bueno</i>	<i>Bueno/Muy bueno</i>
<i>Aplicaciones típicas</i>	<i>Pequeñas embarcaciones, electrodomésticos, utensilios, líneas de gas, paneles frigoríficos. La aleación 5005 también se puede utilizar en piezas arquitectónicas y como conductor eléctrico.</i>	<i>Accesorios de aeronaves, engranajes y ejes, piezas de fusibles, piezas de misiles, piezas reguladoras de válvulas, engranajes helicoidales, cuadros de bicicletas, ruedas dentadas para vehículos todo terreno, aeronaves, aplicaciones aeroespaciales y de defensa.</i>	<i>Accesorios de aeronaves, montajes de lentes de cámara, acoplamientos, accesorios y conectores eléctricos, pasadores de bisagra, piezas de magneto, pistones de freno, pistones hidráulicos, accesorios de electrodomésticos, válvulas y partes de válvulas, marcos de bicicletas.</i>	<i>La aleación de aluminio 7075 se utiliza principalmente en la fabricación de aviones y otras aplicaciones aeroespaciales.</i>

*Tabla 18 – Tabla comparativa de las distintas aleaciones de aluminio [28], [29], [30].*

Tanto la *CubeSat Design Specification* como la Norma Mexicana señalan también que los rieles que contactan con el P-POD y las partes cercanas adyacentes deben ser sometidas a un proceso de anodizado duro para prevenir cualquier soldadura en frío dentro del P-POD.

El anodizado es un proceso electroquímico de oxidación en el cual tiene lugar el crecimiento de una capa dura de óxido de aluminio (alúmina) en la superficie de componentes de aluminio. La capa formada no queda adherida superficialmente, sino que al tratarse de una reacción química forma parte del propio metal.

La reacción tiene lugar en un medio electrolítico de base ácido sulfúrico, a baja temperatura (0 a 5 °C). De esta manera se evita la disolución de la capa que tiene lugar en el anodizado convencional, consiguiéndose una capa de óxido de aluminio (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>), poco porosa, densa, muy dura y compacta.

Entre las propiedades que otorga el anodizado duro están las siguientes:

- Resistencia a la abrasión: La alúmina es un material extremadamente duro, alcanzando valores superiores a 430 Vickers (43 HRC), similares a los de varios aceros y un poco menos que el del diamante. Lo que permite que tenga una gran resistencia al desgaste superficial con una pérdida de peso de capa inferior a 15 mg/10.000 ciclos de abrasión.
- Resistencia eléctrica y térmica: La alúmina es un aislante eléctrico de calidad excelente, superior a la porcelana, este aislamiento depende de la porosidad. La capa anódica resiste hasta 2000 °C a llama directa (Si se requieren superficies conductoras, el aluminio debe tratarse con un recubrimiento de conversión de cromato [31]).
- Resistencia química: La capa anódica protege eficazmente el metal base contra la acción de numerosos medios agresivos. Por este motivo se utiliza cada vez más en ambientes navales e industriales para proteger ciertas piezas contra la corrosión.
- Variación dimensional: La capa de óxido crece un 50% en profundidad y el 50% restante queda superpuesto a la superficie.

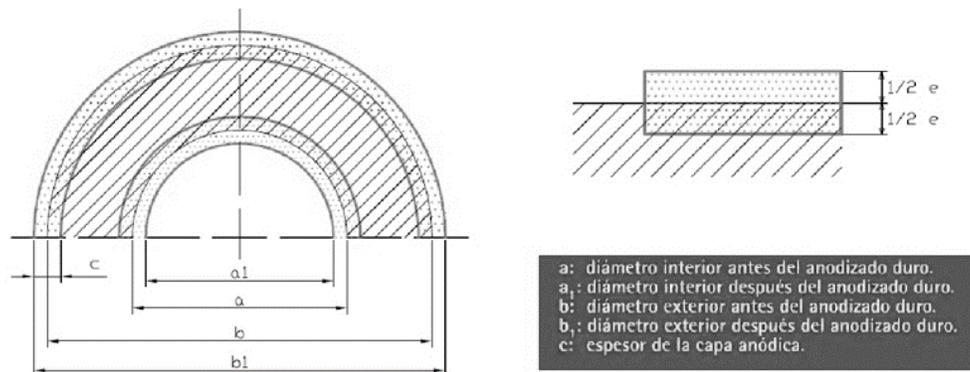


Figura 36 – Ejemplo ilustrativo de variación dimensional de una pieza después de ser sometida al proceso de anodizado duro.

La siguiente tabla ilustra los resultados del anodizado duro en distintas aleaciones de aluminio, entre las que se incluyen las especificadas por el estándar CubeSat.

ALEACIONES DE FORJA	ANODIZADO DURO	COLOR FINAL
Serie 1XXX (1050-1070-1080-1100-1200-1300)	Bueno / Muy bueno	Bronce / Gris
Serie 2XXX (2011-2014-2017-2024-2030)	Regular / Bueno	Bronce
Serie 3XXX (3003-3004-3005-3105)	Bueno	Gris
Serie 5XXX (5005-5050-5052-5056-5083-5086-5154-5454-5657-5754)	Muy bueno	Gris / Marrón
Serie 6XXX (6005-6061-6060-6063-6082-6261-6262-6351-6082)	Muy bueno	Gris / Negro
Serie 7XXX (7015-7049-7075-7020)	Bueno / Muy bueno	Bronce / Marrón

Tabla 19 - Resultados del proceso de anodizado duro en diferentes series de aluminio [32].

Con base en los datos anteriores se eligió a la aleación 6061 para la estructura mecánica del satélite, principalmente por su gran disponibilidad y maquinabilidad, superando a la aleación 7075 (también teniendo la 6061 un mejor resultado en el anodizado duro), además de su gran resistencia mecánica, superando a las aleaciones de la serie 5xxx.

## 5.2 Diseño de mecanismo de despliegue/orientación

Una parte importante de este trabajo era proponer y diseñar un mecanismo que permitiera controlar la orientación de los paneles solares del satélite con el fin de aprovechar mejor la energía proveniente de la radiación solar. *“Celdas solares montadas sobre la estructura del satélite proveen con una cantidad mínima de energía, arreglos desplegables mejoran la línea base de eficiencia, pero están aún limitados. Para realmente alcanzar un aprovechamiento máximo de la energía solar, arreglos de paneles móviles son necesarios”* [33].

Para concebir este mecanismo se siguió un proceso similar al de la estructura mecánica, con los mismos pasos del proceso de diseño (ver capítulo 2, sección 2.4).

Se buscó que el mecanismo fuera perfectamente compatible con la estructura mecánica elegida y cumpliera con todas las especificaciones planteadas (ver capítulo 4).

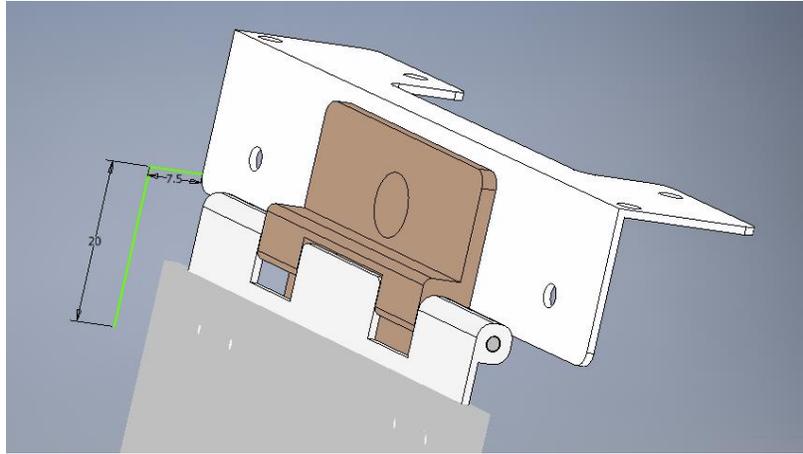


Figura 37 - En la imagen podemos apreciar el modelo del mecanismo de despliegue y orientación, realizado con el software de CAD/CAM Inventor.

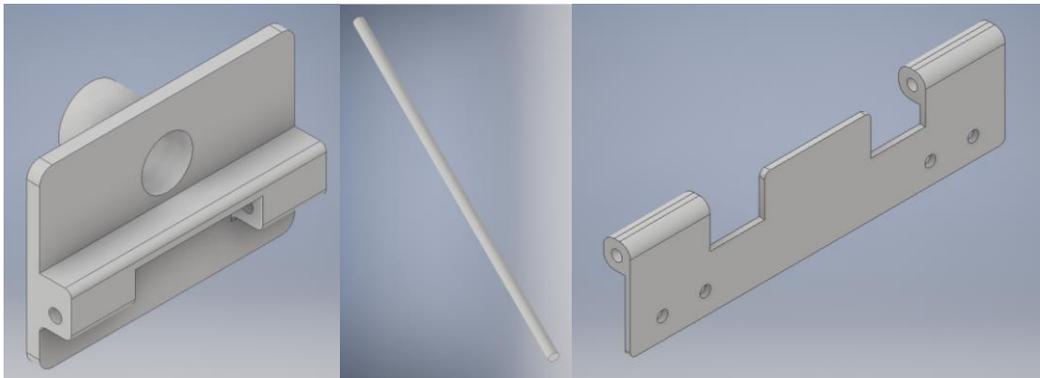


Figura 38 - Diseños preliminares de las piezas del mecanismo de orientación de paneles.

