

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Facultad de Ingeniería



**Diseño y fabricación de la estructura para el nanosatélite
Quetzal-2**

Trabajo de graduación presentado por Alex Guo Lu para optar al grado
académico de Licenciado en Ingeniería Mecánica

Guatemala,
2025

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Facultad de Ingeniería



**Diseño y fabricación de la estructura para el nanosatélite
Quetzal-2**

Trabajo de graduación presentado por Alex Guo Lu para optar al grado
académico de Licenciado en Ingeniería Mecánica


Guatemala,
2025

Asesor



Andrés Rodrigo Viau Najarro

Vo.Bo. Director



Ing. Gustavo Barrera
Ingeniería Mecánica

Fecha de presentación: Guatemala, 18 de noviembre de 2025.

Lista de figuras	VI
Lista de cuadros	VII
Resumen	IX
1. Introducción	1
2. Justificación	3
3. Objetivos	5
3.1. Objetivo general	5
3.2. Objetivos específicos	5
4. Revisión del estado del arte	7
4.1. Oportunidades de lanzamiento de CubeSats	7
4.2. Guías de apoyo para la elaboración de CubeSats	8
4.3. Agencias espaciales con soporte de CubeSats	8
4.4. Requisitos actualizados de CubeSats	9
4.5. Métodos de construcción de estructuras	10
4.5.1. Construcción monocasco	10
4.5.2. Marcos modulares	10
4.5.3. Diseños de manufactura aditiva	11
4.6. Actualidad en proyectos innovadores	12
5. Metodología	13
5.1. Identificación de necesidades	13
5.2. Definición de requisitos	14
5.3. Diseño detallado	15
5.4. Cálculos y simulaciones	18
5.4.1. Cálculos analíticos	18
5.4.2. Configuración de simulaciones	19
5.5. Prototipado rápido	30

5.6. Elaboración de planos mecánicos	31
5.7. Manufactura	32
6. Resultados	33
6.1. Estado de los requisitos	33
6.2. Cálculo analítico del factor de seguridad	35
6.3. Coeficiente balístico	36
6.4. Simulación por elementos finitos en ANSYS	36
6.4.1. Resultados de interés	36
6.4.2. Análisis de vibraciones aleatorias	39
6.4.3. Aceleración	40
6.4.4. Presión	42
6.5. Prototipado de ensamblaje	43
7. Discusión de resultados	45
7.1. Cálculos realizados	45
7.2. Simulaciones	45
7.3. Prototipado	47
7.4. Diseño final y cumplimiento de requisitos	47
8. Conclusiones	51
9. Recomendaciones	53
10. Bibliografía	55
11. Anexos	57

Lista de figuras

1. Estructura monocasco de SatCatalog	10
2. Estructura modular de SatCatalog	11
3. Estructura impresa en 3D	12
4. Geometría de la estructura	16
5. Puntos de integración de subsistemas	17
6. Estructura simplificada	20
7. Métrica de <i>skewness</i> del mallado	21
8. Mallado del modelo	22
9. Mallado detallado del modelo	22
10. Masa remota aplicada en la simulación	23
11. Superficies de aplicación de la masa remota en el eje Z+	24
12. Superficies de aplicación de la masa remota en el eje Z-	24
13. Soportes rígidos en el eje Z-	25
14. Cargas de 46.6 N en el eje Z+	26
15. Perfil de vibraciones aleatoria del <i>Falcon 9</i>	27
16. Curva esfuerzo-vida del aluminio 7075	27
17. Aceleración de 2 m/s ²	28
18. Parada de emergencia a 0.69 m/s ²	29
19. Presión atmosférica durante lanzamiento	30
20. Primer prototipo de ensamble realizado	31
21. Factor de seguridad mínimo de 15	37
22. Esfuerzo equivalente máximo de 5.4377 MPa por compresión	38
23. Deformación máxima de 9.04×10^{-3} mm	38
24. Densidad espectral de potencia en mm^2/Hz contra Hz con la masa remota de 1.5 kg	39
25. Densidad espectral de potencia en mm^2/Hz contra Hz con la masa remota de 3.7 kg	39
26. Esfuerzo equivalente máximo de 2.8907 MPa por aceleración de 2 m/s ² con masa remota de 1.5 kg	40
27. Esfuerzo equivalente máximo de 6.8911 MPa por aceleración de 2 m/s ² con masa remota de 4 kg	40

