



Pontificia Universidad Católica de Chile  
Escuela de Ingeniería  
Departamento de Ingeniería Mecánica y Metalúrgica  
ICM3390-1 Taller de Diseño Productos Mecánicos  
Rodrigo Escobar – Ariel Espinoza – Juan Pablo Oyarzun

# Chasis de CubeSat

## Informe de Factibilidad

**Grupo:** 1

**Integrantes:** José Miguel Fernández Izquierdo

Ian Gross Sánchez

Lucas Pettersen Correa

Taisuke Suwa Olguin

Santiago, 15 de diciembre de 2025

# Índice

1.	Introducción .....	29
1.1.	Marco del Proyecto y Colaboradores .....	29
2.	Contexto del Desafío.....	30
2.1.	CubeSat .....	30
2.2.	P-POD Deployer.....	30
2.3.	Manufactura Aditiva.....	31
2.4.	Marco Normativo y Estándares .....	32
3.	Ingeniería de Detalle (ver anexo Memoria de Cálculos) .....	32
3.1.	Propiedades del Material .....	33
3.2.	Ambiente Operacional .....	34
3.2.1.	Orbita .....	34
3.2.2.	Cargas de Lanzamiento (SpaceX Falcon 9) .....	35
3.3.	Generación de Geometría .....	36
3.3.1.	Restricciones y Especificaciones de Diseño .....	36
3.3.2.	Optimización Topológica y Análisis Estructural:.....	37
3.3.3.	Generación de Malla .....	38
3.3.4.	Creación del Solido Final (Refinamiento):.....	39
3.3.5.	Comparación modelo inicial vs final .....	40
3.4.	Manufactura .....	41
3.5.	Ensamble .....	41
3.6.	Diagrama de Procesos .....	43
3.7.	Interfaz con el Dispensador (Deployer) .....	43
3.7.1.	Rieles de Deslizamiento.....	44
3.7.2.	Interruptores de Despliegue (Deployment Switches) .....	45
3.8.	Validación de Uniones e Interfaces .....	45
3.9.	Espacios reservados .....	46

4.	Simulación .....	46
4.1.	Carga Lineal .....	47
4.2.	Carga Modal .....	49
4.3.	Ambiente Forzosa .....	50
4.4.	Ambiente Aleatorio .....	51
4.5.	Térmico de Operación .....	52
4.5.1.	Resultados del Análisis de Esfuerzos Térmicos .....	52
4.5.2.	Conclusión preliminar:.....	53
5.	Costos .....	54
5.1.	Costos Asociados al Cliente .....	54
5.1.1.	Programa Completo .....	54
5.1.2.	Lanzamiento .....	55
5.1.3.	Esenciales de Misión .....	55
5.2.	Estimación de Costos (CAPEX y OPEX).....	55
5.2.1.	CAPEX (Inversión de Capital).....	55
5.2.2.	OPEX .....	58
6.	Resultados y Conclusiones .....	59
6.1.	Validación de la Factibilidad Técnica.....	59
6.2.	Factibilidad Económica.....	60
6.3.	Evaluación de Riesgos .....	60
7.	Bibliografía (IEEE).....	62
8.	Anexos .....	66
8.1.	Matriz de Riesgos (FMEA) Detallada. ¡Error! Marcador no definido.	
8.2.	Diagrama de Procesos .....	73

## Índice de Ilustraciones

Ilustración 1: Distintos módulos CubeSat. GISGeography.....	30
Ilustración 2: Ejector P-POD. The Planetary Society. ....	31
Ilustración 3: Órbita de 500km y 35° para una semana. Fuente: GMAT. ....	34
Ilustración 4: Mallado del chasis .....	39
Ilustración 5: Modelo inicial del chasis .....	39
Ilustración 6: Modelo final .....	40
Ilustración 7: Ensamblaje CubeSat. Fuente: Elaboración propia .....	42
Ilustración 8: Diagrama de procesos. Fuente: Elaboración propia. ....	43
Ilustración: 9 Deployer utilizado de referencia. Fuente: Elaboración propia. ....	44
Ilustración 10: Vista en corte del deployer con el CubeSat en su interior. Fuente: Elaboración propia .....	44
Ilustración 11: Espacios reservados para componentes mínimos.....	46
Ilustración 12: Deformación y Esfuerzo Lineal Axial .....	47
Ilustración 13: Deformación y Esfuerzo Lineal Lateral Principal.....	48
Ilustración 14: Deformación y Esfuerzo Lineal Lateral Carcasa .....	48
Ilustración 15: Deformación y Esfuerzo Lineal Lateral Carcasa .....	49
Ilustración : Resultados simulación de carga modal. Elaboración propia.....	50
Ilustración : Esfuerzo Sinusoidal Axial .....	50
Ilustración : Esfuerzo Sinusoidal Axial .....	51
Ilustración 19: Esfuerzo Aleatoria Axial .....	51
Ilustración 20: Esfuerzo Aleatorio Lateral.....	52

## Índice de Tablas

Tabla 1: Propiedades del material.....	34
Tabla 2 Resumen de los factores de seguridad para uniones apernadas. Fuente: Elaboración propia .....	45
Tabla : Desglose temporal de un proyecto CubeSat. NASA .....	54
Tabla Componentes esenciales de misión junto a su precio. Fuente: Elaboración propia. ....	55
Tabla : Capex Manufactura. Fuente: Elaboración propia .....	56
Tabla : Capex elementos de unión. Fuente: Elaboración propia .....	57
Tabla : Capex Ensamblado del Chasis .....	57
Tabla : Capex CubeSat 3U. Fuente: Elaboración propia. ....	58

# 1. Introducción

El presente documento constituye la etapa de ingeniería de detalle del proyecto orientado al diseño, optimización y posible prototipado de un chasis estructural para nanosatélites de categoría CubeSat 3U mediante manufactura aditiva y diseño generativo. Los CubeSats son una categoría estandarizada de satélites modulares basados en una unidad base (1U) de 10 x 10 x 10 cm. Particularmente, la configuración 3U representa el estándar más utilizado en misiones de investigación científica y de defensa, debido a su versatilidad para integrar subsistemas críticos como control de orientación, fuentes de potencia, paneles solares y sistemas de transmisión de datos.

El objetivo central de esta fase es consolidar una estructura liviana y resistente que cumpla estrictamente con los estándares internacionales de lanzamiento, asegurando la compatibilidad con los sistemas *deployer* estandarizados, como el P-POD de CalPoly [1]. La solución propuesta se fundamenta en el uso de aleaciones de aluminio Al6061-T6, procesadas mediante fusión selectiva por láser (SLM) y sometidas a tratamiento térmico T6 para garantizar la integridad mecánica y prevenir la desgasificación (*outgassing*) en condiciones de vacío orbital.

## 1.1. Marco del Proyecto y Colaboradores

El desarrollo del proyecto cuenta con un marco de colaboración definido por los requerimientos académicos y las necesidades del cliente. El cuerpo docente actúa en nombre de la universidad como patrocinador de la iniciativa, planteando en el marco del curso Taller de Diseño de Productos el desafío de utilizar metodologías de diseño generativo y manufactura aditiva.

Por su parte, el cliente, Jorge Ramos, ha comunicado su interés en comprobar la factibilidad de lanzamiento de un satélite tipo CubeSat. En específico, solicita al equipo asistencia para el diseño de un chasis que cumpla con la normativa espacial, supere las pruebas solicitadas por el proveedor de transporte y se mantenga operable durante la misión. El usuario final, Carlos Vásquez, está a cargo del control de misión, manifestando además su interés en explorar

tecnologías que permitan aumentar el volumen disponible para el diseño de dicho control.

## 2. Contexto del Desafío

### 2.1. CubeSat

Para la ingeniería de detalle se establecen las definiciones del estándar CubeSat y de la interfaz de lanzamiento, que funcionan como restricciones geométricas y operacionales para el diseño del chasis. La arquitectura del satélite se basa en la unidad 1U (10 cm de arista), formato que ha permitido misiones espaciales de bajo costo en investigación, monitoreo, telecomunicaciones y defensa.

Para este proyecto se selecciona la configuración 3U como volumen de control, dado que ofrece un espacio significativamente mayor para la carga útil y los subsistemas de soporte, manteniendo plena compatibilidad con los lanzadores comerciales. Esta configuración, ampliamente empleada en investigación, proporciona el volumen necesario para cumplir con los requisitos de la misión planteada.

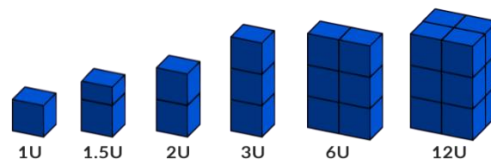


Ilustración 1: Distintos módulos CubeSat. GISGeography.

### 2.2. P-POD Deployer

Interfaz de Lanzamiento (P-POD) La interfaz mecánica entre el satélite y el vehículo de lanzamiento está determinada por el sistema de despliegue P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer). Este dispositivo aloja al satélite durante el ascenso y garantiza su eyección en órbita mediante un sistema de guías (rieles) y resortes internos.

Para el sistema de sujeción, se establece el uso de un Mecanismo de Retención y Liberación (HDRM) no pirotécnico. Esta especificación es crítica

para evitar la generación de cargas de choque (shock) excesivas que podrían comprometer la integridad de los sensores ópticos o electrónicos sensibles a bordo.

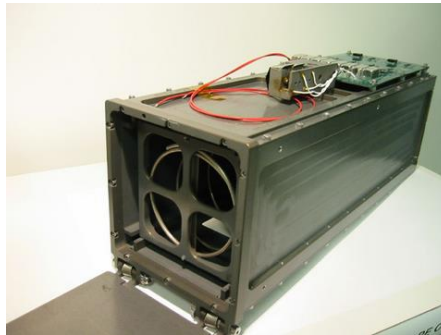


Ilustración 2: Eyector P-POD. The Planetary Society.

**Restricción de Orientación:** Finalmente, se define una condición de borde determinante para el análisis de cargas: el satélite viajará dentro del cohete con su eje longitudinal orientado de forma lateral (perpendicular al vector de empuje principal del cohete). Esta disposición impone requisitos estructurales específicos, ya que las cargas axiales del lanzamiento actuarán transversalmente sobre la estructura alargada del chasis 3U.

## 2.3. Manufactura Aditiva

La Fusión Selectiva por Láser (SLM) es un proceso de manufactura aditiva que funde selectivamente polvo metálico capa a capa mediante un láser de alta potencia, siguiendo un modelo 3D. Su adopción en este diseño permite superar las limitaciones geométricas del mecanizado CNC y el plegado, habilitando una optimización topológica avanzada.

Esta tecnología ofrece ventajas clave:

- **Frente a fundición y mecanizado:** posibilita geometrías complejas en una sola pieza, con mayor precisión y menor desperdicio.
- **Frente a polímeros:** entrega una relación rigidez-peso muy superior, garantizando integridad estructural durante el lanzamiento.



La capacidad de producir un monocasco permite remover material en zonas no críticas y reforzar áreas de mayor carga, logrando una reducción de masa sin perder rigidez. Además, integrar múltiples elementos en una única pieza disminuye interfaces y uniones atornilladas, reduciendo riesgos por vibración y aumentando el volumen útil para la carga útil.

Finalmente, respecto a los materiales evaluados en el benchmarking, se ha seleccionado la aleación de aluminio Al6061 como el material idóneo para el proceso SLM. Esta elección se fundamenta en su excelente soldabilidad bajo láser, su alta conductividad térmica para la disipación de calor en órbita y su probada herencia de vuelo en la industria aeroespacial tras la aplicación de tratamientos térmicos (T6).

## **2.4. Marco Normativo y Estándares**

El diseño del chasis se rige por estándares internacionales que garantizan interoperabilidad y seguridad. Los CubeSats siguen la especificación Cal Poly, la cual define los requisitos de integración con el deployer (P-POD) y, por consecuencia, las restricciones mecánicas del vehículo de lanzamiento.