Una de las principales ventajas de este mecanismo es que, al igual que la estructura, es altamente modular, lo que permite acoplarlo fácilmente a las estructuras primarias sin tener que hacer ninguna modificación en estas.

Como se estableció en el capítulo anterior, este mecanismo funciona por medio de un motor a pasos, el cual provee a los paneles de un movimiento de orientación controlado y preciso. En las siguientes secciones se tratan a detalle la elección y características del motor a utilizar, además de que se presentan los circuitos necesarios para su funcionamiento y control.

### 5.3 Elección del motor para el mecanismo de orientación

Para la elección de este componente, primero se realizó una investigación de los principales motores que se ofrecen a nivel comercial, tomando en cuenta como criterios de búsqueda que el motor fuera suficientemente ligero y de dimensiones reducidas, sin

por esto sacrificar el torque ofrecido, además era un plus que dichos componentes hubiesen sido probados en las condiciones en las que nuestro mecanismo estaría operando. Fruto de esta investigación, se encontró una empresa europea de manufactura de motores [Faulhaber] que cuenta con la validación de que sus motores ya han sido usados en diversas misiones por diferentes agencias y empresas espaciales a nivel mundial.

A continuación, se presenta una tabla comparativa de los diferentes motores a pasos que ofrecen, enlistando las principales características a tomar en cuenta para la elección del motor.

Modelo	Par de retención* [mNm]	Diámetro [mm]	Longitud [mm]	Masa [g]	Voltaje* [V]	Corriente* [A]	Rango de temperatura ambiental [°C]	Frecuencia de resonancia (sin carga) [Hz]
DM0620	0.39	6	9.5	1.1	2-6	0.1-0.04	-35/+70	60
DM1220	4.1	12	17.6	9	2-12	0.3-0.05	-35/+70	128
AM0820	1	8	13.8	3.3	2-5	0.2-0.08	-30/+70	170
AM1020	2.4	10	15.9	5.5	2-12	0.2-0.04	-35/+70	140
AM1524	10	15	16.4	12	2-12	0.4-0.07	-35/+70	120
AM2224	37	22	27.7	43	1.4-12	1-0.125	-35/+70	100

Tabla 20 - Tabla de comparación de los distintos motores (\*Los rangos de voltaje y corriente nominales dependen del submodelo, el par de retención dado es a dos veces la corriente nominal) [34].

Una de las consideraciones más importantes es que el motor pueda proporcionar el par necesario para mover los paneles solares y mantenerlos en una posición fija durante un periodo de tiempo 'x'.

Para tener una aproximación de dicho par se realizó un cálculo simplificado basado en condiciones terrestres ideales.

$$M = F \cdot d$$

$$F = m \cdot a$$

$$F = 0.1 \text{ Kg} \cdot 9.8 \text{ m/s}^2$$

$$F = 0.98 \text{ N}$$

$$M = 0.98 \text{ N} \cdot 0.025 \text{ m}$$

$$M \approx 24 \text{ mNm}$$

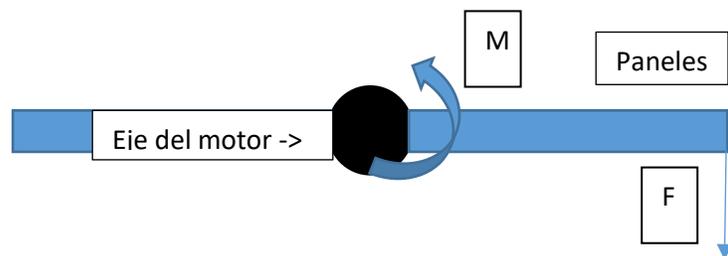


Figura 39 - Esquema simplificado del mecanismo de rotación, se muestran el eje del motor en negro (eje de rotación) y el arreglo de paneles solares en azul [Vista frontal].



Figura 40 - Esquema simplificado del mecanismo de rotación, se muestran el eje del motor en negro (eje de rotación) y el arreglo de paneles solares en azul [Vista superior].

Este cálculo se realizó tomando en cuenta la necesidad de hacer pruebas en tierra, obteniendo así el par máximo necesario, si las pruebas se hicieran en condiciones similares a las de operación el par sería incluso menor.

Con base en lo anterior, el motor ideal para esta misión sería el **AM2224**, por otorgar más del par máximo necesario.



*Figura 41 - Motor Faulhaber AM2224.*

Un aspecto crucial para tener en cuenta es el rango de temperatura en el que operará nuestro satélite. Todos los componentes electrónicos y mecánicos (incluidos los motores) tienen un rango de temperaturas de operación, fuera del cual su correcto funcionamiento no está garantizado, lo cual por supuesto compromete el éxito de la misión.

El ambiente térmico espacial experimentado por un satélite en órbita LEO se define, para todos los fines prácticos, mediante tres parámetros: el flujo solar, el albedo y la radiación infrarroja de la Tierra. Los últimos dos parámetros son una función de la altitud de la órbita, mientras que el primero es la de la distancia al sol.

Una órbita típica de un satélite alrededor de la Tierra se puede dividir en dos fases: (1) fase iluminada por el sol y (2) fase de eclipse. Durante la fase iluminada por el sol de la órbita, el satélite se calienta a partir de estos tres efectos. Como resultado, la temperatura del satélite llega a un máximo. Cuando se encuentra en la fase de eclipse, no se encuentran los efectos de flujo solar y albedo y el satélite está expuesto a temperaturas tan bajas como la temperatura Infrarroja Promedio de la Tierra de  $-18^{\circ}\text{C}$ .

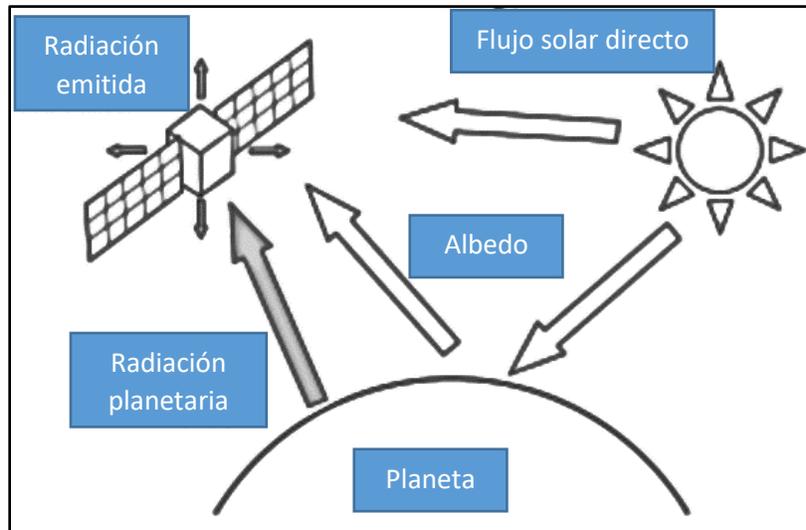


Figura 42 - Esquema que ilustra los diferentes tipos de radiación térmica que puede recibir un satélite en órbita baja.

La duración de estas fases depende del tipo de órbita. Por lo tanto, según la altitud y la duración de las dos fases, el satélite en cada tipo de órbita experimentará un entorno frío y caliente diferente. Sin embargo, se encontró que el rango típico de temperaturas era de  $-170\text{ }^{\circ}\text{C}$  a  $123\text{ }^{\circ}\text{C}$  para satélites LEO, mientras que  $-250\text{ }^{\circ}\text{C}$  a  $300\text{ }^{\circ}\text{C}$  podrían experimentarse en otras órbitas [35]. Una órbita tiene aproximadamente la mitad de su tiempo en luz solar y la otra mitad en la sombra de la Tierra, por lo que vale la pena modelar el comportamiento de la temperatura. Se puede agregar un regulador térmico si es necesario: los satélites han usado calentadores y enfriadores según el instrumento y el revestimiento [36].

Componente o Subsistema	Temp. de Operación ( $^{\circ}\text{C}$ )	Temp. de Supervivencia ( $^{\circ}\text{C}$ )
<i>Electrónica General</i>	<i>-10 a 45</i>	<i>-30 a 60</i>
<i>Baterías</i>	<i>0 a 10</i>	<i>-5 a 20</i>
<i>Detectores infrarrojos</i>	<i>-269 a -173</i>	<i>-269 a 35</i>
<i>Detectores de partículas de estado sólido</i>	<i>-35 a 0</i>	<i>-35 a 35</i>
<i>Motores</i>	<i>0 a 50</i>	<i>-20 a 70</i>
<i>Paneles Solares</i>	<i>-100 a 125</i>	<i>-100 a 125</i>

Tabla 21 - Algunos ejemplos de subsistemas comunes con sus respectivas temperaturas de operación.

Como podemos observar en la tabla anterior, la gran mayoría de los componentes del satélite no soportarían por sí mismos la variación en todo el rango de temperaturas en órbita baja, por lo que un sistema de regulación térmica es necesario para garantizar el correcto funcionamiento de los componentes.

## 5.4 Propuesta de los circuitos eléctricos necesarios para los mecanismos anteriores

Una vez establecido el mecanismo y el tipo de motor que se usará para moverlo, el siguiente paso es diseñar la parte electrónica, encargada del control del motor.

Conducir un motor paso a paso es un poco más complicado que manejar un motor de DC regular. Los motores paso a paso requieren de un controlador especial para energizar las fases en una secuencia oportuna para hacer que el motor gire.