28.	Esfuerzo equivalente máximo de 1.0283 MPa por parada de emergencia de 0.69 m/s ² con masa remota de 1.5 kg	41
29.	Esfuerzo equivalente máximo de 2.3774 MPa por parada de emergencia de 0.69 m/s ² con masa remota de 4 kg	41
30.	Esfuerzo equivalente máximo de 11.473 MPa por presión atmosférica	42
31.	Esfuerzo equivalente máximo de 12.893 MPa por despresurización	42
32.	Prototipo de ensamble preliminar	43

Lista de cuadros

1. Requisitos del satélite	14
2. Simplificaciones geométricas aplicadas	19
3. Estrategias de mallado según pieza	21
4. Despresurización del satélite	29
5. Cumplimiento de requisitos	33
6. Resultados de simulaciones en ANSYS	36
7. Modos de vibración	37

En la actualidad, el desarrollo de CubeSats ha llevado a una proliferación de la producción de los componentes necesarios para su integración. La elaboración del Quetzal-2 trae consigo una oportunidad en el desarrollo de la investigación y aplicación de tecnologías espaciales en Guatemala. Por lo tanto, en el presente trabajo se expone el proceso de diseño y fabricación de la estructura de un CubeSat 2U. Para ello, se realizó un proceso de identificación de necesidades y requisitos por cumplir, revisando la documentación de CalPoly, SpaceX y Exolaunch, para poder realizar un diseño propuesto para cumplirlos. Para validar la funcionalidad de la estructura bajo las condiciones de operación esperadas, se realizaron cálculos analíticos y simulaciones considerando cargas establecidas. Para las simulaciones, se consideró un caso conservador donde los elementos que conforman el satélite se le atribuyó la masa máxima permisible, por si se llegara a presentar la situación. Se obtuvo un factor de seguridad de 153 contra la fluencia en compresión en el análisis estático y un coeficiente balístico de 30.92 kg/m^2 considerando la masa actual, de 1.7 kg y 85.36 kg/m^2 en el caso donde la masa es máxima, de 4.0 kg. En las simulaciones de compresión, presión y aceleración se observó un factor de seguridad de por lo menos 15 en todos los casos, un esfuerzo equivalente de von Mises máximo de 12.89 MPa, experimentado durante la despresurización del satélite y primeros modos de vibración superiores a 30 Hz considerando masas combinadas para los módulos de potencia, deorbitamiento, cómputo, cámara y posicionamiento de 1.5 kg y 3.7 kg. Finalmente, se logró diseñar y prototipar una estructura de CubeSat 2U, se definieron un conjunto de requisitos por cumplir, se verificó el cumplimiento de dichos requisitos mediante cálculos y simulaciones y se realizó un modelo CAD que permite la integración digital de módulos a las estructura.

El desarrollo de los CubeSats a finales de los años noventa marcó un hito en la democratización del acceso al espacio, especialmente para instituciones académicas, gracias a su diseño estandarizado que reduce y homogeniza los costos de lanzamiento (CalPoly, 2022). Esta estandarización ha permitido que universidades y equipos de investigación con recursos limitados puedan desarrollar e implementar tecnología aeroespacial, impulsando el progreso en la región y facilitando la especialización en ingeniería y áreas afines.

Diversas iniciativas y compañías actualmente ofrecen oportunidades accesibles para el lanzamiento de CubeSats. El programa KiboCube, una colaboración entre UNOOSA y JAXA, permite a países en vías de desarrollo desplegar CubeSats desde el módulo "Kibo" de la Estación Espacial Internacional (Mnihei, 2024). Por su parte, ExoLaunch proporciona servicios de integración y lanzamiento en vehículos como el Falcon 9 de SpaceX (ExoLaunch, 2023), mientras que Firefly Aerospace ofrece lanzamientos directos a órbitas bajas mediante su cohete Firefly Alpha (FireflyAerospace, 2024).

El diseño de la estructura de un CubeSat se rige por especificaciones técnicas precisas. Según el *CubeSat Design Specification* de CalPoly (2022), para un CubeSat 2U, la masa no debe superar los 4 kg y, para un 3U, los 6 kg. Los materiales deben ser aleaciones de aluminio como 7075 o 6061, anodizados para evitar soldaduras en frío. Los rieles deben tener un espesor mínimo de 8.5 mm, una rugosidad superficial menor a 1.6 μm y un 75 % de contacto con el dispensador durante el lanzamiento.