En cuanto a materiales, el satélite cumple la norma NASA ASTM E595, que limita la desgasificación mediante los parámetros TML y CVCM, y se alinea con la política de “espacio sin basura” de la ESA, que exige una reentrada natural antes de 25 años tras el fin de vida.

Asimismo, se consideran normas ECSS relevantes, incluyendo:

- **ECSS-Q-ST-70-03C**: requisitos para materiales y partes mecánicas.
- **ECSS-Q-ST-70-06C**: ensayos frente a radiación y partículas cargadas.
- **ECSS-Q-70**: métodos de ensayo para propiedades termo-ópticas.
- **ECSS-E-HB-32-23A**: manual de fijaciones roscadas en aplicaciones espaciales

## **3. Ingeniería de Detalle (ver anexo Memoria de Cálculos)**

En este segmento se detalla el proceso de validación analítica y numérica del chasis, asegurando el cumplimiento de los requisitos estructurales definidos por el lanzador (SpaceX Falcon 9/Heavy) y las normas de diseño CubeSat (CalPoly). Se abordan las propiedades del material, las cargas operacionales, la optimización topológica y la verificación mediante el método de elementos finitos con los programas de Siemens para obtener simulaciones precisas y lo más acorde a la realidad posibles.

### 3.1. Propiedades del Material

El material seleccionado para la manufactura del chasis es la aleación de aluminio Al6061-T6, procesada mediante Fusión Selectiva por Láser (SLM). Esta elección se fundamenta en su alta relación resistencia-peso, su capacidad para conformar las geometrías complejas resultantes del diseño generativo y su excelente conductividad térmica.

A continuación, se presentan las propiedades del material. Para más detalle, véase el anexo de Memoria de Cálculos.

Propiedad	Valor	Fuente
Densidad	2.8 g/cm <sup>3</sup>	3DSPro
Densidad Relativa	99 %	3DSPro
Tolerancia	±300 µm	3DSPro
Ra	16 µm	3DSPro

Dureza	95 BH	3DSPro
Módulo de Young	70 GPa	3DSPro
Módulo de Poisson	0.33	Extrapolado
Límite de Fluencia (25°C)	250 MPa	Obtenido, seguridad 1.1
Límite de Fluencia (100°C)	194 MPa	Estimado, seguridad 1.1
Tensión Última (25°C)	248 MPa	Estimación Conservadora, seguridad 1.25
Tensión Última (100°C)	192 MPa	Estimación Conservadora, seguridad 1.25
Elongación a la rotura	10 %	3DSPro
Amortiguación	0.00325	Interpolación

Coefficiente de expansión Térmica	24e-6 /K	Análisis Comparativo
Conductividad Térmica	156 W/(m K)	Interpolada
Calor específico	891 J/(kg °C)	Interpolada

Emisividad	0.77	Shenzhen Industrial Product RP&M Co., Ltd.
------------	------	--

Absortividad	0.4	Shenzhen Industrial Product RP&M Co., Ltd.
Propiedad	Valor	Fuente

Tabla 1: Propiedades del material

## 3.2. Ambiente Operacional

### 3.2.1. Orbita

Para garantizar la validez de las simulaciones térmicas y estructurales, se definieron matemáticamente las condiciones del entorno espacial en el que operará el CubeSat. Para más detalle sobre la selección de la órbita véase el anexo de Memoria de Cálculos.

Se establece una órbita de 500km de altura con 35° de inclinación, pues es la que maximiza la ventana de conexión con el satélite considerando la comunicación desde la zona central (Santiago). Para esta, se esperan las siguientes condiciones:

1. Tiempo de reingreso esperado de 5 años
2. Periodo orbital de 47 minutos
3. Rango de temperatura de operación [-14.15,35.65]°C
4. Presión de  $1.33 \times 10^{-7}$  Pa

A continuación, se puede observar el recorrido orbital del satélite en una semana. Más detalle del cálculo de estas propiedades se puede encontrar en el anexo de Memoria de Cálculo.

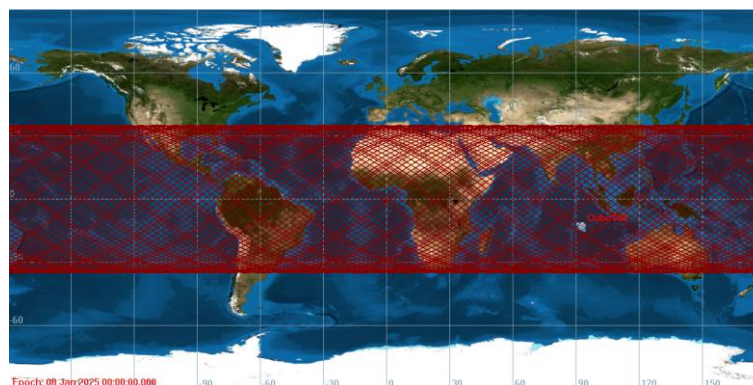


Ilustración 3: Órbita de 500km y 35° para una semana. Fuente: GMAT.

### 3.2.2. Cargas de Lanzamiento (SpaceX Falcon 9)

El diseño estructural del CubeSat se dimensiona para soportar las cargas críticas del vehículo de lanzamiento (Falcon 9 / Falcon Heavy), garantizando la integridad de la carga útil y el cumplimiento de los requisitos del cliente.

#### Requisitos de Rigidez (Frecuencia Natural)

Según la guía de usuario SpaceX Rideshare, la estructura debe evitar acoplamientos dinámicos con las bajas frecuencias del lanzador:

- **Lateral:** primer modo > 25 Hz
- **Axial:** primer modo > 35 Hz
- **Subestructuras:** resonancias > 10 Hz

Cumplir estos márgenes asegura un comportamiento cuasi-rígido frente a excitaciones de baja frecuencia.

#### Aceleración Cuasi-Estática

La estructura debe resistir las cargas de ascenso (gravedad + empuje + transitorios) sin deformación permanente ni interferencia con el dispensador. Se consideran las cargas del perfil de misión y los factores de seguridad establecidos, evaluando la simultaneidad de aceleraciones axiales y laterales.

#### Vibración y Choque

El CubeSat experimenta excitaciones dinámicas filtradas por el dispensador:

- **Vibración aleatoria:** crítica para fatiga de uniones y electrónica; se verifica contra el ASD de SpaceX.
- **Vibración sinusoidal:** identifica resonancias durante pruebas (sine sweep/burst).
- **Choque:** se consideran eventos pirotécnicos y el espectro SRS aplicable a componentes sensibles.

#### Requisitos Ambientales y Electromagnéticos

- Temperatura: se consideran máximos de interfaz de 93 °C (Falcon Heavy) y 73 °C (Falcon 9).
- EMC: se integra un kill-switch que mantiene el sistema eléctrico inerte durante el lanzamiento para evitar activaciones o interferencias no deseadas.

### 3.3. Generación de Geometría

El diseño y optimización del chasis del CubeSat 3U comenzó con un modelo base que integra las restricciones del estándar CubeSat (CalPoly) y los requisitos de misión. La configuración final se definió mediante un flujo de optimización topológica, orientado a reducir masa sin comprometer la integridad estructural ni la funcionalidad de la interfaz de despliegue.

#### 3.3.1. Restricciones y Especificaciones de Diseño

El volumen de control inicial fue estrictamente condicionado por los siguientes requerimientos normativos y de integración, los cuales actuaron como "geometría de preservación" durante la optimización:

##### A. Perfiles de Rieles

Para garantizar el deslizamiento correcto dentro del P-POD, se definieron rieles continuos en las cuatro aristas con las siguientes características:

- **Dimensión estándar:** Sección transversal de 8.5 mm x 8.5 mm.
- **Protuberancia:** Extensión máxima permitida de 7.5 mm respecto a las caras del chasis.
- **Geometría de bordes:** Se aplicó un chaflán de 1 mm en la parte inferior y empalmes (fillets) de 1.5 mm en las esquinas para evitar atascamientos.

##### B. Integración de Paneles Solares

- **Rebaje:** Se modeló un rebaje interior (*sacado*) de 0.8 mm de profundidad entre los perfiles de los rieles para alojar el espesor de los paneles solares montados en las caras exteriores, asegurando que no excedan la envolvente dinámica.

- **Fijación:** Se estableció un patrón de agujeros de 3 mm de diámetro en las paredes laterales para el atornillado directo de los paneles.

### C. Dimensiones Internas y Espesores de Pared

Los componentes internos siguen el estándar PC104 con dimensiones de 96 x 96 mm. Considerando las dimensiones externas máximas de un CubeSat 3U 100 x 100 mm, el espesor máximo disponible para las paredes estructurales se calculó como:

$$e_{Max} = \frac{100 - (0.8 \times 2) - 96}{2} = e_{Max} = 1.2 \text{ mm}$$

La altura disponible para el apilamiento de componentes internos  $h$ , considerando la altura total del estándar 3U 340.5 mm y descontando el espesor de las tapas y separadores, asegura el volumen necesario para la carga útil definida.

$$h = 340.5 - 2 \times 7.5 = 325.5$$

### D. Mecanismos y Montajes

- **Kill Switch:** Se diseñó un alojamiento específico para el interruptor de desconexión en la base de los rieles, asegurando que el mecanismo mantenga deshabilitada la batería mientras el satélite permanece comprimido dentro del deployer.
- **Soporte de Componentes:** Se implementó un sistema de columnas con agujeros roscados alineados con el patrón estándar PC104 para la fijación de las placas electrónicas mediante varillas o pernos pasantes.
- **Unión Carcasa-Tapa:** Se definió un patrón de agujeros en la cara superior para permitir el cierre del chasis mediante pernos avellanados que no interfieran con los rieles.

#### 3.3.2. Optimización Topológica y Análisis Estructural:

Sobre la base de las restricciones geométricas, se procedió a la generación de la forma utilizando el módulo de optimización topológica de *Autodesk Inventor*.

## Condiciones Operacionales y de Carga

Para simular el entorno de lanzamiento, se configuró el estudio bajo los siguientes parámetros:

- **Simetría:** Se aplicaron tres planos de simetría para forzar una geometría uniforme en las cuatro caras laterales, minimizando así el desplazamiento del Centro de Masa (CoM).
- **Regiones de Preservación:** Se bloquearon las zonas de los rieles y puntos de montaje descritos en la sección 2.3.1 para evitar que el algoritmo eliminara material en estas interfaces críticas.
- **Restricciones de Sujeción:** Se aplicaron restricciones fijas en las patas inferiores (simulando el contacto con el mecanismo de eyección) y restricciones de desplazamiento lateral en los rieles exteriores (simulando las paredes del P-POD).
- **Cargas Aplicadas:** Se utilizaron las aceleraciones cuasi-estáticas máximas del lanzador (Falcon 9) aplicadas sobre una masa distribuida de 6 kg:
  - Carga Vertical (Axial 11g)
  - Carga Lateral (Transversal 7.5g)

$$F_{axial} = m \times a = 6 \text{ kg} \times (11 \times 9.81) \left(\frac{m}{s^2}\right) = 647.46 \text{ N}$$

$$F_{lateral} = m \times a = 6 \text{ kg} \times (7.5 \times 9.81) \left(\frac{m}{s^2}\right) = 441.45 \text{ N}$$

- **Objetivo de Optimización:** Se configuró el solver para reducir la masa del chasis en un **50%** respecto al volumen de diseño inicial.

### 3.3.3. Generación de Malla

La simulación resultó en una malla tridimensional orgánica que identifica las rutas de carga principales, eliminando material en las zonas de baja tensión.



Ilustración 4: Mallado del chasis

#### 3.3.4. Creación del Sólido Final (Refinamiento):

A partir de la malla generada, se reconstruyó la geometría mediante un modelado de sólidos (*re-meshing*) para obtener superficies suaves y fabricables. Este modelo "interpretado" fue refinado para eliminar aristas vivas y asegurar espesores mínimos compatibles con la impresión SLM.