El tipo más simple de controlador se puede construir con un puñado de transistores. Estos simplemente se encienden y apagan en secuencia para energizar las fases y hacer girar el motor. Este tipo de controladores son relativamente económicos de construir, pero solo funcionan con motores unipolares. Para controlar un motor bipolar se requiere al menos de 2 puentes H completos para que se pueda revertir la corriente a las fases. Los puentes en H pueden construirse desde cero, sin embargo, ya existen muchos chips 'H-Bridge' disponibles para simplificar la tarea. El L293D es uno de los chips más populares y económicos.

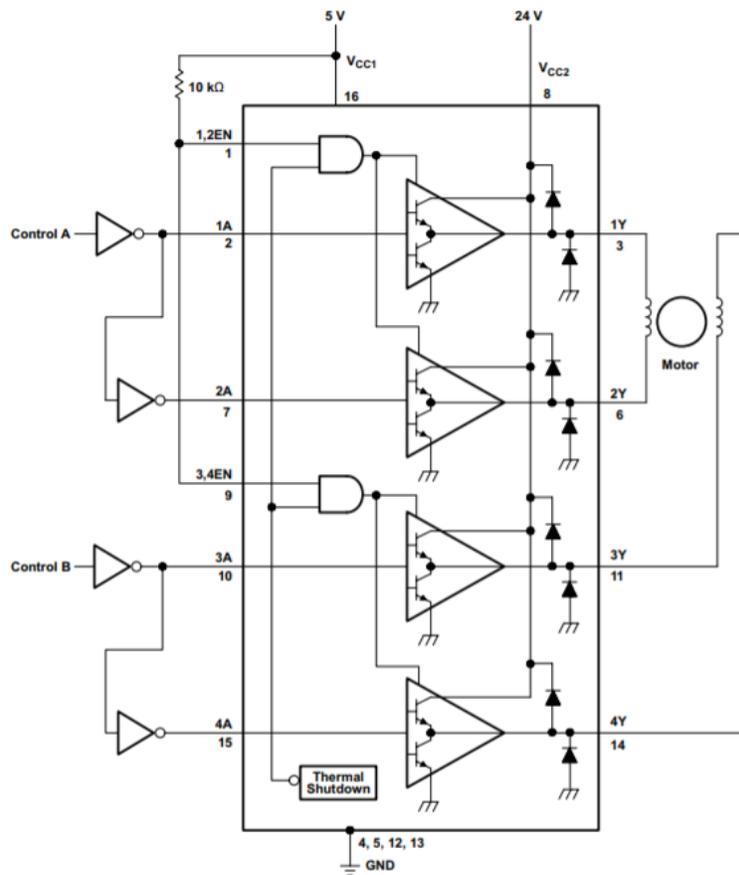


Figura 43 - El esquema muestra una configuración de un L293D para controlar un motor de dos fases [37].

Un punto importante para tomarse en cuenta es asegurarse de que el motor y el controlador sean compatibles. Motores y controladores que no sean compatibles pueden resultar en un rendimiento decepcionante o incluso daño a los componentes.

Los dos parámetros más importantes en las especificaciones del controlador son:

- Voltaje: el voltaje máximo que el controlador puede suministrar al motor.
- Corriente continua: la corriente máxima que el controlador puede suministrar al motor.

También es necesario conocer las especificaciones eléctricas del motor. Hay 2 parámetros críticos:

- Amperes por fase: esta es la corriente máxima que los bobinados del motor pueden manejar sin sobrecalentarse.
- Resistencia por fase: esta es la resistencia de cada fase.

#### **Especificaciones técnicas del motor seleccionado:**

- Corriente nominal por fase: 1 a 0.125 [A]
- Voltaje nominal por fase: 1.4 a 12 [V<sub>DC</sub>]
- Resistencia por fase (a 20 °C): 0.9 a 75 [Ohm]
- Par de retención: 37 [mNm]
- Ángulo de paso (paso completo): 15°
- Precisión angular: +- 10 % de un paso completo
- Frecuencia de resonancia (sin carga): 100 [Hz]
- Rango de temperatura ambiental: -35 a 70 [°C]
- Masa: 43 [g]

Finalmente, con las especificaciones técnicas del motor podemos seleccionar un controlador que nos aporte el voltaje y la corriente necesarios para el correcto funcionamiento del motor, así como controlar los pasos de este para poder ganar mayor precisión en caso de ser requerida.

Conocer la frecuencia de resonancia del motor nos permite tomarla en cuenta para evitar esta frecuencia en la estructura del satélite y así no dañar el dispositivo, el rango de temperatura de operación se usará para determinar si es necesario implementar algún

método de regulación térmica, y la masa se debe tomar en cuenta ya que los CubeSat tienen limitaciones en la cantidad de masa que deben contener.

## 5.5 Manufactura de la estructura mecánica

En esta sección se presenta la forma en que se propone manufacturar cada una de las diferentes partes de la estructura principal del satélite.

Debido a las limitaciones actuales en materiales y acabados para la estructura de un CubeSat [16], la forma más conveniente para elaborar las diversas piezas de la estructura primaria sería por medio de máquinas de control numérico (CNC) y de corte láser, además de que posterior a esto las piezas deben someterse a un proceso de acabado superficial y a un proceso electroquímico de anodizado (ver sección 5.1) para garantizar que cumplan con las especificaciones del estándar CubeSat y las normas de diseño mencionadas anteriormente.

Sin embargo, para el mecanismo de orientación podrían utilizarse técnicas de manufactura aditiva para su elaboración, puesto que no hay ninguna restricción o norma consultada que especifique los materiales para este tipo de dispositivos. Aunado a esto, la geometría de las piezas es otro factor por el cual la manufactura aditiva sería una buena opción para su elaboración, y el material del que se elaboren, un polímero, hará que las piezas sean menos densas y, por tanto, menos pesadas, además de ser aislantes naturales de electricidad.

Por otra parte, para la elaboración de los modelos y los prototipos funcionales, también es una mejor opción manufacturarlos por medio de manufactura aditiva, reduciendo así el tiempo y costos de producción de las piezas.

El uso de la manufactura aditiva está comenzando su auge en la industria, incluida la industria espacial, en la que ya se elaboran diversos componentes de satélites y naves espaciales con esa tecnología, no solo como prototipos sino como productos finales, por lo que ya existe un respaldo para esta propuesta de manufactura [21].

En la tabla siguiente se hace un resumen de la manufactura de las diversas piezas de la estructura primaria y el mecanismo de orientación:

<b>Pieza</b>	<b>No. De piezas por satélite (3U)</b>	<b>Material</b>	<b>Proceso de manufactura</b>	<b>Especificaciones adicionales</b>
Pieza T	2	Al 6061-T6	Su utilizará una fresadora (convencional o CNC), para elaborar la pieza.	Para la elaboración de una pieza requiere de un bloque de aluminio con las siguientes dimensiones (min.): 11x11x1.2 cm.
Pieza R	4	Al 6061-T6	Se utilizará una máquina de corte (láser, CNC, convencional) para hacer los cortes necesarios en la pieza.	Para la elaboración de una pieza requiere de un perfil de aluminio tipo 'L' con las sig. dimensiones (min.): 1 mm de espesor, 2 cm por lado y 34 cm de largo.
Pieza L	4	Al 6061-T6	Se utilizará una máquina de corte (láser, CNC, convencional) para hacer los cortes necesarios en la pieza.	Para la elaboración de una pieza requiere de un perfil de aluminio tipo 'L' con las sig. dimensiones (min.): 1 mm de espesor, 2 cm por lado y 10 cm de largo.
PMO 1	1	ABS	Se elaborará mediante impresión en 3D	-
PMO 2	1	ABS	Se elaborará mediante impresión en 3D	-
PMO 3	1	ABS	Se elaborará mediante impresión en 3D	-
PMO B	1	Acero Inox.	Se cortará en la medida de largo requerida.	Barra de acero de 1 mm de diámetro por un mínimo de cm de longitud
PMO R	1	Acero Inox.	Se comprará.	Resorte de torsión acero inoxidable capaz de desplegar el arreglo de paneles solares.
Tornillos	16	Acero Inox.	Se comprarán.	Tornillos M3.
Tuercas	16	Acero Inox.	Se comprarán.	Compatibles con los tornillos.
PMO: Pieza del Mecanismo de Orientación.				

*Tabla 22 - Manufactura del nanosatélite.*

## CAPÍTULO 6: EVALUACIÓN DEL DISEÑO

Con el diseño listo a nivel de detalle se procedió a evaluar la estructura completa junto con el subsistema de despliegue de los paneles solares. Como se hizo anteriormente, se realizaron 2 análisis en la estructura, uno de esfuerzos y otro de frecuencias.

Para prevenir el acoplamiento dinámico con las frecuencias fundamentales del LV, el satélite debe estar diseñado con una rigidez estructural que asegure que las frecuencias de resonancia de la estructura estarán por encima de las del vehículo de lanzamiento. A continuación, se muestra una tabla con los requerimientos mínimos de frecuencia de distintos LVs (modos de frecuencias fundamentales de la estructura en voladizo montada con un adaptador).

<b>LV</b>	<b>Eje lateral</b>	<b>Eje longitudinal</b>
<i>Vega</i>	> 15 Hz	20 Hz < F < 45 Hz
<i>Soyuz</i>	> 15 Hz	> 35 Hz
<i>Dnepr</i>	> 10 Hz	> 20 Hz
<i>Ariane 5</i>	> 90 Hz	> 45 Hz
<i>PSLV</i>	> 90 Hz	> 45 Hz

Tabla 23 - Criterio de frecuencias para varios LVs [38].