Cada agencia espacial establece requisitos particulares. La NASA (2017) enfatiza el uso de materiales capaces de soportar vibraciones y vacío térmico, con diseños modulares que faciliten la integración de componentes. JAXA (2023), para lanzamientos desde la ISS (la Estación Espacial Internacional, por sus siglas en inglés), especifica que un CubeSat 2U debe medir $100 \times 100 \times 227$ mm y tener una masa máxima de 2.66 kg, con una frecuencia fundamental estructural no menor a 30 Hz. SpaceX (2023), por su parte, prohíbe el uso de materiales tóxicos como cadmio o mercurio y exige adaptación a su dispensador estándar.

En cuanto a métodos de fabricación, se destacan tres enfoques: las estructuras mono-

casco, que maximizan el volumen interno y facilitan el montaje; los marcos modulares, que ofrecen flexibilidad interna manteniendo dimensiones externas estandarizadas; y la manufactura aditiva, que permite diseños complejos y optimizados topológicamente, aunque exige consideraciones especiales para descargas electrostáticas y sujeciones en polímeros (NASA, 2023).

Proyectos recientes ilustran tendencias innovadoras, como el CubeSat de madera de magnolia desarrollado por la Universidad de Kioto y Sumitomo Forestry, que busca alternativas biodegradables para reducir la contaminación por partículas de alúmina durante el reingreso a la atmósfera (McKie, 2024). Asimismo, el proyecto ISARA de la NASA incorpora una estructura de fibra de carbono que funciona también como sistema de almacenamiento de energía, combinando rigidez, reducción de masa y mayor capacidad de carga útil (Karkkainen et al., 2017).

En este trabajo, se propone el diseño de una estructura de CubeSat 2U para la misión del Quetzal-2. Dicho diseño buscará acoplarse a las capacidades de maquinado dentro de la misma universidad, al igual que la disponibilidad de materiales y herramientas para su adquisición en Guatemala. Adicionalmente, el uso de tecnologías para prototipado rápido, como las impresoras 3D, permite realizar pruebas de ajuste antes de la elaboración del producto final.

El desarrollo de un CubeSat 2U se presenta como una oportunidad fundamental para avanzar en la investigación y aplicación de tecnologías espaciales de bajo costo y alta eficiencia. Esto resulta significativo para la Universidad del Valle de Guatemala (UVG), tomando en consideración que previamente se desarrolló un CubeSat 1U, el Quetzal-1. Este satélite operó durante doscientos once días de forma ininterrumpida, transmitiendo ochenta y cuatro mil setecientos setenta y seis paquetes de información antes de perder contacto con la Tierra (Cruz, 2021).

La oportunidad idónea para el desarrollo del sucesor del Quetzal-1 se ha presentado con el lanzamiento de la competencia del proyecto ExoPod, en 2024. La UNOOSA, en conjunto con ExoLaunch están auspiciando la oportunidad del lanzamiento de un CubeSat, con el fin de utilizar un lanzador recientemente desarrollado. Para participar, es necesario acoplarse a la documentación de ExoLaunch y SpaceX para así presentar la mejor propuesta posible. (UNOOSA, 2024)

Los CubeSats han democratizado el acceso al espacio, permitiendo que instituciones académicas y organizaciones con recursos limitados participen en investigaciones científicas y tecnológicas. El Quetzal-1 fue un primer acercamiento al espacio para la UVG, pero ahora es necesario incrementar la capacidad de carga del siguiente satélite y continuar el desarrollo. Por ello, es necesario diseñar la estructura que se utilizará en el lanzamiento del Quetzal-2. Un CubeSat 2U ofrece un mayor volumen para alojar instrumentos de investigación, facilitando la experimentación en diferentes áreas de la ciencia, como la meteorología, la observación terrestre y la tecnología de comunicaciones.