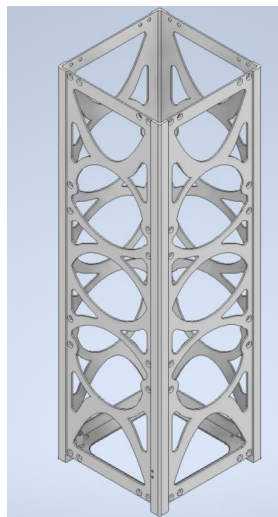


Ilustración 5: Modelo inicial del chasis



Antes de la validación final, el diseño obtenido de la optimización pasó por un proceso de refinamiento para mejorar su geometría (*re-meshing*). En esta etapa se suavizaron las uniones y se redondearon las esquinas de la estructura, logrando una forma mucho más orgánica y continua. Este paso no solo permite que la geometría sea más acorde a la fabricación por impresión 3D (SLM), sino que ayudó a eliminar material sobrante para bajar aún más el peso y reducir los puntos de concentración de esfuerzos. Finalmente, este modelo mejorado fue validado mediante Análisis de Elementos Finitos (FEA) para asegurar que cumple con los factores de seguridad necesarios.

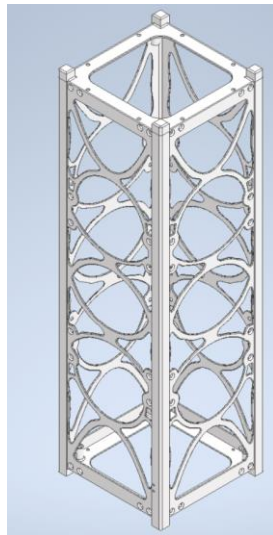


Ilustración 6: Modelo final

### 3.3.5. Comparación modelo inicial vs final

Los resultados obtenidos luego de la optimización topológica del chasis derivó en una disminución sustancial de la masa del componente, pasando de 471 gramos iniciales a 238 gramos finales, lo que representa una reducción de casi el 50%. Este resultado mantiene a su vez intacta las restricciones funcionales críticas, garantizando tanto el espacio interno disponible para la integración de sistemas internos, como la ubicación inicial del centro de gravedad, preservando así la estabilidad del diseño.

### 3.4. Manufactura

La pieza se manufactura mediante SLM (Selective Laser Melting o Fusión Selectiva por Láser), este es un proceso de manufactura aditiva de aleaciones metálicas en el que un láser funde selectivamente polvo de aleación capa a capa en las zonas definidas por el modelo CAD, hasta conformar el objeto tridimensional.

El chasis se imprime en dos componentes: (i) la estructura principal, que entrega rigidez y soporta el montaje de los subsistemas internos del satélite, y (ii) la tapa, que se instala una vez finalizado el ensamblaje interno, asegurando el cierre y la protección del conjunto.

Luego, las piezas pasan por un proceso de mecanizado que incluye: pulido a una tolerancia de  $Ra=1.6\mu m$  en los rieles y el roscado de 96 roscas M3.

A ambas piezas se les realiza un tratamiento térmico de revenido T6, que libera las moléculas de hidrógeno atrapadas en la matriz molecular, por lo que previene la desgasificación [4].

Finalmente, se realiza de un tratamiento de anodizado transparente, que evita problemas de soldado en frío y desgaste en los rieles [33]. Entre los colores ofrecidos por el proveedor 3DSPRO, se escoge el transparente por ser el más frío.

### 3.5. Ensamble

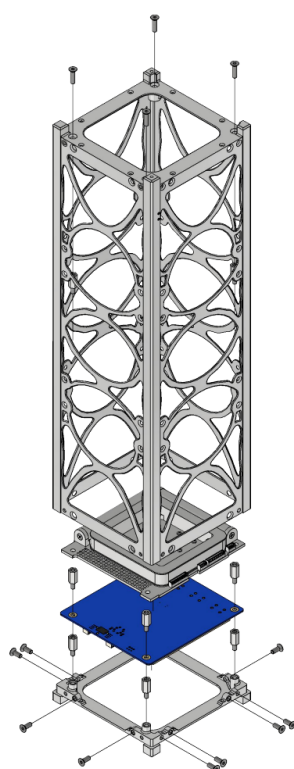
El montaje del subsistema de carga útil se define mediante una configuración de apilamiento anclada a la tapa superior, utilizando elementos de fijación roscados para garantizar la continuidad estructural.

La integración se realiza mediante espaciadores de configuración Macho-Hembra, estableciendo una cadena de montaje que vincula la tapa, los componentes electrónicos y la estructura principal del chasis:

1. **Anclaje a la Tapa (Interfaz Macho):** El punto de partida del montaje es la tapa del satélite. Los espaciadores se fijan a esta insertando su extremo

roscado (macho) directamente en los puntos de recepción de la tapa, creando una base rígida perpendicular a la superficie.

2. **Apilamiento de Componentes:** Sobre el cuerpo de estos espaciadores se instalan las placas de circuito impreso (PCBs) y componentes de la carga útil, construyendo el *stack* verticalmente hasta alcanzar la altura de diseño ("altura principal") requerida dentro del volumen del chasis.
3. **Cierre Estructural (Interfaz Hembra):** La integración final con la estructura principal del chasis (carcasa) se asegura mediante uniones atornilladas. Se utilizan pernos que atraviesan los puntos de fijación de la estructura y se roscan en el extremo hembra de los espaciadores superiores.



LISTA DE PIEZAS			
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN
1	1	Chasis	
2	1	Tapa superior_2	
3	12	DIN 7991 - M3x5	Tornillos de cabeza avellanada con hueco hexagonal
4	4	DIN 7991 - M3x12	Tornillos de cabeza avellanada con hueco hexagonal
5	12	Separador_roscado	
6	1	ba01v56b	
7	1	LIPOCELL1500MAH2PAD_E_1_ LIPOCELL1500MAH2PAD	
8	2	SMD050F_7A	
9	2	874380443	
10	1	cad-granstal-solutions-ltd-gs-m t25-magnetorquer-68swqn	STEP AP214

Ilustración 7: Ensamblaje CubeSat. Fuente: Elaboración propia

### 3.6. Diagrama de Procesos

Habiendo definido la configuración geométrica preliminar y el ensamblaje del sistema, es necesario establecer el flujo de trabajo que transformará este diseño conceptual en un modelo de ingeniería validado.

La ilustración 8 presenta el Diagrama de Procesos adoptado para este proyecto. Este esquema no es lineal, sino iterativo; establece que la geometría inicial (CAD) debe someterse primero a un filtro de factibilidad de manufactura considerando las restricciones del proceso SLM y el material Al6061-T6 detallados anteriormente antes de avanzar a la etapa de validación.



Ilustración 8: Diagrama de procesos. Fuente: Elaboración propia.

### 3.7. Interfaz con el Dispensador (Deployer)

El diseño del chasis asegura la compatibilidad mecánica con los dispensadores estandarizados tipo P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer) utilizados en las misiones *rideshare* de SpaceX. La interfaz se define principalmente a través de los rieles de guía y los sistemas de seguridad. De GrabCAD se obtuvo un modelo genérico de un deployer que cumple con el estándar CalPoly.

Este se muestra a continuación:

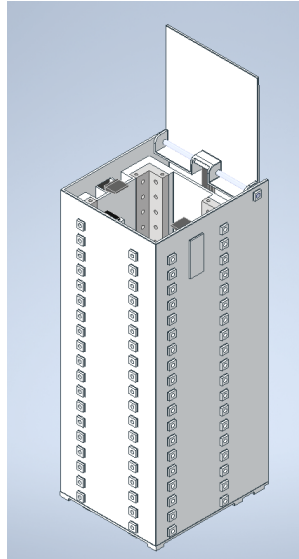


Ilustración: 9 *Deployer* utilizado de referencia. Fuente: Elaboración propia

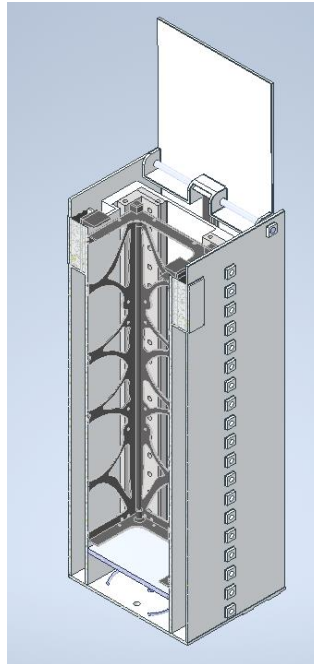


Ilustración 10: Vista en corte del deployer con el CubeSat en su interior. Fuente: Elaboración propia

### 3.7.1. Rieles de Deslizamiento

Los cuatro rieles longitudinales del eje Z constituyen la interfaz principal de guía y soporte. Su geometría sigue estrictamente la CalPoly CubeSat Design Specification, con tolerancias negativas que aseguran un deslizamiento controlado dentro del dispensador.

Las superficies se pulen para reducir fricción y evitar atascamientos durante la expulsión, además de minimizar riesgos de soldadura en frío bajo condiciones de vacío.

### 3.7.2. Interruptores de Despliegue (Deployment Switches)

En los extremos de los rieles (-Z) se integran alojamientos para los kill-switches. Durante el lanzamiento, los rieles del dispensador mantienen los interruptores presionados y el circuito de la batería abierto. Tras la expulsión, estos se liberan, cerrando el circuito y habilitando la secuencia de encendido del satélite.

## 3.8. Validación de Uniones e Interfaces

Se realiza la verificación de las uniones apernadas, en este caso se usaron 8 pernos A2-70 AISI304 de M3x0.5 con 5 mm de hilo y parte de vástago liso de 2mm. Estos se encargan de unir la tapa y la estructura principal del chasis. Los cálculos con más detalle se encuentran en el Anexo E

Los pernos están pensados para uso único, una vez montados en el satélite ya no se remueven. Se obtuvo una fuerza de precarga de 1800N en el cual se comprueba que a través de esta y la fuerza de roce entre placas estos soportan el esfuerzo de corte. Cada perno debe llevar un torque de apriete de 0.61 Nm.

Los factores de seguridad para los distintos modos de falla es el siguiente:

Modo de Falla	$\sigma$ [MPa]	S.F
Flexión Perno	76.33	5.9
Flexión Placa	76.33	3.28
Corte Perno	18.26	14.23
Corte Placas	3.82	65.5
Corte Borde	10.66	24.35
Aplastamiento Perno	17.99	25.02
Aplastamiento Placa	17.99	12.9
Tracción	32.92	13.67

Tabla 2 Resumen de los factores de seguridad para uniones apernadas. Fuente: Elaboración propia

A través de estos cálculos se comprueba la factibilidad de las uniones apernadas, para operar de manera segura durante la operación y el lanzamiento del satélite. Además, se cumple con la Norma ECSS-E-HB-32-23<sup>a</sup> que es el Manual de Fijaciones Roscadas establecido por la Cooperación Europea para la Normalización Espacial (ECSS por sus siglas en ingles), en esta se establece un factor de seguridad mínimo de 1.25 para las aplicaciones en satélites.

### 3.9. Espacios reservados

En el diseño CAD de la solución se han reservado volúmenes específicos para los distintos sistemas esenciales de un CubeSat, mencionados anteriormente. Los equipos principales ocuparán aproximadamente una unidad de CubeSat, dejando disponibles las dos unidades restantes para la carga útil.

En la ilustración 12 se el volumen utilizado por estos componentes al interior del chasis, la cual corresponde a 289 cm<sup>3</sup> de los 2.790,6 cm<sup>3</sup> disponible, lo cual corresponde al 10,36 % del espacio total disponible.