Durante el lanzamiento, el LV (y por lo tanto el satélite) está sujeto a distintas fuerzas. Estas excitaciones pueden ser de carácter aerodinámico (debidas a la resistencia del aire, ráfagas de viento, o a la amortiguación a velocidades trans-sónicas, entre otras) o debidas al propio sistema de propulsión de la nave (aceleración longitudinal, transiciones o desprendimientos, la forma de los acoplamientos del sistema de propulsión, etc.).

Como se vio en el capítulo 2 se dieron ejemplos de diferentes ‘fuerzas-g’ alcanzadas en distintos LVs. Estas aceleraciones se traducen en fuerzas al ser multiplicadas por la masa de la estructura y los subsistemas que contiene, por lo que esta debe ser capaz de soportar los esfuerzos generados debido a esto, y además contar con un factor de seguridad.

<b>Evento</b>	<b>Factores de carga, aceleración (g)</b>			
	<b>Dirección de lanzamiento</b>		<b>Lateral</b>	
	<b>Estático</b>	<b>Dinámico</b>	<b>Estático</b>	<b>Dinámico</b>
<i>Despegue</i>	-1.7	±1.5	0.0	±1.5
<i>Presión dinámica máxima</i>	-2.7	±0.5	0.0	±2.0
<i>P230 Burn-out</i>	-4.25	±0.25	±0.25	±0.25

<i>H155 Burn-out</i>	-3.6	$\pm 1.0$	$\pm 0.1$	0.0
<i>H155 Empuje de desprendimiento de cola</i>	-0.7	$\pm 1.4$	0.0	0.0

Tabla 24 - Ej. de factores de carga cuasi estáticos, tomados del manual de usuario del LV ARIANE 5 [12].

- El signo menos se refiere a una fuerza de presión en la dirección de lanzamiento.
- Las cargas cuasi estáticas se aplican para el centro de gravedad de la nave espacial.
- Se ha tenido en cuenta la gravedad.

Con base en lo anterior, se contó con parámetros de referencia adicionales a nuestras especificaciones (capítulo 4) para evaluar la funcionalidad de nuestro diseño. A continuación, se presentan los resultados de los análisis FEM realizados en el modelo final:

## Análisis de tensiones

### Propiedades físicas

Masa	0.163454 kg
Área	107100 mm <sup>2</sup>
Volumen	56769.7 mm <sup>3</sup>
Centro de gravedad	x=175.392 mm y=56.9447 mm z=136.376 mm

Tabla 25

### Material(es)

<b>Nombre</b>	<b>Aluminio 6061</b>	
General	Densidad de masa	2.7 g/cm <sup>3</sup>
	Límite de elasticidad	275 MPa
	Resistencia máxima a tracción	310 MPa
Tensión	Módulo de Young	68.9 GPa
	Coefficiente de Poisson	0.33 su
	Módulo cortante	25.9023 GPa
<b>Nombre</b>	<b>Acero</b>	
General	Densidad de masa	7.85 g/cm <sup>3</sup>
	Límite de elasticidad	207 MPa
	Resistencia máxima a tracción	345 MPa
Tensión	Módulo de Young	210 GPa
	Coefficiente de Poisson	0.3 su
	Módulo cortante	80.7692 GPa

Tabla 26

### Cargas

Tipo de carga	Gravedad
Magnitud	147150.000 mm/s <sup>2</sup>

Vector X	-0.000 mm/s <sup>2</sup>
Vector Y	0.000 mm/s <sup>2</sup>
Vector Z	-147150.000 mm/s <sup>2</sup>

Tabla 27

### Resumen de resultados

Nombre	Mínimo	Máximo
Volumen	56768.7 mm <sup>3</sup>	
Masa	0.163451 kg	
Tensión de Von Mises	0.00000572586 MPa	9.51297 MPa
Primera tensión principal	-1.06524 MPa	6.21188 MPa
Tercera tensión principal	-6.25839 MPa	0.848801 MPa
Desplazamiento	0 mm	0.00609964 mm
Coeficiente de seguridad	15 su	15 su

Tabla 28

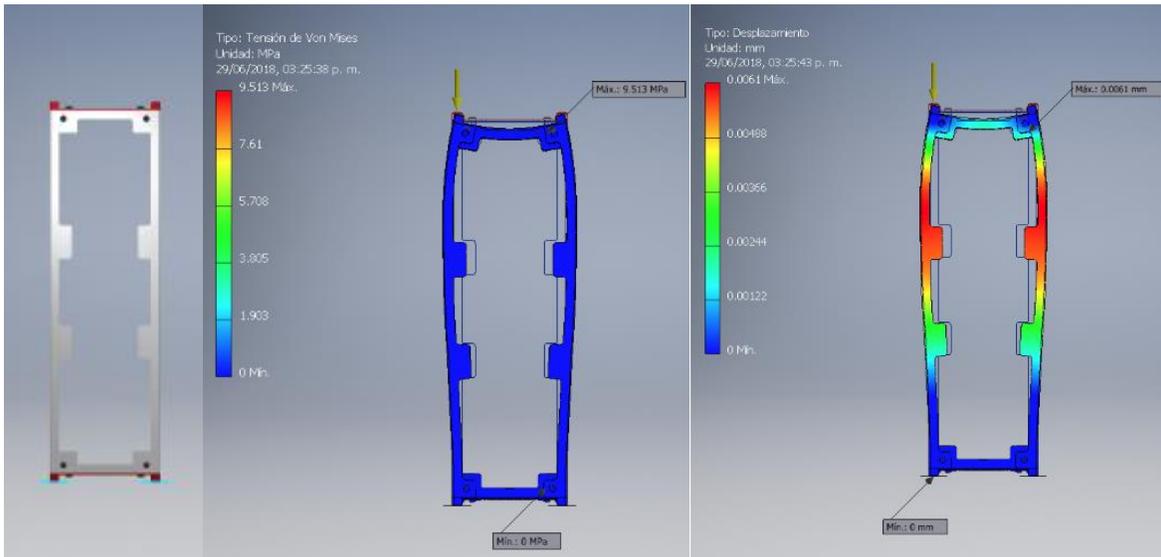


Figura 44 - Resultados del análisis de tensiones.

### Análisis de frecuencias

#### Propiedades físicas

Masa	0.163454 kg
Área	107100 mm <sup>2</sup>
Volumen	56769.7 mm <sup>3</sup>
Centro de gravedad	x=175.392 mm y=56.9447 mm z=136.376 mm

Tabla 29

**Material(es)**

<b>Nombre</b>	<b>Aluminio 6061</b>	
General	Densidad de masa	2.7 g/cm <sup>3</sup>
	Límite de elasticidad	275 MPa
	Resistencia máxima a tracción	310 MPa
Tensión	Módulo de Young	68.9 GPa
	Coefficiente de Poisson	0.33 su
	Módulo cortante	25.9023 GPa
<b>Nombre</b>	<b>Acero</b>	
General	Densidad de masa	7.85 g/cm <sup>3</sup>
	Límite de elasticidad	207 MPa
	Resistencia máxima a tracción	345 MPa
Tensión	Módulo de Young	210 GPa
	Coefficiente de Poisson	0.3 su
	Módulo cortante	80.7692 GPa

Tabla 30

**Análisis 1 (Sin restricciones)**

**Valor(es) de frecuencia**

F1	0.00 Hz
F2	0.00 Hz
F3	0.00 Hz
F4	0.00 Hz
F5	0.00 Hz
F6	0.00 Hz
F7	156.49 Hz
F8	179.60 Hz
F9	186.06 Hz
F10	219.92 Hz

Tabla 31

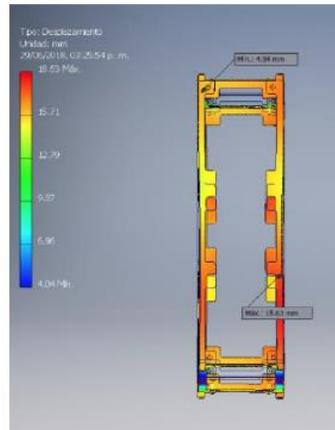


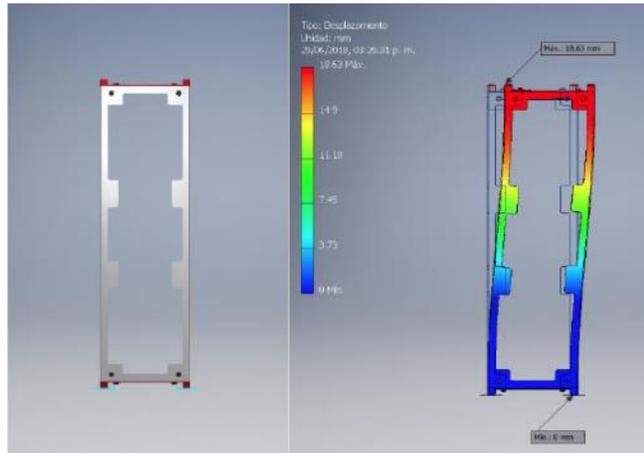
Figura 45 - Resultados de los análisis de frecuencias.