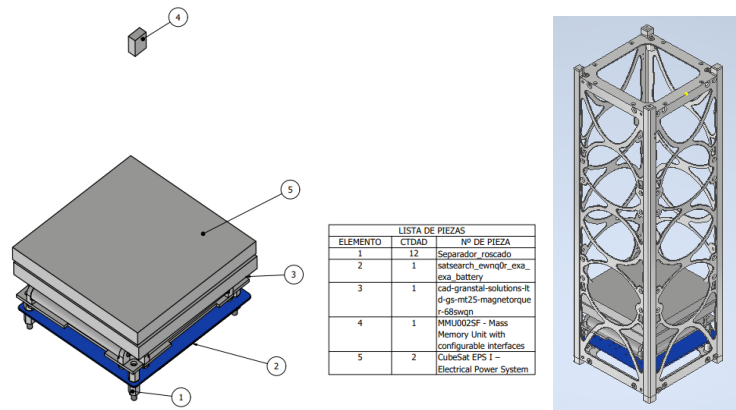


Ilustración 11: Espacios reservados para componentes mínimos

## 4. Simulación

A continuación, se presentan los resultados obtenidos de las simulaciones, incluyendo la carga del *payload*, el peso del chasis y apriete en los pernos. La malla de la carcasa es de 3mm, mientras la de la base es de 2.52mm. Se utilizó

el solver Simcenter Nastran para realizar un análisis estructural, usando las soluciones: 101 Linear Statics, para la carga lineal; 103 Real Eigenvalues, para la resonancia, y 111 Modal Frequency Response, para las vibraciones forzadas y aleatorias. Más detalles sobre la construcción de la simulación se encuentran en el Anexo G

## 4.1. Carga Lineal

### Caso Axial:

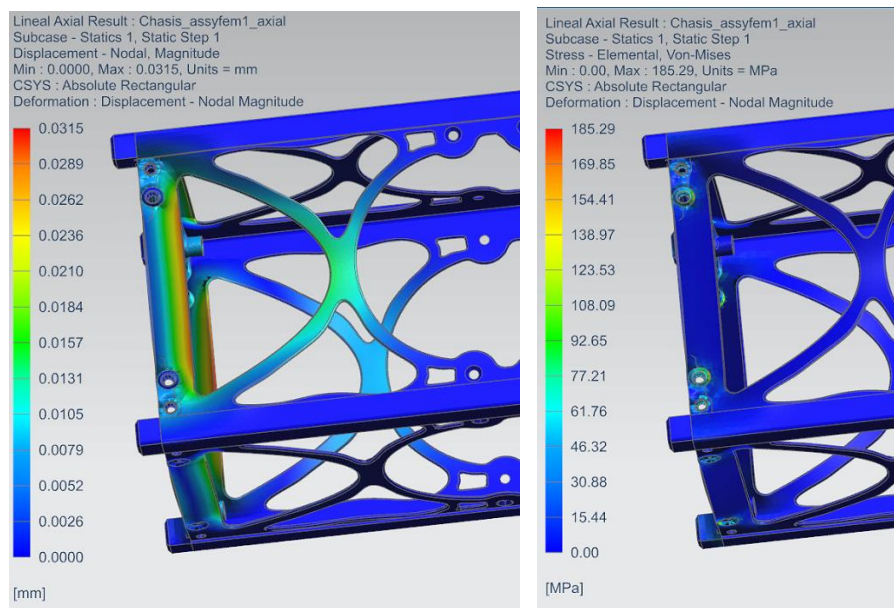


Ilustración 12: Deformación y Esfuerzo Lineal Axial

### Caso Lateral Principal:



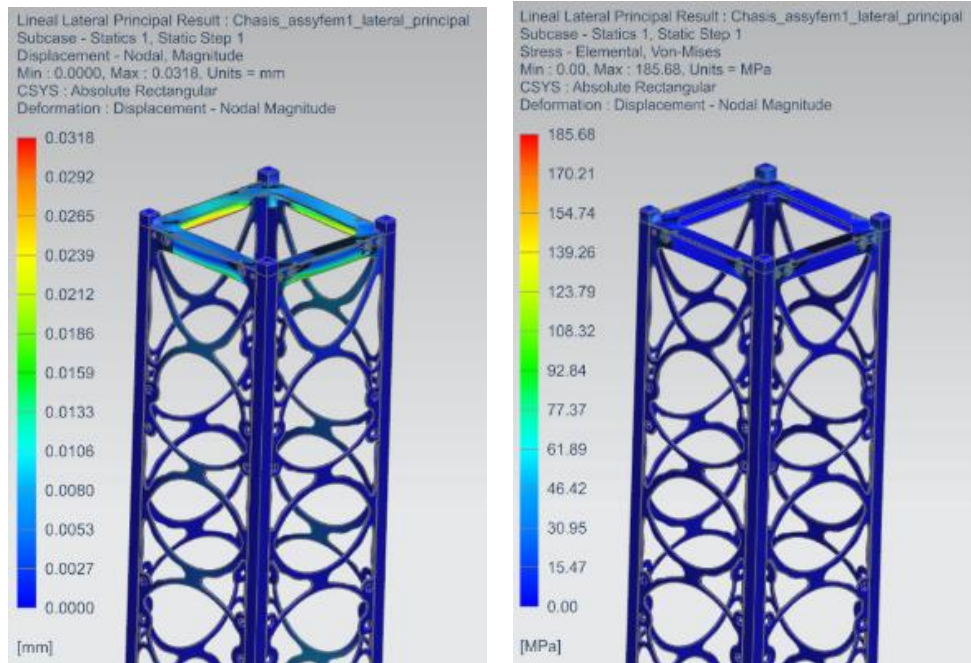


Ilustración 13: Deformación y Esfuerzo Lineal Lateral Principal

### Caso Lateral Carcasa:

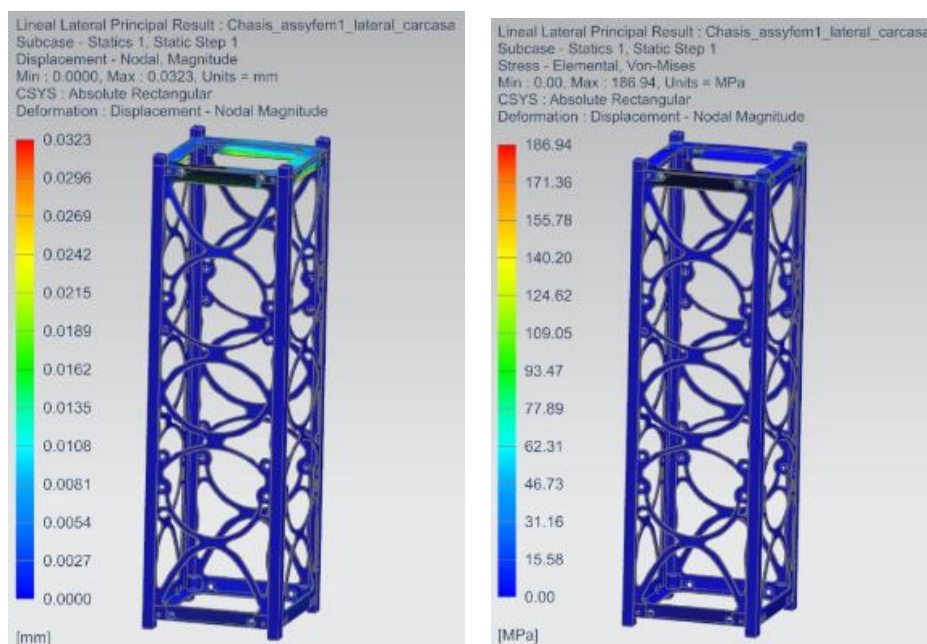


Ilustración 14: Deformación y Esfuerzo Lineal Lateral Carcasa

## Caso Lateral Tapa:

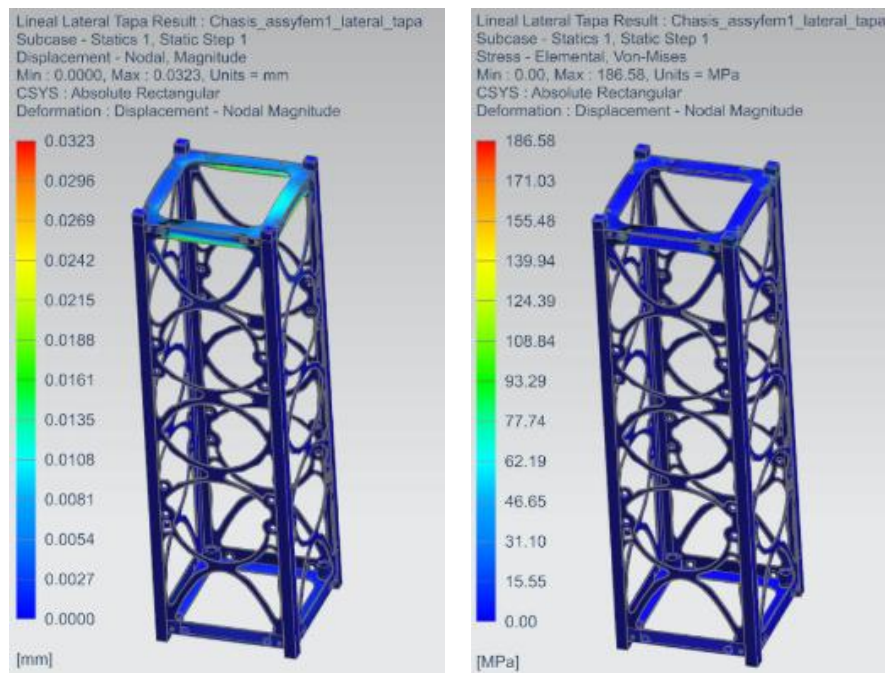


Ilustración 15: Deformación y Esfuerzo Lineal Lateral Carcasa

Caso	Deformación Máxima	Ubicación del Máximo	Presión Máxima	$\sigma$	Ubicación del Máximo
Axial	30 $\mu$ m	Plegado de la Base	185.29MPa	1.03	Precarga Pernos
Lateral Principal	31.8 $\mu$ m	Plegado de la Base	185.68MPa	1.03	Precarga Pernos
Lateral Carcasa	32.3 $\mu$ m	Plegado de la Base	186.94MPa	1.02	Precarga Pernos
Lateral Tapa	32.3 $\mu$ m	Plegado de la Base	186.58MPa	1.02	Precarga Pernos

Los valores obtenidos en esta simulación demuestran que los esfuerzos obtenidos están por debajo del esfuerzo de fluencia del material considerando los factores de seguridad exigidos por SpaceX: MAX: 186.94MPa < Limite de fluencia: 194 MPa. Por lo tanto, nos indica que el chasis resiste las cargas lineales presentes en el lanzamiento.

## 4.2. Carga Modal

En este caso, independiente de la simulación lineal que se use de prerequisite, la solución será la misma.

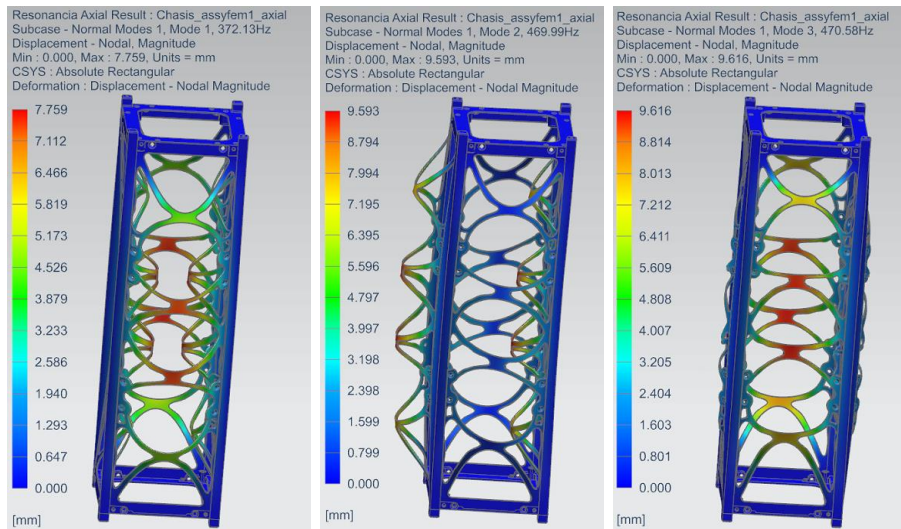


Ilustración 16: Resultados simulación de carga modal. Elaboración propia

Donde el primer modo es de 372.13Hz, muy por sobre los 35Hz que pide SpaceX. De esta forma, se comprueba con que el chasis cumple con el requisito de vibraciones y no va a entrar en resonancia a las frecuencias que especifica el proveedor de transporte.