### Análisis 2 (Restricción en la parte de abajo)

Valor(es) de frecuencia

F1	59.62 Hz
F2	61.54 Hz
F3	160.98 Hz
F4	244.97 Hz
F5	263.76 Hz
F6	265.38 Hz
F7	268.32 Hz
F8	367.18 Hz
F9	386.19 Hz
F10	389.80 Hz

Tabla 32



### Análisis 3 (Restricción en las partes de abajo y arriba)

Valor(es) de frecuencia

F1	279.40 Hz
F2	280.01 Hz
F3	280.39 Hz
F4	286.70 Hz
F5	345.78 Hz
F6	351.00 Hz
F7	353.30 Hz
F8	358.17 Hz
F9	680.10 Hz
F10	690.09 Hz

Tabla 33

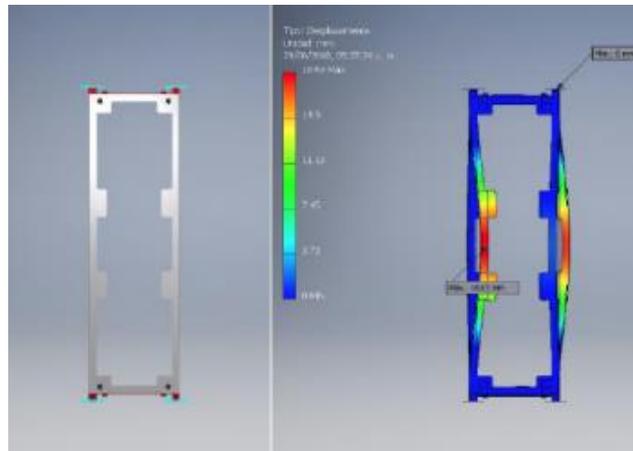
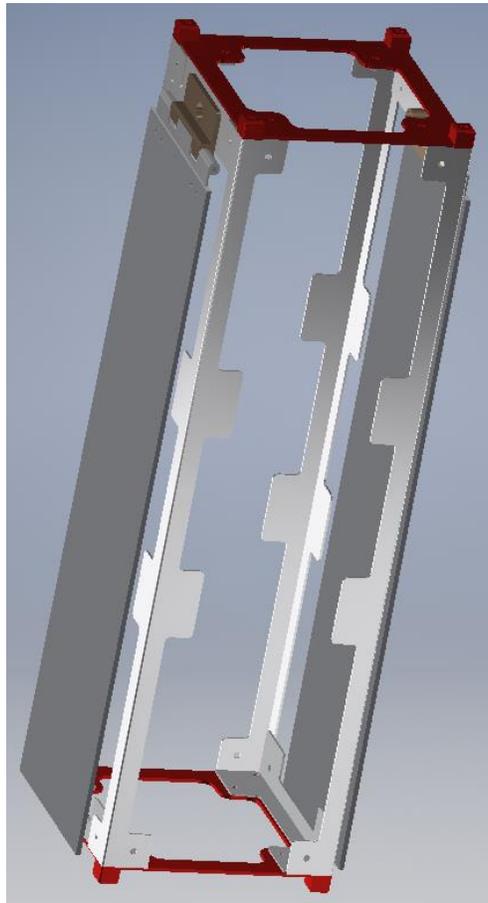


Figura 45 Resultados de los análisis de frecuencias

Para los análisis de frecuencias se corrieron tres simulaciones con diferentes restricciones en la estructura, para cubrir los posibles casos de sujeción en la nave. También se analizó sin restricciones.



*Figura 46 - Modelo final con mecanismo de despliegue y paneles solares montados.*

Como podemos observar, la estructura cumple con los requerimientos de rigidez necesarios para poder volar en LVs convencionales y soportar sin deformaciones o fallas la carga útil y los sistemas en su interior.

En la sección 5.4 se habló de las condiciones térmicas a las que están sometidos los satélites en órbita baja, teniendo variaciones en la temperatura en el rango de los  $-170\text{ }^{\circ}\text{C}$  a los  $123\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Estas variaciones extremas en la temperatura no solo afectan a los componentes electrónicos de la misión, sino también a la estructura física en sí, debido a los fenómenos de dilatación y compresión de los cuerpos físicos por la variación de temperatura.

Diferentes materiales tienen diferentes coeficientes de dilatación térmica, lo que quiere decir que se expanden y contraen a velocidades diferentes. Este es un aspecto importante para tomar en cuenta debido a que una variación muy grande en los coeficientes de

dilatación puede llevar a fallas en la estructura. Estos problemas pueden prevenirse con relativa facilidad utilizando materiales con coeficientes de dilatación similares.

Los coeficientes de dilatación lineal, superficial y volumétrico pueden calcularse, respectivamente, con las siguientes ecuaciones:

$$\alpha_L = \frac{1}{L} \frac{dL}{dT} \quad \alpha_A = \frac{1}{A} \frac{dA}{dT} \quad \alpha_V = \frac{1}{V} \frac{dV}{dT}$$

De donde se deduce que los cambios en las dimensiones se obtienen de la siguiente manera:

$$\frac{\Delta L}{L} = \alpha_L \Delta T \quad \frac{\Delta A}{A} = \alpha_A \Delta T \quad \frac{\Delta V}{V} = \alpha_V \Delta T$$

Material	Coeficiente de expansión lineal [ $\alpha_L$ ] ( $10^{-6} \text{ K}^{-1}$ )	Coeficiente de expansión volumétrico [ $\alpha_V$ ] ( $10^{-6} \text{ K}^{-1}$ )
Aluminio	23.1	69

Tabla 34 - Coeficientes de dilatación del Aluminio.

## RESULTADOS

En la tabla siguiente se muestran los valores finales del prototipo contrastados con los valores propuestos en etapas previas del diseño.

Métrica	Unidades/ Criterio	Valor Marginal	Valor Ideal	Valor Final
Ancho de las caras laterales	mm	100.0 ±0.1	100.0	100.0
Altura del CubeSat	mm	340.5 ±0.3	340.5	340.5
Ningún componente excede 6.5 mm medidos normales a la superficie de los lados del CubeSat	mm	6.4 ±0.1	< 6.4	< 6.4
Los componentes exteriores del CubeSat no deben entrar en contacto con el P-POD más que en la zona designada de los rieles	Binario	Cumple	Cumple	Cumple
Los desplegables deben ser contenidos por el propio CubeSat, no por el P-POD	Binario	Cumple	Cumple	Cumple
Ancho de los rieles	mm	8.5 ±0.1	>= 8.5	8.5
Rugosidad superficial de los rieles	um	1.6	< 1.6	< 1.6
Radio de las aristas de los rieles	mm	1.0 ±0.1	>= 1.0	1.0
Área superficial de los extremos de los rieles	mm x mm	6.5x6.5	>= 6.5x6.5	6.5x6.5
El CubeSat debe contar con un orificio para un interruptor de despliegue en al menos uno de los rieles	Binario	Cumple	Cumple	Cumple
La estructura usa los puntos de acceso designados en el estándar CubeSat	Binario	Cumple	Cumple	Cumple
Tiempo para activar mecanismos de despliegue después del lanzamiento	Min.	30	> 30	-
Masa de la estructura	g	500	200	163.4
Volumen interior	cm <sup>3</sup>	2000	3000	3100
Resistencia a esfuerzos	MPa	20	276	276
Resistencia a fatiga	MPa	96.5	96.5	96.5
Resistencia a radiación	Krads	-	-	-
Frecuencias naturales	Hz	50	> 50	>279.40
Despliega los paneles solares	Binario	Cumple	Cumple	Cumple
Adaptabilidad a un amplio rango de misiones diferentes	Subjetivo	-	-	Si
Tiempo de ensamblado de la estructura	Min.	45	10	5
Tiempo de desensamblado de la estructura para realizar modificaciones/mantenimiento/pruebas	Min.	20	5	5
Costo unitario de manufactura	\$ (MXN)	-	-	-

Facilidad de manufacturar	Subjetivo	-	-	Si
---------------------------	-----------	---	---	----

Tabla 35 - Especificaciones finales del diseño.

Como podemos observar, el diseño final cumple con todas las especificaciones propuestas inicialmente, las cuales incluían las especificaciones que marca la ‘Cubesat Design Specification’, por lo que podemos concluir que el proyecto tuvo los resultados esperados. Además de esto, la hipótesis de la que parte este trabajo de tesis se cumple a cabalidad, puesto que se logró diseñar una estructura mecánica novel que despliega penales solares, la cual se puede adaptar a un amplio rango de misiones, cuyas especificaciones finales la hacen competitiva a nivel internacional debido a que combina varias ventajas como ofrecer un amplio volumen para la carga útil y los sistemas a bordo, a la vez que la masa de la estructura en si es relativamente baja en comparación con otras actualmente disponibles o propuestas hasta el momento en que se cometió este proyecto.

## CONCLUSIONES

Los retos para realizar este proyecto fueron diversos, desde la parte del planteamiento, pasando por la documentación acerca del tema y la investigación del estado del arte, hasta la realización del concepto y el diseño final. Para este último punto, sin embargo, gracias al desarrollo de diversos avances tecnológicos, fue posible desarrollar con relativa facilidad la estructura primaria para un satélite, ya que, muchas partes del proceso de diseño, desde la parte de conceptualización y pruebas de conceptos hasta la realización de prototipos funcionales, se ven ampliamente beneficiadas por el uso de herramientas como software especializado en diseño 3D y análisis de elemento finito, y nuevas técnicas de manufactura y prototipado rápido.

El software CAE (*Computer Aided Engineering*) especializado incluye poderosas herramientas de análisis y cálculos que de otra forma serían bastante difíciles de realizar (ver sección 2.5). Las simulaciones realizadas por medio de estos programas permiten descartar más fácil y rápidamente conceptos sin tener que fabricar prototipos, lo que representa un ahorro sustancial de tiempo y recursos de diversa índole.

La elaboración de prototipos rápidos de la estructura permite darse una idea clara de cómo se verá el diseño final, y ser utilizados para el ensamblaje y pruebas de otros subsistemas como los eléctricos, térmicos y de potencia, sin el riesgo de comprometer una estructura final en estos procesos, que podrían llevar a un daño de esta y conllevar a los subsecuentes gastos de reemplazarla.