### 4.3. Ambiente Forzosa

#### Caso Axial:

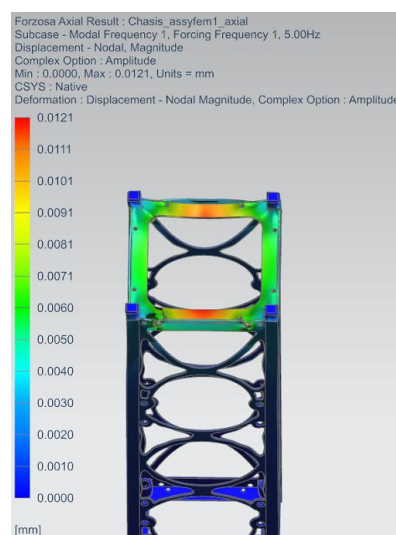


Ilustración 17: Esfuerzo Sinusoidal Axial

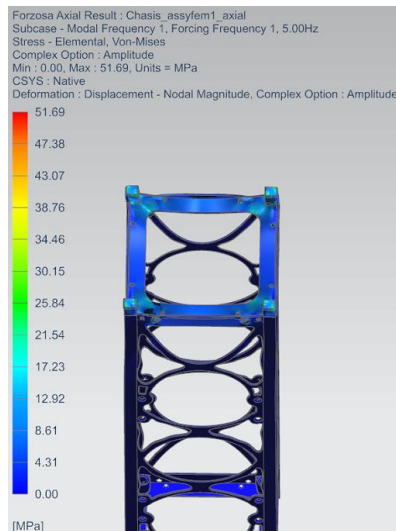


Ilustración 18: Esfuerzo Sinusoidal Axial

Donde el desplazamiento más elevado es de  $12\mu\text{m}$  en la tapa. El esfuerzo más elevado es de 51.69MPa y se da por la precarga de los pernos. Aun así este valor no supera el límite de fluencia del material que es de 250MPa, se cuenta con un factor de seguridad de 4.83.

#### 4.4. Ambiente Aleatorio

##### Caso Axial:

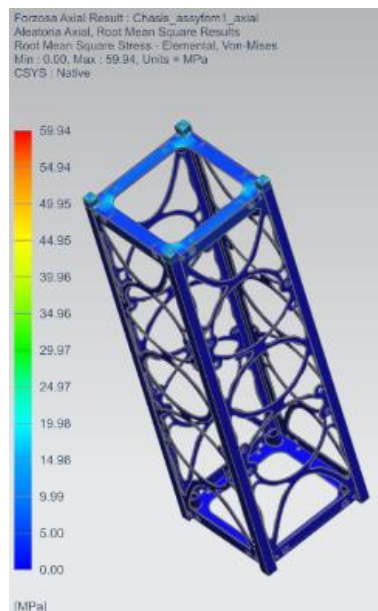


Ilustración 19: Esfuerzo Aleatoria Axial

En la simulación de vibraciones aleatorias se obtiene que el valor máximo de esfuerzo es de 59.94 MPa en un punto localizado de la estructura. En esta prueba se obtiene un factor de seguridad 4.17.

### Caso Lateral:

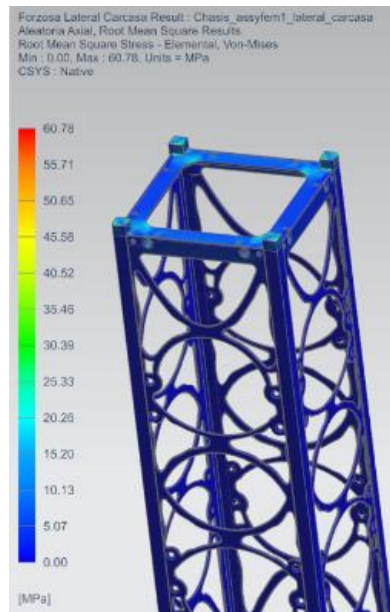


Ilustración 20: Esfuerzo Aleatorio Lateral

En el análisis lateral de esta prueba se obtiene un valor de 60.78 MPa en una zona localizada de la tapa. En este caso se obtiene un factor de seguridad de 4.11.

## 4.5. Térmico de Operación

### 4.5.1. Resultados del Análisis de Esfuerzos Térmicos

Se realizó una simulación estática lineal (SOL 101) para evaluar la integridad estructural y la estabilidad dimensional del CubeSat bajo las cargas térmicas operativas extremas. El análisis consideró dos casos de carga críticos partiendo de una temperatura ambiente de referencia  $T = 20^{\circ}\text{C}$

1. **Caso Frío (Cold Case):** Descenso hasta  $-32^{\circ}\text{C}$ .
2. **Caso Caliente (Hot Case):** Aumento hasta  $74^{\circ}\text{C}$ .

A continuación, se detallan los resultados obtenidos en términos de desplazamientos y tensiones de Von Mises.

### 1. Análisis de Desplazamientos y Estabilidad Dimensional



Tomando como referencia la base del satélite (condición de restricción fija), se evaluó la deformación máxima experimentada por la estructura debido a los efectos de dilatación y contracción térmica lineal del material.

- **Contracción Térmica (Caso Frío):** Al someter la estructura a  $-32\text{ }^{\circ}\text{C}$ , se registró un desplazamiento máximo de **0,459 mm**. Este comportamiento corresponde a una **compresión** general de la estructura hacia su centro geométrico y hacia la base restringida.
- **Dilatación Térmica (Caso Caliente):** Bajo la condición de  $74\text{ }^{\circ}\text{C}$ , el material experimentó una **expansión** volumétrica, resultando en un desplazamiento máximo de **0,476 mm**.

La similitud en la magnitud de ambos desplazamientos  $0,018\text{ mm}$  es consistente con los deltas de temperatura aplicados  $dT = 52^{\circ}\text{C}$  para el frío y  $dT = 54^{\circ}\text{C}$ .

## 2. Análisis de Esfuerzos (Criterio de Von Mises)

La evaluación de esfuerzos se realizó utilizando el criterio de tensión de Von Mises para determinar los puntos críticos de fluencia.

- **Magnitudes Máximas:** Se obtuvieron valores pico de tensión muy similares en ambos escenarios:
  - Caso Frío ( $-32\text{ }^{\circ}\text{C}$ ): **1,946 MPa**.
  - Caso Caliente ( $74\text{ }^{\circ}\text{C}$ ): **2,021 MPa**.
- **Distribución de Esfuerzos:** Se observa que la mayor parte del cuerpo del chasis (vigas y caras principales) se mantiene en un estado de **baja tensión**, muy por debajo de los límites elásticos del material.
- **Concentradores de Tensión:** Las alzas de esfuerzo (puntos rojos en la termografía de estrés) se localizan puntualmente en montaje de tapa y chasis, en sus **uniones atornillada**. Esto es esperable debido a la restricción local de la expansión térmica en las zonas de contacto entre componentes ensamblados.

### 4.5.2. Conclusión preliminar:

Los esfuerzos máximos observados ( $< 3 \text{ MPa}$ ) son significativamente bajos en comparación con el límite de fluencia de nuestro material. La estructura es capaz de acomodar las deformaciones por expansión y compresión sin riesgo de falla plástica. Los esfuerzos máximos se observan en zonas puntales en los montajes de la tapa con el chasis, mientras que el resto del conjunto se mantiene con esfuerzos menores. Para referencias visuales el material se encuentra en el anexo de simulaciones.

## 5. Costos

### 5.1. Costos Asociados al Cliente

#### 5.1.1. Programa Completo

De acuerdo con NASA [15], el costo relacionado a lanzar un satélite CubeSat 3U es de 300 000 USD y puede tomar entre tres y once años. Cabe considerar que el manual fue escrito en 2017, y el aumento del volumen de lanzamientos hacen que este costo esté sobreestimado bajo estándares de hoy. Además, presenta un desglose temporal para la planificación de un proyecto CubeSat.

2	Development Process Overview	9
2.1	Concept Development (1–6 months)	11
2.2	Securing Funding (1–12 months)	11
2.3	Merit and Feasibility Reviews (1–2 months)	14
2.4	CubeSat Design (1–6 months)	15
2.5	Development and Submittal of Proposal in Response to CSLI Call (3–4 months)	17
2.6	Selection and Manifesting (1–36 months)	18
2.7	Mission Coordination (9–18 months)	19
2.8	Regulatory Licensing (4–6 months)	20
2.9	Flight-Specific Documentation Development and Submittal (10–12 months)	21
2.10	Ground Station Design, Development, and Testing (2–12 months)	22
2.11	CubeSat Hardware Fabrication and Testing (2–12 months)	23
2.12	Mission Readiness Reviews (Half-Day)	25
2.13	CubeSat-to-Dispenser Integration and Testing (2 days)	26
2.14	Dispenser-to-Launch Vehicle Integration (1 day)	27
2.15	Launch (1 day)	28
2.16	Mission Operations (variable, up to 20 years)	29

Tabla 3: Desglose temporal de un proyecto CubeSat. NASA

### 5.1.2. Lanzamiento

En particular, el costo más significativo es el lanzamiento con SpaceX, con un precio para lanzamiento en cohete Falcon desde 70 000 000 USD por 22 toneladas [36], para los 6 kilos que pesa el CubeSat son alrededor de 20 000 USD, pero dado que el peso es mucho inferior a la unidad de loteo, el precio puede incrementar.

### 5.1.3. Esenciales de Misión

A continuación, se presenta una lista de elementos que deben ser considerados en fases posteriores del desarrollo. Estos componentes se presentan como ejemplos genéricos, y deben ser adaptados según la misión específica que se realice, pero sirven para entender algunas de las funciones que debe cumplir un CubeSat en su entorno operacional.

Componente	Precio [CLP]
Deployer con Mecanismo de Sujeción y Liberación No Pirotécnico	\$247,706,422.1
Paneles Solares 3.5 - 16.8W + Antena + Orientador Solar + Sensor Térmico	\$4,717,372.0
Computador de Vuelo	\$14,678,899.1
Manetómetro	\$2,201,834.9
Kill Switch	\$14,213.4
Baterías 3.7 - 7.4V	\$4,717,372.0
Sistema de Potencia Eléctrica	\$4,403,669.7
Sistema de Comunicación	\$7,076,058.0
Sistema de Almacenamiento de Datos	-
Total	\$285,515,841.2

Tabla 4 Componentes esenciales de misión junto a su precio. Fuente: Elaboración propia.

## 5.2. Estimación de Costos (CAPEX y OPEX)

La estructura de costos se divide en la inversión de capital para la adquisición del componente (incluyendo logística e impuestos) y los costos operativos

### 5.2.1. CAPEX (Inversión de Capital)

#### a. Manufactura de carcasa y tapa



El costo de adquisición de la estructura principal, es decir, la carcasa y tapa manufacturada mediante manufactura aditiva se calcula bajo un modelo de importación desde China vía marítima. Esta estructura de precios se desglosa en tres etapas:

1. **Costo FOB (Free On Board):** Corresponde al valor facturado por 3DSPro por la manufactura completa del chasis, incluyendo insumos, impresión SLM y todos los postprocesos detallados en el plan de manufactura.
2. **Logística Internacional (Flete y Seguros):** Costo de transporte marítimo desde el puerto de origen en China hasta el puerto de destino en Chile.
3. **Agentes Estatales y Nacionalización (Chile):**
  - Al ingresar al país, la mercancía debe pasar por el proceso de internación aduanera.
  - **Arancel Aduanero:** Se aplica un gravamen del **6%** sobre el valor CIF (Costo + Seguro + Flete) de la mercancía.
  - **Impuesto al Valor Agregado (IVA):** Se aplica una tasa del **19%** sobre la base imponible (Valor CIF + Arancel Aduanero).

El resultado de este se observa en la siguiente tabla en conjunto con el anexo A, de cotizaciones:

Item	Descripción del Proceso	Cantidad	Tiempo Dias	Costo Total (USD)
1	Impresión 3D SLM	1	5	\$267
2	Tratamiento Térmico T6	1	2	\$60
3	Proceso de Pulido	1	2	\$101
4	Anodizado Al2O3	1	4	\$288
5	Roscados	1	1	\$96
	<b>TOTAL MANUFACTURA</b>		<b>14</b>	<b>\$811</b>
	DESCUENTO ESTUDIANTES	15%		<b>\$122</b>
	IMPUESTO ADUANA	6%		\$41
	IVA	19%		\$131
	<b>TOTAL MANUFACTURA</b>			<b>\$862</b>

Tabla 5: Capex Manufactura. Fuente: Elaboración propia

## b. Elementos de fijación

Los elementos de unión, los cuales corresponden a los 12 pernos que unen la carcasa a la tapa, y los espaciadores roscados que permiten la integración de los componentes internos, fueron cotizados desde “RSdelivers”, empresa nacional dedicada a la distribución de elementos industriales, en donde se venden packs de cantidades mínimas por elemento, por lo que el detalle de cantidades y valores se observa en la siguiente tabla:

Item	Descripción	Especificación	Cantidad	Costo Total (CLP)
1	Pernos de Fijación Tapa y Payload	Acero Inox	50	\$14.975
2	Espaciadores Roscados 30mm	Macho-hembra	10	\$32.410
3	Espaciadores Roscados 50mm	Macho- hembra	10	\$49.456
4	Espaciadores Roscado 10mm	Macho- hembra	10	\$22.420
5	Espaciador Roscado 20mm	Macho- hembra	10	\$30.500
6	Espaciador Roscado 40m	Macho- hembra	10	\$44.982
	<b>TOTAL HARDWARE</b>			<b>\$194.743</b>

Tabla 6: Capex elementos de unión. Fuente: Elaboración propia

## c. Ensamble del chasis

La entrega de la estructura acabada por 3DSPro reduce el tiempo de ensamblaje a 4 horas-hombre por unidad más insumos. El costo se concentra exclusivamente en tres etapas: Recepción y QC (validación dimensional y de roscas), Limpieza y Control ESD (cumplimiento de norma ANSI/ESD S20.20 [28] con EPP y solventes) y el Ensamble Final de los componentes.

Este análisis se observa de manera detallada en anexo 5, y el resultado se encuentra en la siguiente tabla:

Ítem	Actividad	Cantidad (Horas)	Costo Unitario (CLP/h)	Subtotal (CLP)
1	Control de Calidad	1.5 h	\$13.000	\$19.500
2	Limpieza de Precisión	1.5 h	\$13.000	\$19.500
3	Ensamble Chasis	1 h	\$13.000	\$13.000
	<b>Total Ensamblaje</b>	<b>4 h</b>		<b>\$52.000</b>

Tabla 7: Capex Ensamblado del Chasis

Finalmente, el consolidado de Capex para la fabricación del chasis CubeSat 3U en pesos chilenos se observa a continuación, para este se utilizó un tipo de cambio de USD a CLP de \$917 pesos por dólar.

Ítem	Descripción del Proceso	Especificación	Cantidad	Costo Total
<b>1</b>	<b>Manufactura</b>			<b>\$790.401</b>
1.1	Fob Manufactura	AM	1	\$790.401
<b>2</b>	<b>Elementos de unión</b>			<b>\$194.743</b>
2.1	Pernos de Fijación Tapa y Payload	Acero Inox	50	\$14.975
2.2	Espaciadores Roscados 30mm	Macho-hembra	10	\$32.410
2.3	Espaciadores Roscados 50mm	Macho- hembra	10	\$49.456
2.4	Espaciadores Roscado 10mm	Macho- hembra	10	\$22.420
2.5	Espaciador Roscado 20mm	Macho- hembra	10	\$30.500
2.6	Espaciador Roscado 40m	Macho- hembra	10	\$44.982
<b>3</b>	<b>Ensamblaje</b>			<b>\$60.000</b>
3.1	Control de Calidad	Mano de obra	1	\$22.500
3.2	Limpieza de Precisión	Mano de obra	1	\$22.500
3.3	Ensamble Chasis	Mano de obra	1	\$15.000
	<b>Total Capex</b>			<b>\$1.045.144</b>

Tabla 8: Capex CubeSat 3U. Fuente: Elaboración propia.

#### d. Comparación con mercado

El costo de inversión para el desarrollo de nuestra propuesta de satélite tiene un valor de fabricación considerablemente inferior a la competencia. En donde, considerando con los datos obtenidos de su respectivas página web [35] se realizo la siguiente comparación de precios para los chasis de CubeSat 3U:

Fabricante	Valor
<b>Pumpkin Skeleton</b>	\$2.955 USD = \$2.709.735 CLP
<b>Elaboración Propia</b>	\$1.045.000 CLP
<b>Diferencia</b>	<b>\$1.664.735 CLP</b>

#### 5.2.2. OPEX

El análisis de gastos operativos para la estructura del CubeSat se fundamenta en su naturaleza de componente pasivo e inaccesible una vez en órbita. Al tratarse de un elemento monolítico de aleación Al6061-T6 manufacturado vía SLM, el chasis no presenta consumo energético ni admite mantenimiento correctivo, rigiéndose bajo el principio de "vida útil sin mantenimiento".

En consecuencia, el modelo de costos se redefine exclusivamente como Vigilancia de Cumplimiento Normativo. Dado que la geometría del chasis determina el arrastre atmosférico, se requiere una validación periódica para asegurar el cumplimiento de las directrices internacionales de mitigación de

basura espacial [34] y confirmar el reingreso atmosférico en el plazo diseñado de 5 años.

Cuantitativamente, esta actividad implica una auditoría anual de la telemetría orbital frente al modelo teórico. Se estima una carga de 4 horas-hombre anuales de un Ingeniero de Operaciones, con un costo unitario de \$13.000 CLP/h, (Observar Anexo 5 del informe) resultando en un costo operativo anual de 52.000 CLP. Este valor marginal valida la estrategia de inversión inicial (CAPEX), donde una manufactura robusta garantiza una operación libre de costos de reparación.

## 6. Resultados y Conclusiones

Tras el desarrollo de la ingeniería de detalle y la validación numérica del diseño propuesto, se concluye que el proyecto de chasis CubeSat 3U optimizado mediante manufactura aditiva es técnica y económicamente factible. La solución presentada no solo cumple con la totalidad de los requisitos normativos y operacionales, sino que ofrece ventajas competitivas frente a las alternativas comerciales tradicionales. A continuación, se presentan las conclusiones específicas:

### 6.1. Validación de la Factibilidad Técnica

La integridad estructural y funcional del diseño ha sido verificada mediante simulación por elementos finitos (CAE), obteniendo resultados que cumplen con los márgenes de seguridad exigidos:

- **Cumplimiento Normativo:** El diseño satisface integralmente los estándares dimensionales de CalPoly (compatibilidad P-POD), los requisitos de carga de SpaceX y las normativas de materiales de NASA/ESA.
- **Integridad Estructural:** Se validó el comportamiento elástico de la estructura bajo las cargas críticas de lanzamiento, superando holgadamente los márgenes de seguridad exigidos por norma.

- **Rigidez Dinámica:** El análisis modal confirma una alta rigidez estructural, con frecuencias naturales que eliminan el riesgo de acoplamiento dinámico o resonancia destructiva con el lanzador.
- **Resistencia Térmica:** La simulación asegura la estabilidad dimensional ante los ciclos orbitales, estimando una vida útil a fatiga que supera ampliamente la duración de la misión.

## 6.2. Factibilidad Económica

- **Eficiencia de Diseño:** La manufactura aditiva (SLM) permitió una reducción de masa llegando a 238g, maximizando el volumen disponible para la carga útil.
- **Competitividad Económica:** El costo unitario consolidado (~\$1.045.000 CLP) representa un ahorro considerable frente a alternativas comerciales equivalentes, validando la rentabilidad del proyecto.
- **Sostenibilidad Operativa:** El diseño se establece bajo un modelo "libre de mantenimiento", con una vida útil prolongada para el chasis. Con costos operativos (OPEX) marginales limitados al monitoreo normativo

## 6.3. Evaluación de Riesgos

Si bien se ha validado la factibilidad técnica mediante simulaciones numéricas que superan los estándares normativos y la factibilidad económica a través de un análisis de costos competitivo, la transición del diseño digital a la implementación física conlleva riesgos inherentes que deben ser gestionados.

La dependencia de procesos avanzados como la manufactura aditiva (SLM) y la incertidumbre natural asociada a los supuestos de simulación introducen variables críticas de ejecución. Por esto, se ha desarrollado un análisis mediante una Matriz de Riesgos (FMEA) presente en el Anexo 6, el cual permite identificar, cuantificar y mitigar los puntos vulnerables asociados a la manufactura, la

logística y la integración, asegurando así la operatividad de la misión en un entorno real.

## 7. Bibliografía (IEEE)

- [1] California Polytechnic State University (CalPoly SLO), Especificación de diseño CubeSat (CubeSat Design Specification), CP-CDS-R14.1, feb. 2022.  
<https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/5f24997b6deea10cc52bb016/1596234122437/CDS+REV14+2020-07-31+DRAFT.pdf>
- [2] Space Exploration Technologies Corp., Falcon User's Guide, 9 may. 2025.  
<https://www.spacex.com/assets/media/falcon-users-guide-2025-05-09.pdf>
- [3] M. Qu et al., "Controlling process instability for defect lean metal additive manufacturing," *Nature Communications*, vol. 13, no. 1, Feb. 2022.  
doi:10.1038/s41467-022-28649-2
- [4] "Hydrogen trapped at intermetallic particles in aluminum alloy 6061-T6 exposed to high-pressure hydrogen gas and the reason for high resistance against hydrogen embrittlement," *International Journal of Hydrogen Energy*, Sep. 2017, [Online]. Available:  
<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0360319917332585>
- [5] Brito, "Study of the decay time of a CubeSat type satellite considering perturbations due to the Earth's oblateness and atmospheric drag," *Journal of Physics: Conference Series*, [Online]. Available: [https://s3vi.ndc.nasa.gov/ssri-kb/static/resources/Brito\\_2015\\_J.\\_Phys.\\_Conf.\\_Ser.\\_641\\_012026.pdf](https://s3vi.ndc.nasa.gov/ssri-kb/static/resources/Brito_2015_J._Phys._Conf._Ser._641_012026.pdf)
- [6] "Building a sustainable future in space for Europe."  
[https://www.esa.int/Space\\_Safety/Building\\_a\\_sustainable\\_future\\_in\\_space\\_for\\_Europe](https://www.esa.int/Space_Safety/Building_a_sustainable_future_in_space_for_Europe)
- [7] ESA, "END-OF-LIFE CONSIDERATIONS FOR CUBESATS," Oct. 2022.  
[Online]. Available:  
[https://indico.esa.int/event/416/contributions/7431/attachments/4890/7502/CSID\\_22\\_2\\_End-of-Life%20Considerations%20for%20CubeSats%20-%20presentation.pdf](https://indico.esa.int/event/416/contributions/7431/attachments/4890/7502/CSID_22_2_End-of-Life%20Considerations%20for%20CubeSats%20-%20presentation.pdf)
- [8] Wikipedia contributors, "Earth radius," Wikipedia, Oct. 16, 2025.  
[https://en.wikipedia.org/wiki/Earth\\_radius](https://en.wikipedia.org/wiki/Earth_radius)