El beneficio principal de este proyecto es que contribuye a hacer posible el desarrollo de programas espaciales en el ámbito académico y de las pequeñas y medianas industrias, especialmente en países del tercer mundo donde tradicionalmente no se invertía en el desarrollo de este tipo de tecnologías.

Las herramientas y avances tecnológicos por sí solos no son suficientes, pues como queda patente en el desarrollo de este proyecto, es necesario conocer bien el área en la que se está desarrollando, para poder tomar decisiones y guiar los procesos de diseño con miras a obtener los mejores resultados.

Pienso que este trabajo me ayudo a comprender mejor lo que implica desarrollar un nuevo producto o invención, y creo que esto me servirá como base para mi desarrollo posterior como ingeniero, ya sea en el sector académico o en el industrial.

En síntesis, concluyo que la investigación, la práctica, y el entendimiento de las bases teóricas, son aspectos fundamentales para crear nuevas soluciones a los diversos desafíos que se presentan a los ingenieros en la industria espacial.

## RECOMENDACIONES Y TRABAJO A FUTURO

Esta tesis sentó las bases para el desarrollo de un proyecto integral de creación de una misión espacial constituida por nanosatélites, especialmente satélites CubeSat. El trabajo presentado se enfocó en dos subsistemas básicos del satélite: la estructura mecánica y el mecanismo de despliegue y orientación de paneles solares para la obtención de energía solar.

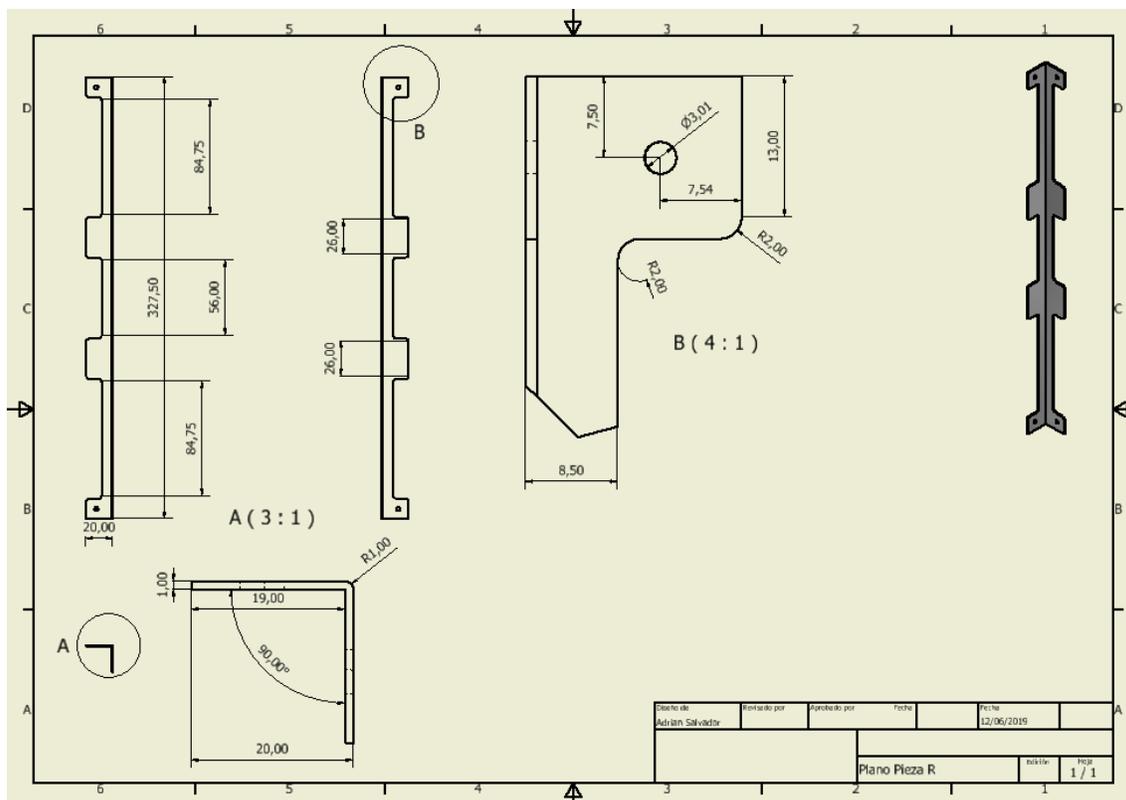
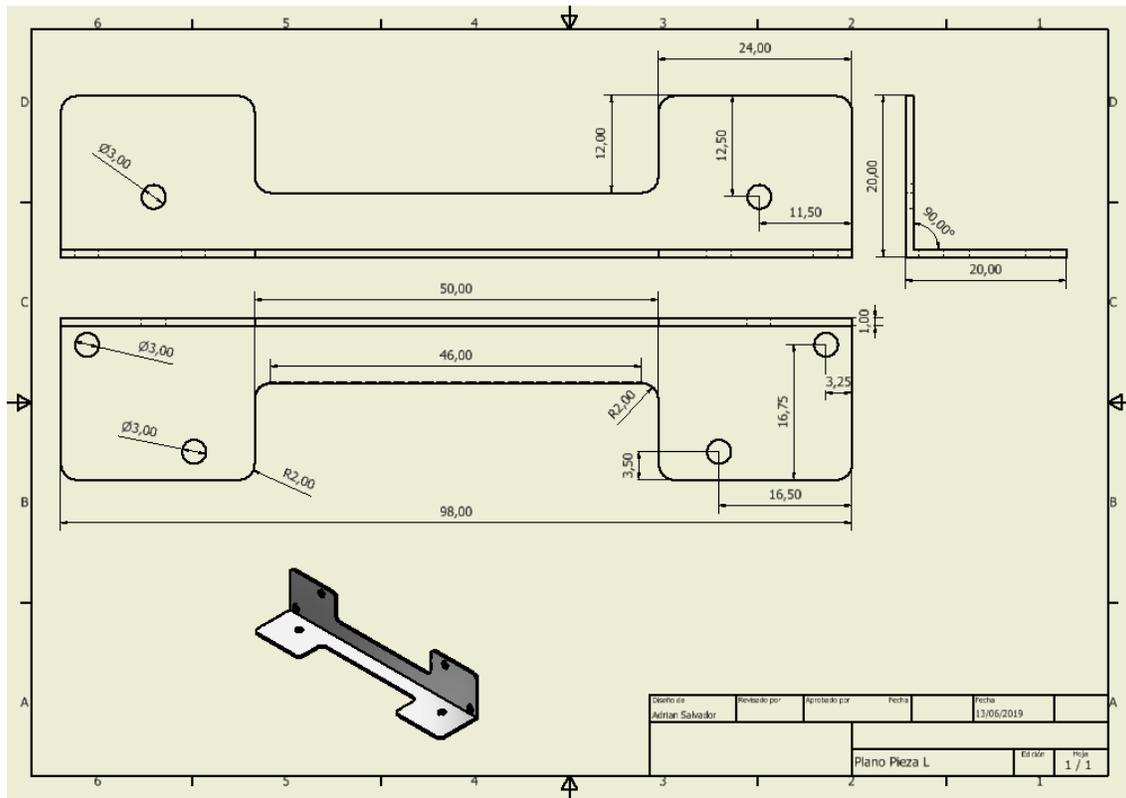
Debido a las limitaciones en el presupuesto para este proyecto, no fue posible construir el prototipo final con los materiales reales que serían necesarios para poder realizar pruebas, por lo que sería una recomendación y un trabajo a futuro corroborar los resultados de las simulaciones en entornos reales o en laboratorios con los equipos necesarios para poder realizar pruebas en condiciones similares a las de un ambiente espacial.