- [9] “Global Navigation satellite systems, inertial navigation, and integration,” Google Books.  
[https://books.google.cl/books?id=ppjDDwAAQBAJ&dq=%22geocentric+radius%22&pg=PA512&redir\\_esc=y#v=onepage&q=%22geocentric%20radius%22&f=false](https://books.google.cl/books?id=ppjDDwAAQBAJ&dq=%22geocentric+radius%22&pg=PA512&redir_esc=y#v=onepage&q=%22geocentric%20radius%22&f=false)
- [10] Wikipedia contributors, “Standard gravitational parameter,” Wikipedia, Nov. 09, 2025. [https://en.wikipedia.org/wiki/Standard\\_gravitational\\_parameter](https://en.wikipedia.org/wiki/Standard_gravitational_parameter)
- [11] Wikipedia contributors, “Kepler’s laws of planetary motion,” Wikipedia, Nov. 21, 2025. [https://en.wikipedia.org/wiki/Kepler%27s\\_laws\\_of\\_planetary\\_motion](https://en.wikipedia.org/wiki/Kepler%27s_laws_of_planetary_motion)
- [12] Elshaer, “Thermal control of a small satellite in low earth orbit using phase change materials-based thermal energy storage panel,” *The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences*, vol. 26, no. 4, Dec. 2023, [Online]. Available:  
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1110982323000947#s0035>
- [13] “Wayback machine.”  
<https://web.archive.org/web/20200602211114/https://www.cactus-tech.com/wp-content/uploads/2019/03/Commercial-and-Industrial-Grade-Products.pdf>
- [14] “Wayback machine.”  
<https://web.archive.org/web/20111015110611/https://standards.nasa.gov/documents/viewdoc/3315626/3315626>
- [15] NASA CubeSat Launch Initiative, *CubeSat101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*. 2017. [Online]. Available:  
[https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2017/03/nasa\\_csli\\_cubesat\\_101\\_508.pdf?emrc=05d3e2](https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2017/03/nasa_csli_cubesat_101_508.pdf?emrc=05d3e2)
- [16] “Quote | 3DSPRO.” <https://3dspro.com/Index/Quote/index>
- [17] “Request CNC machining quotes | Online Manufacturing - PCBWay.”  
<https://www.pcbway.com/rapid-prototyping/manufacture/?reffercode=A>
- [18] “Dhruva Space DSOD-3U | 3U Cubesat Deployer | satsearch.”  
<https://satsearch.co/products/dhruva-space-cubesat-deployers-dsod-3u>



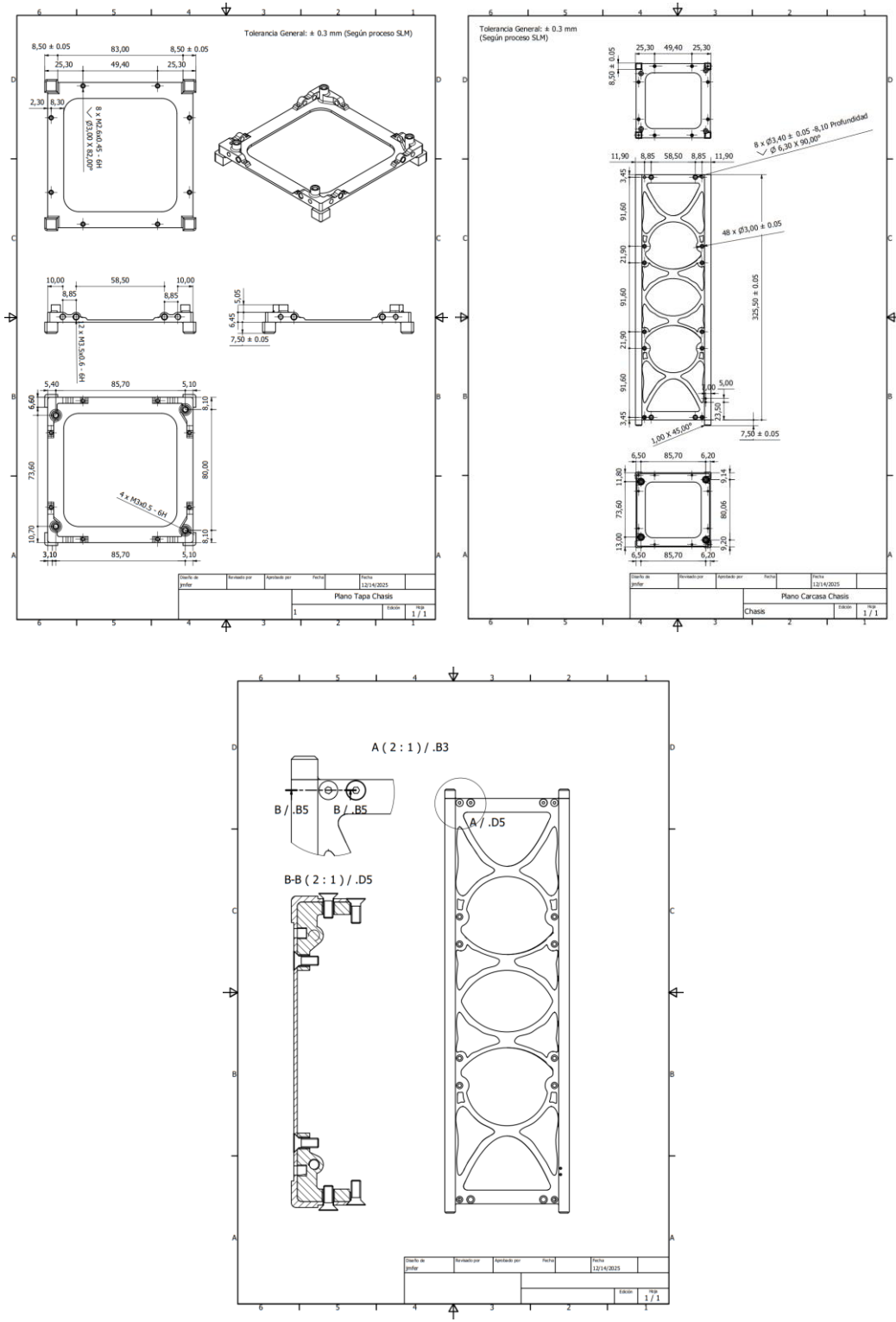
- [19] “Paneles Solares Desplegables para Cubesat | CubeSat.Market,” Cubesat Market. <https://www.cubesat.market/paneles-solares-cubesat>
- [20] NanoAvionics, “CubeSat and SmallSat Payload Controller - NanoAvionics,” NanoAvionics, Aug. 25, 2025. <https://nanoavionics.com/cubesat-components/payload-controller-1-5/>
- [21] “MAG-3 Satellite Magnetometer | satsearch.” <https://satsearch.co/products/aac-clyde-mag-3-satellite-magnetometer>
- [22] “Basic / Snap Action Switches Ultraminiature microswitch | satsearch.” <https://satsearch.co/products/saia-burgess-controls-basic-snap-action-switches-ultraminiature-microswitch>
- [23] “Baterias Cubesat de Alta Capacidad | CubeSat.Market,” Cubesat Market. <https://www.cubesat.market/ba01-bateria-cubesat>
- [24] “CubeSat EPS I – Electrical Power System | satsearch.” <https://satsearch.co/products/endurosat-eps-i-electrical-power-system>
- [25] CubeSatShop, “EyeStar-S3 Satellite Simplex Communications System - CubeSatShop.com,” CubeSatShop.com, Mar. 01, 2024. <https://www.cubesatshop.com/product/eyestar-s3-satellite-simplex-communications-system/>
- [26] “MMU002SF - Mass Memory Unit with configurable interfaces | satsearch.” <https://satsearch.co/products/novo-space-mmu002sf-fmc>
- [27] M. Qu *et al.*, “Controlling process instability for defect lean metal additive manufacturing,” *Nature Communications*, vol. 13, no. 1, Feb. 2022. doi:10.1038/s41467-022-28649-2
- [28] OS/ESD Association, “Protection of Electrical and Electronic Parts, Assemblies and Equipment (Excluding Electrically Initiated Explosive Devices),” ANSI/ESD S20.20-2021, Rome, NY, 2021.
- [29] Budynas, R. G., & Nisbett, J. K. (2008). *Diseño en ingeniería mecánica de Shigley* (8.<sup>a</sup> ed.). McGraw-Hill.

- [30] BigBoltNut. *ISO 3506-1 Gr A270*. <https://www.bigboltnut.com/product/iso-3506-1-gr-a270.html>
- [31] Schneider Company. *Coefficient of friction reference chart* <https://www.schneider-company.com/coefficient-of-friction-reference-chart>
- [32] BSSA.SSAS2.31 *Fastener grades A1/A2, A3, A4/A5 to BS EN ISO 3506-1* (Documento PDF). [https://bssa.org.uk/wp-content/uploads/2022/08/Microsoft-Word-SSAS2.31-Fastener-Grades-A1A2\\_A3\\_-A4\\_A5\\_-to-BS-EN-ISO-3506-1.pdf](https://bssa.org.uk/wp-content/uploads/2022/08/Microsoft-Word-SSAS2.31-Fastener-Grades-A1A2_A3_-A4_A5_-to-BS-EN-ISO-3506-1.pdf)
- [33] eoPortal, "CubeSat concept – The key features of the common standard," *eoPortal Directory*: <https://www.eoportal.org/other-space-activities/cubesat-concept#the-key-features-of-the-common-standard-are>.
- [34] Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC), "IADC Space Debris Mitigation Guidelines," IADC-02-01, Rev. 2, Sep. 2007 (Revisado 2020). [Online]. Available: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/iadc-space-debris-guidelines-revision-2.pdf>
- [35] Pumpkin, Inc., "CubeSat Kit™ Chassis Walls," [En línea]. Disponible: [https://www.pumpkinspace.com/store/p30/CubeSat\\_Kit%E2%84%A2\\_Chassis\\_Walls.html](https://www.pumpkinspace.com/store/p30/CubeSat_Kit%E2%84%A2_Chassis_Walls.html). [Accedido: 15 de diciembre de 2025].
- [36] SpaceX. Capabilities and Services <https://www.spacex.com/assets/media/Capabilities&Services.pdf>

# 8. Anexos

Tienen que estar los siguientes

- **Anexo 1:** Planos de Fabricación y Ensamble (Formato PDF Normado).