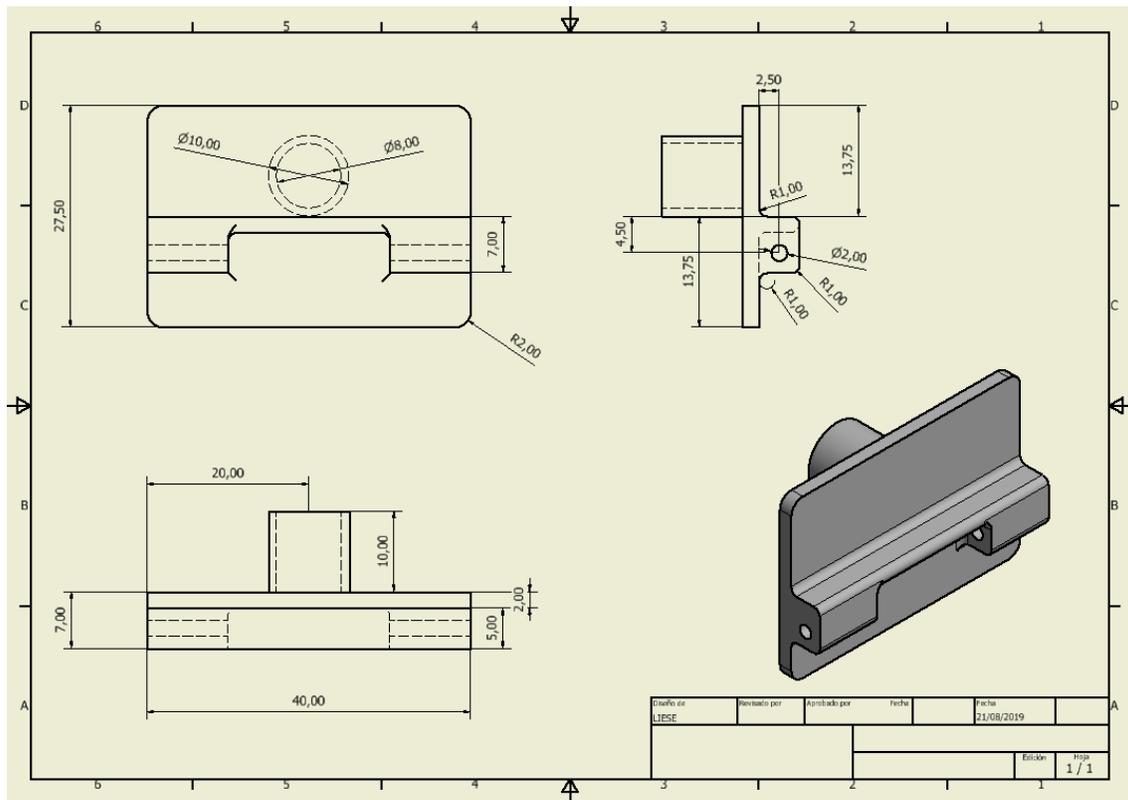
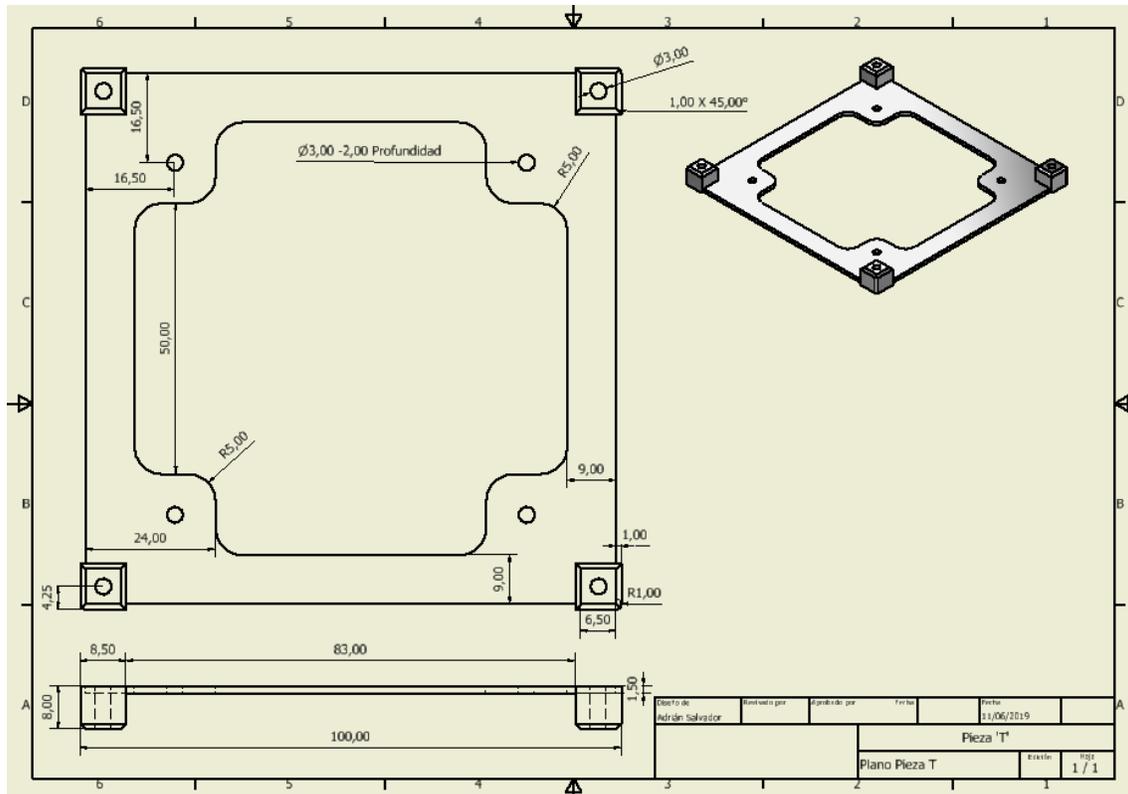
La estructura fue diseñada para cumplir con las especificaciones de los estándares y normas vigentes hasta el momento, por lo que los otros subsistemas creados en el laboratorio LIESE pueden utilizarla para integrar diversos subsistemas y mejorarla de acuerdo con los posibles cambios en las normas y los estándares internacionales que regulan a los nanosatélites. Sería interesante explorar la manufactura de la estructura final con una impresora en 3D que trabajé con metal en lugar de plásticos, lo que permitiría reducir el número de uniones y componentes de ensamble.

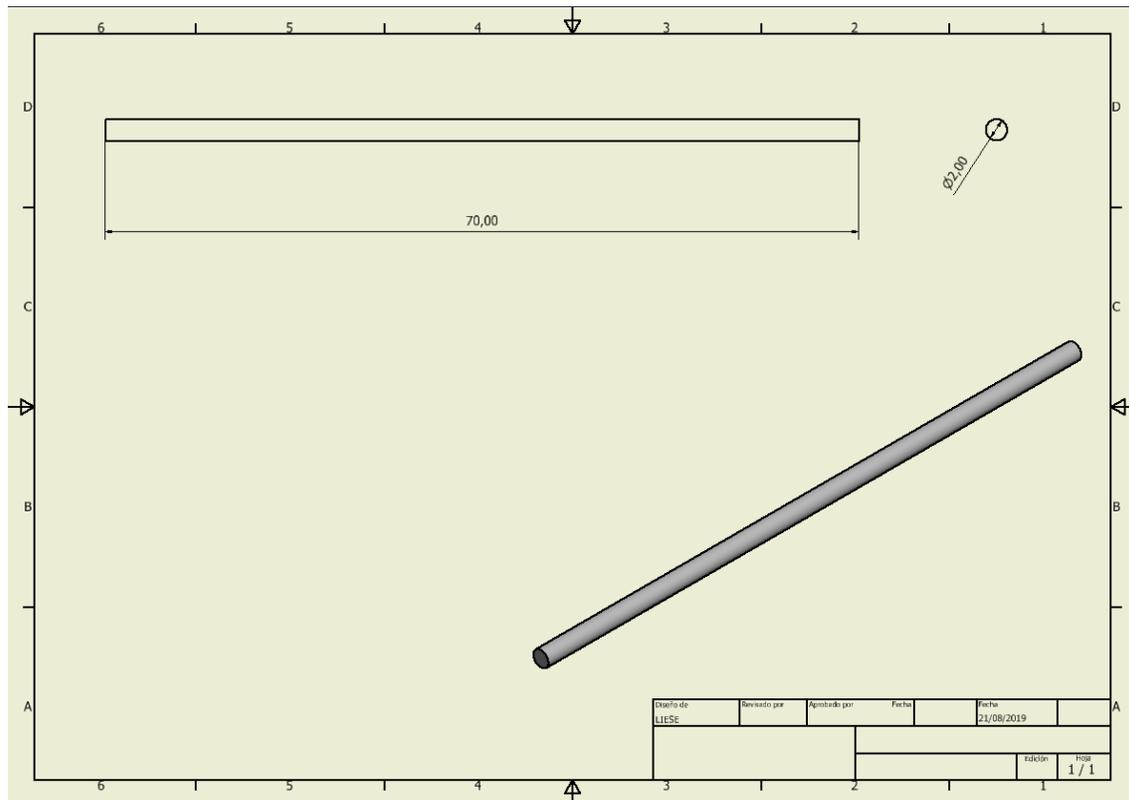
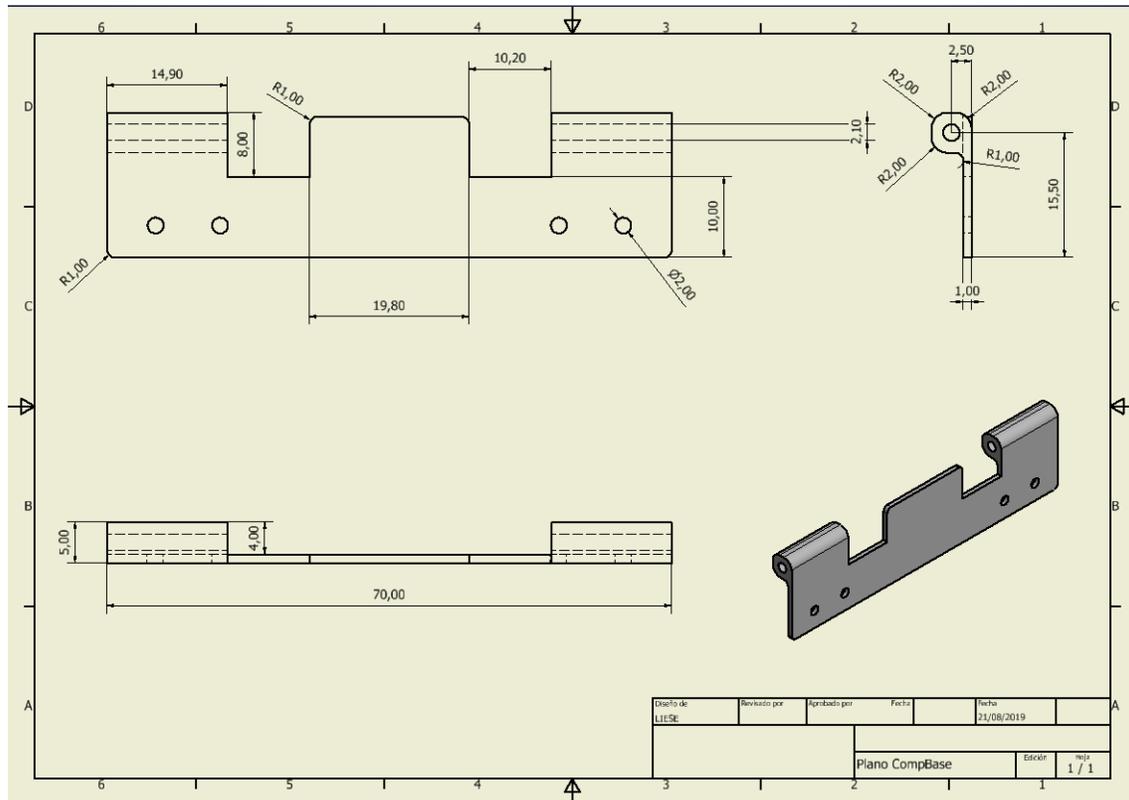
Adicionalmente se podría estudiar el uso de distintos materiales para la estructura primaria, y comparar los resultados con los que otorgan los materiales usados y permitidos actualmente. Así se podrían proponer alternativas al uso de las aleaciones de aluminio.