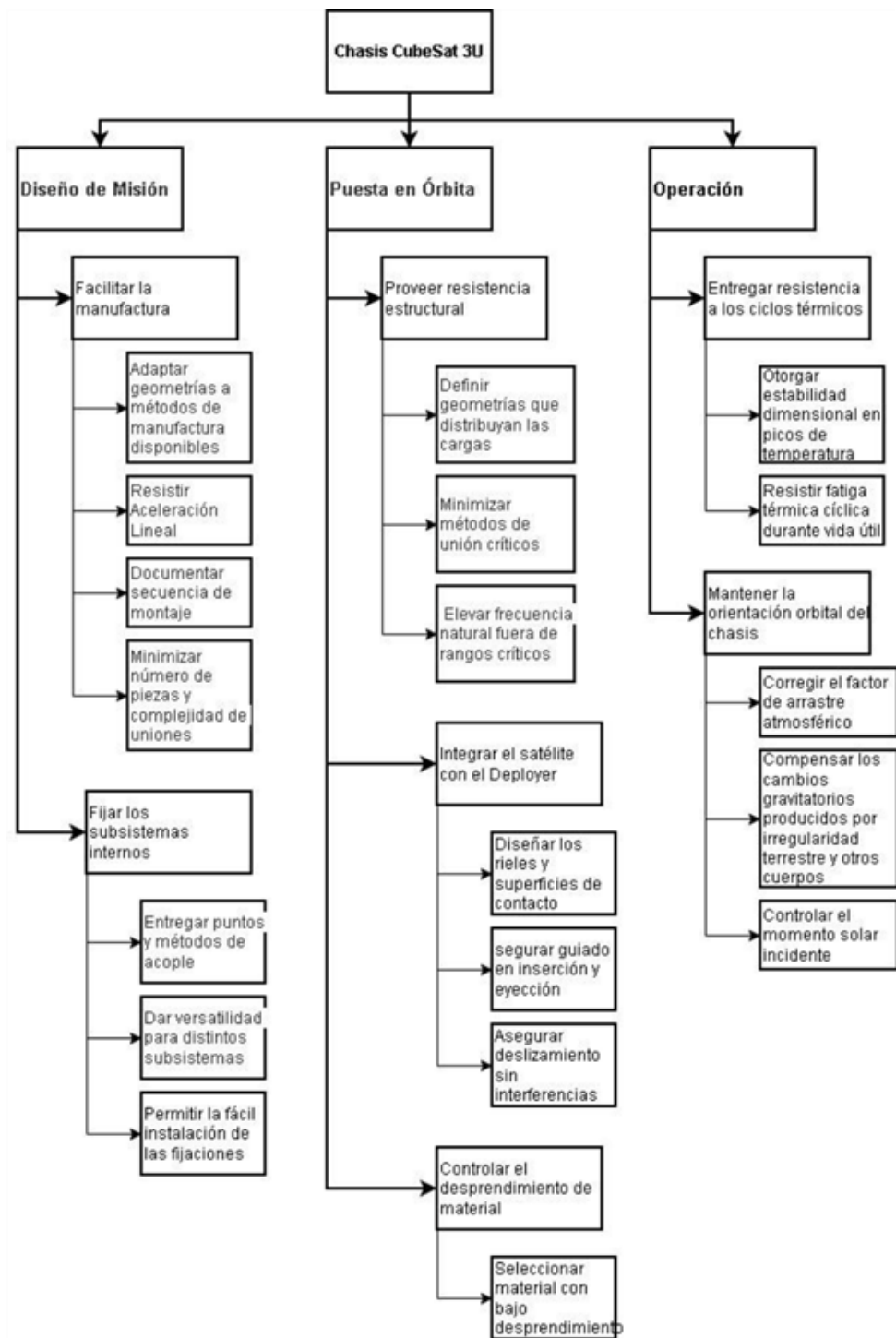


- **Anexo 2:** Matriz de Estructura de Diseño (DSM) y Árbol de Funciones.

## 1. DSM

Tareas	1	2	3	4	5	6	7	8	9
1- Selección de Órbita									
2- Definición de Material / PDS	X								
3- Diseño CAD		X							
4- Diseño Generativo		X	X						
5- Análisis Estático	X	X	X						
6- Análisis Modal	X	X	X						
7- Refinamiento CAE		X	X	X	X	X			
8- Acabado y Tratamiento (Post-Procesado)	X	X					X		
9- Presupuesto CAPEX	X	X						X	

## 2. Árbol de Funciones



- **Anexo 3: Matriz FR-DP Final.**

Categorías	Requisitos Funcionales	Parámetros de Diseño
Soportar cargas mecánicas	El chasis debe mantener integridad estructural en el lanzamiento	Resultados Simulación CAE
	El chasis debe aguantar los ciclos térmicos	Simulación CAE con parámetros otorgados por GMAT y tiempo esperado de operación
	Los subsistemas deben permanecer fijados al sistema	Tolerancias de interfaz Chasis-Subsistemas
Geometría e eficiencia	Limitar la desviación del centro de gravedad	Disposición de Componentes Estructurales Pesados
	Maximizar la proporción de volumen útil interior disponible	Método de Optimización Geométrica
	El chasis debe tener un peso por debajo de los 0.4 kg	Diseño generativo CAD
	Los rieles del chasis deben asegurar la correcta eyección del <i>deployer</i>	Tolerancias de interfaz Chasis- <i>deployer</i>
Entorno operacional	Garantizar la facilidad y rapidez de montaje de los componentes internos	Diseño de Interfaz de Ensamblaje
	Prevenir desgasificación	Composición Química del Polímero/Aleación
	Simplicidad de manufactura	CAPEX Manufactura
	El chasis debe mantener su orientación	Parámetro de órbita otorgados por GMAT
	El satélite debe almacenar suficiente energía para mantenerse operativo	Estimación de consumo energético dentro del ciclo energético

- **Anexo 5: Costos**

### 1. Capex Ensamblaje:

Para determinar el costo por operario que realice las tareas relacionadas con la inspección, limpieza e ensamblado del chasis se consideran los siguientes supuestos:

- Los perfiles de operador se establecen como técnico aeronáutico o un ingeniero junior.
- Se estima un total de 1.5 horas para realizar las labores de inspección de control de calidad, considerando que la superficie a no presenta una gran dimensión y los agujeros roscados se reducen únicamente a ocho.
- El proceso de limpieza, con los artefactos pertinentes, se traduce a 1.5 horas de trabajo.
- El proceso de ensamblaje del chasis, considerando que se trata de unir dos piezas, con sus respectivos pernos, se traduce en un periodo de una hora de trabajo.

- El sueldo del operador se determina mediante el promedio del sueldo mensual de los perfiles de personas mencionados, dividido por la cantidad de horas de trabajo legales en un mes en Chile (44 \* 4).
- Se multiplica el valor de sueldo por hora por un factor de 1.5 considerando trabajo extraordinario, y no como sueldo fijo.

Operador	Sueldo promedio	Horas	Sueldo/hora
Técnico aeronáutico	\$1.821.859	176	\$15.527
Ingeniero Junior	\$1.200.000	176	\$10.227
<b>Promedio</b>	<b>\$1.510.929</b>	<b>176</b>	<b>\$12.877</b>

Fuente Sueldo técnico: <https://tusalarario.org/chile/carrera/funcion-y-salario/tecnicos-en-seguridad-electronica-de-trafico-aereo>

Fuente sueldo Ingeniero Junior:

<https://www.chiletrabajos.cl/sueldos/ingeniero/proceso>

Actividad	Cantidad (Horas)	Costo Unitario (CLP/h)	Subtotal (USD)
Control de Calidad	1.5 h	\$13.000	\$19.500
Limpieza de Precisión	1.5 h	\$13.000	\$19.500
Ensamble Chasis	1 h	\$13.000	\$13.000
<b>TOTAL COSTO OPERATIVO (OPEX)</b>	<b>4 h</b>		<b>\$52.000</b>

## 2. Opex:

Determinación de sueldo por hora de ingeniero de proyecto encargado de monitorear el CubeSat desde tierra.

Operador	Sueldo promedio	Horas	Sueldo/hora
Ingeniero Operaciones	\$1.500.000	176	\$8.523

Por lo tanto, el costo por hora de un ingeniero de operaciones es de 8.523 CLP + un margen de error pertinente de 1.5, logrando un valor promedio de 13.000 CLP/hora.

### • Anexo 6: Matriz FMEA

El análisis de modos de falla y efectos (FMEA) es la herramienta para la gestión de riesgos. Se enfoca en identificar potenciales fallas del producto o proceso y sus consecuencias para poder priorizar las acciones para mitigar los efectos en caso de ser necesario. Utiliza el NPR, número de prioridad de riesgos

que incorpora la importancia, ocurrencia y la detección con un sistema de puntaje del 1-10. Centrando en el análisis en la integridad estructura, factibilidad de manufactura y la compatibilidad mecánica obtenemos lo siguiente:

<b>Etapas de Proceso</b>	<b>Modo de Falla</b>	<b>Efecto de la Falla</b>	<b>Severidad</b>	<b>Ocurrencia</b>	<b>Detección</b>	<b>Prioridad (NDR)</b>
<b>Manufactura (Impresión 3D)</b>	Microestructura deficiente / Porosidad interna	Falla frágil ante cargas de lanzamiento o. Pérdida de misión.	10	3	6	<b>180</b>
<b>Validación Física</b>	Divergencia Modelo vs. Realidad (Supuestos de simulación)	Comportamiento estructural distinto al simulado (ej. amortiguación real).	9	3	3	<b>81</b>
<b>Logística / Suministro</b>	Costos inciertos o demoras de importación	Superación del CAPEX o retraso en ventana de lanzamiento o.	6	6	3	<b>108</b>
<b>Ensamblaje e Integración</b>	Interferencia Física y Montaje (Cables/COTS)	Imposibilidad de cerrar el chasis o daño a componentes al apretar.	9	4	2	<b>60</b>
<b>Acabado / Interfaz</b>	Desviación de Tolerancias (Rieles)	Atascamiento en el Deployer (P-POD). Falla de despliegue.	10	2	3	<b>40</b>



Riesgo de Implementación	Impacto Potencial	Prioridad (NDR)	Estrategia de Mitigación
<b>Defectos de Material (SLM)</b> (Microestructura/Porosidad)	Falla frágil o fatiga prematura ante cargas de lanzamiento. Pérdida total de la misión.	<b>280</b> (Crítico)	<ul style="list-style-type: none"> <li>Fabricación de <b>probetas testigo</b> por lote para ensayo destructivo.</li> <li>Tratamiento Térmico <b>T6</b> mandatorio.</li> </ul>
<b>Divergencia Modelo vs. Realidad</b> (Falla por supuestos de simulación)	Comportamiento estructural real distinto al calculado (ej. amortiguación).	<b>135</b> (Alto)	<ul style="list-style-type: none"> <li>Factor de Seguridad conservador (<b>FoS &gt; 2.2</b>) para cubrir incertidumbres.</li> <li>Correlación con ensayo de vibración físico (<i>Shaker</i>).</li> </ul>
<b>Logística y Suministro</b> (Retrasos de Importación)	Retraso en la ventana de lanzamiento o aumento de costos.	<b>108</b> (Medio)	<ul style="list-style-type: none"> <li>Selección de proveedores validados (3DSPPro).</li> <li>Holguras temporales consideradas en <b>Carta Gantt</b>.</li> </ul>
<b>Interferencia Física y Montaje</b> (Compatibilidad COTS/Cables)	Imposibilidad de cerrar el chasis o daño a componentes electrónicos al apretar.	<b>105</b> (Medio)	<ul style="list-style-type: none"> <li>Impresión de <b>Mockup en PLA</b> (plástico) para validación de ruteo de cables y ajuste previo.</li> <li>Uso de espaciadores ajustables.</li> </ul>
<b>Desviación de Tolerancias</b> (Interfaz con Deployer)	Atascamiento en el riel durante la eyección (Falla de despliegue).	<b>60</b> (Bajo*)	<ul style="list-style-type: none"> <li><b>Mecanizado CNC</b> y pulido de rieles post-impresión.</li> <li>Prueba física de ajuste (<b>Fit-Check</b>) en tierra.</li> </ul>

## **8.1. Diagrama de Procesos**

Se define el siguiente el diagrama de procesos y lógica de verificación estructural y normativas del chasis 3U. En este se parte eligiendo los materiales, luego se pasa a la parte de elementos finitos, en el cual a través de simulaciones se verifica que el diseño cumpla con los valores de resistencia establecidas en el manual de usuario del cohete Falcon de SpaceX, en caso de no cumplir se itera el diseño del chasis. Después de esto se pasa a la fabricación de un prototipo, el cual es sometido a pruebas de cargas estática y dinámica, en el cual se verifica que cumpla con los valores de resistencia requeridos para el lanzamiento, en caso de no cumplir esta etapa se debe volver a producir un nuevo diseño. Si se tiene éxito en esta etapa, se pasa a realizar el tratamiento térmico y mecanizados para cumplir con los requisitos de calidad superficial y tolerancias exigidos por el estándar CalPoly. Finalmente, al validar el diseño del chasis y fabricarlo, se pasa a documentar el proceso y las especificaciones de este.