## B) Planos de la estructura mecánica y el mecanismo de despliegue







## BIBLIOGRAFÍA

- [1] T. Wekerle, J. B. Pessoa Filho, L. E. Costa y L. G. Vergueiro Loures da Trabasso, «Status and Trends of Smallsats and their Launch Vehicles — An Up-to-date Review,» *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 9, nº 3, pp. 269-286, 2017.
- [2] H. Bonyan, «Looking into Future - Systems Engineering of Microsatellites,» de *Aerospace Technologies Advancements*, InTech, 2010, pp. 319-339.
- [3] D. Wood y A. Weigel, «Architectures of small satellite programs in developing countries,» *Acta Astronautica*, vol. 97, pp. 109-121, 2014.
- [4] D. Wood y A. Weigel, «Charting the evolution of satellite programs in developing countries – The Space Technology Ladder,» *Space Policy*, vol. 28, nº 1, pp. 15-24, 2012.
- [5] J. Foust, «Emerging Opportunities for Low-Cost Small Satellites in Civil and Commercial Space,» *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, nº SSC10-IV-4, 2010.
- [6] Euroconsult, «Prospects for the Small Satellite Market,» 2016. [En línea]. Available: <http://www.euroconsult-ec.com/research/smallsats-2016-brochure.pdf>. [Último acceso: 5 Noviembre 2017].
- [7] United Nations, «Programme on Space Applications,» Septiembre 2012. [En línea]. Available: [http://www.unoosa.org/pdf/publications/ST\\_SPACE\\_52\\_Rev1.pdf](http://www.unoosa.org/pdf/publications/ST_SPACE_52_Rev1.pdf). [Último acceso: 21 Junio 2018].
- [8] I. Poole, «Radio-Electronics,» [En línea]. Available: <https://www.radio-electronics.com/info/satellite/satellite-orbits/satellites-orbit-definitions.php>. [Último acceso: 20 Junio 2018].
- [9] NASA, «Earth Observatory,» 4 Septiembre 2009. [En línea]. Available: <https://earthobservatory.nasa.gov/Features/OrbitsCatalog>. [Último acceso: 15 Junio 2018].
- [1 R. Monroy Gómez, Experiencias de las universidades en le desarrollo de pequeños satélites, 0] Ciudad de México: UNAM, 2013.
- [1 NASA, «CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers,» Media 1] Fusion, EUA, 2017.
- [1 J. J. Wijker, Spacecraft structures, Países Bajos: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008. 2]
- [1 SolidWorks, «SolidWorks,» 2017. [En línea]. Available: 3] <https://www.solidworks.es/sw/products/simulation/thermal-analysis.htm>. [Último acceso:

Junio 2018].

- [1 E. Oñate, *Structural Analysis with the Finite Element Method. Linear Statics*, Barcelona: Springer, 2009.
- [1 K. T. Ulrich y S. D. Eppinger, *Diseño y Desarrollo de Productos*, México: McGraw-Hill, 2013.
- [1 Cal Poly, «CubeSat Design Specification Rev. 13,» *The CubeSat Program*, California, 2014.
- [1 NASA, «Small Spacecraft Technology State of the Art,» *NASA - STI Program*, California, 2018.
- [1 Nano Avionics, «Nano Avionics,» [En línea]. Available: <https://n-avionics.com>. [Último acceso: 2018].
- [1 EnduroSat, «EnduroSat,» [En línea]. Available: <https://www.endurosat.com>. [Último acceso: 2018].
- [2 C. Melahat, C. Aykut, M. Kaya y G. Inalhan, «Design and Analysis of an Innovative Modular Cubesat Structure for ITU-pSAT II,» *Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies - RAST2011*, pp. 494-499, 2011.
- [2 J. Becedas y A. Caparrós, «Additive Manufacturing Applied to the Design of Small Satellite Structure for Space Debris Reduction,» 5 Noviembre 2018. [En línea]. Available: <https://www.intechopen.com/books/applications-of-design-for-manufacturing-and-assembly/additive-manufacturing-applied-to-the-design-of-small-satellite-structure-for-space-debris-reduction>. [Último acceso: 2019].
- [2 P. Hohn, «Design and Validation of an Articulated Solar Panel for CubeSats,» de *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah, 2015.
- [2 A. Koop, M. Grulich, K. Dietmann y T. Ruck, «SMARD-REXUS-18: DEVELOPMENT AND VERIFICATION OF AN SMA BASED CUBESAT SOLAR PANEL DEPLOYMENT MECHANISM,» de *22nd ESA Symposium European Rocket and Balloon Programmes and Related Research*, Tromso, 2015.
- [2 J. Fuller, «Shape-Memory Alloy Actuators for Small Satellites,» de *Small Satellite Conference*, Logan, 2017.
- [2 A. Thurn, S. Huyhn, S. Koss, P. Oppenheimer, S. Butcher, J. Schlater y P. Hagan, «A Nichrome Burn Wire Release Mechanism for CubeSats,» de *41st Aerospace Mechanisms Symposium*, Pasadena, 2012.
- [2 M. Burris, «Lifewire,» 2019. [En línea]. Available: <https://www.lifewire.com/stepper-motor-vs->

- 6] servo-motors-selecting-a-motor-818841. [Último acceso: 2019].
- [2 COMITÉ TÉCNICO DE NORMALIZACIÓN NACIONAL DEL ESPACIO, «Sistemas espaciales-Diseño  
7] de satélites cubesats-Requisitos y clasificación,» Agosto 2018. [En línea]. Available:  
https://www.sinec.gob.mx/SINEC/Vista/Normalizacion/DetalleNMX.xhtml?pidn=MURLMVV1R  
nlmbDkrdDhiSUp4UmMzZz09. [Último acceso: 2019].
- [2 ASM Inc., «ASM Aerospace Specification Metals,» [En línea]. Available:  
8] http://www.aerospacemetals.com/index.html. [Último acceso: 2019].
- [2 AZoNetwork, «AZoMaterials,» [En línea]. Available: https://www.azom.com. [Último acceso:  
9] 2019].
- [3 MatWeb, LLC, «MatWeb - Material Property Data,» [En línea]. Available:  
0] http://www.matweb.com. [Último acceso: 2019].
- [3 C. Nieto-Peroy y R. Emami, «CubeSat Mission: From Design to Operation,» *Applied Sciences*,  
1] vol. 9, nº 15, 2019.
- [3 ANESDUR, «Anodizado Técnico Industrial,» [En línea]. Available:  
2] http://www.anesdur.com/anodizado-tecnico-industrial/anodizado-duro.html. [Último acceso:  
2019].
- [3 M. Passaretti y R. Hayes, «Development of a Solar Array Drive Assembly for CubeSat,»  
3] *Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium, NASA Kennedy Space Center, Vols.*  
%1 de %2NASA/CP-2010-216272, pp. 445-453, 2010.
- [3 Faulhaber, «Faulhaber - Stepper Motors,» [En línea]. Available:  
4] https://www.faulhaber.com/en/products/stepper-motors/. [Último acceso: 2019].
- [3 I. Miracle, «Astrome,» Julio 2015. [En línea]. Available: http://www.astrome.co/blogs/how-do-  
5] satellites-survive-hot-and-cold-orbit-environments/. [Último acceso: 2019].
- [3 S. Antunes, «O'Reilly,» Febrero 2012. [En línea]. Available:  
6] https://www.oreilly.com/library/view/diy-satellite-platforms/9781449312756/ch01s05.html.  
[Último acceso: 2019].
- [3 Texas Instruments, «Texas Instruments - L293D,» Enero 2016. [En línea]. Available:  
7] http://www.ti.com/lit/ds/symlink/l293d.pdf. [Último acceso: 2019].
- [3 GoldSTEM, «Structures and Configuration - Launch Environment,» [En línea]. Available:  
8] http://www.goldstem.org/Swiss%20Cube/09%20-%20Structures%20and%20configuration/S3-  
C-STRU-1-6-Launch%20Environment.pdf. [Último acceso: Julio 2018].
- [3 V. L. Pisacane, «Spacecraft Thermal Control,» de *Fundamentals of Space Systems*, Oxford  
9] University Press, 2005, p. 828.

[4 Royal Belgian Institute for Space Aeronomy, «SPENVIS - Space Environment Information  
0] System,» Mayo 2018. [En línea]. Available: <https://www.spennis.oma.be/>. [Último acceso:  
2019].