La creación de la estructura de un CubeSat representa un reto técnico que impulsará el desarrollo de habilidades en ingeniería, diseño y gestión de proyectos. Esta es una excelente oportunidad para poner a prueba las capacidades de todos los integrantes de la institución. Graduandos como Ricardo Paz, quien desarrolló el trabajo titulado, “Diseño, análisis y planificación de maquinado de una estructura para un CubeSat 3U”, han realizado investigaciones extensas del tema, proveyendo bases firmes para trabajos como este. Ricardo Paz redacta una acertada tabla de requerimientos para el desarrollo de un satélite, que a pesar

de estar desactualizada y ser para otro tipo de estructura, supone una primera revisión de información relevante para el tema. Adicionalmente, se realizan todos los análisis estructurales necesarios para validar el diseño propuesto, que solamente varían en el modelo que se utilizará (Paz Cerezo, 2021).

La estructura del Quetzal-2 es crítica para su desempeño y éxito en la misión. Un diseño robusto y ligero no solo asegura la integridad del satélite en condiciones extremas de lanzamiento y operación, sino que también permite la integración eficiente de los sistemas de a bordo. Este proyecto promueve la colaboración entre diferentes disciplinas, representadas en los diferentes módulos que se desean implementar en este. La diversidad de enfoques enriquecerá el proceso de desarrollo y promoverá un aprendizaje significativo entre todos los participantes. La implementación de este proyecto servirá como plataforma educativa, inspirando a nuevas generaciones de científicos e ingenieros. Los resultados de la misión podrán tener aplicaciones directas en la mejora de la calidad de vida en la Tierra, a través de la recolección de datos y el desarrollo de tecnologías que aborden desafíos globales. Además, este proyecto representa el desarrollo de capacidades técnicas especializadas localmente, tanto en diseño espacial como en manufactura.

3.1. Objetivo general

Diseñar y fabricar la estructura de un CubeSat de acuerdo con los requerimientos actualizados para 2025 de CalPoly, SpaceX y ExoLaunch para la misión del Quetzal-2.

3.2. Objetivos específicos

1. Definir los requisitos de diseño para la estructura del Quetzal-2.
2. Realizar un diseño CAD que permita la integración de los diferentes módulos que se desean implementar en el satélite.
3. Diseñar una estrategia CAM que pueda ser ejecutada por una fresadora HAAS VF1 en aluminio 7075 o 6061.

A finales de la década de los noventa surgieron los CubeSats, nanosatélites de diseño estandarizado, con el propósito de democratizar el desarrollo y despliegue de tecnología aeroespacial en el ámbito académico (CalPoly, 2022). Su estandarización ha permitido reducir y homogenizar los costos relacionados con el equipo de lanzamiento, así como los módulos que pueden adquirirse. Este factor resulta crucial para instituciones académicas con recursos limitados, ya que los costos más bajos hacen posible no solo el desarrollo de tecnología, sino también su implementación práctica. Como resultado, se impulsa el progreso tecnológico en la región y se abre la puerta para que los equipos se adentren en áreas especializadas de la ingeniería y el campo aeroespacial.

La elaboración de la estructura de un CubeSat está regida por una serie de especificaciones técnicas y requisitos establecidos por diversas agencias y entidades, con el objetivo de asegurar la compatibilidad y el correcto funcionamiento del satélite en el entorno espacial. El proceso de desarrollo de la estructura es un proceso bastante estandarizado, debido a que el principal interés de una misión de estas es la carga útil que este portará. Sin embargo, resulta de gran importancia seguir las indicaciones de cada agencia espacial y verificar que la estructura tolere las condiciones previstas.

4.1. Oportunidades de lanzamiento de CubeSats

Los CubeSats han sido presentados como una alternativa económica para el lanzamiento de satélites al espacio. Sin embargo, el lanzamiento de un cohete para poner en órbita estos dispositivos puede resultar costoso para la mayoría de las instituciones interesadas en desarrollar uno de estos satélites. Por ello, UNOOSA (*United Nations Office for Outer Space Affairs*), con su programa de *Access to Space for All*, busca recopilar todas las oportunidades de lanzamientos de CubeSats disponibles (UNOOSA, s. f.). Entre estos, KiboCube, una colaboración entre la Oficina de Naciones Unidas para Asuntos del Espacio Exterior (UNOOSA) y la Agencia de Exploración Aeroespacial de Japón (JAXA), destaca como una

oportunidad que permite a países en vías de desarrollo lanzar CubeSats desde el módulo experimental japonés "Kibo" de la Estación Espacial Internacional (ISS) (Mnihei, 2024). Este programa no solo facilita el acceso al espacio para países que no cuentan con infraestructura propia de lanzamiento, sino que también promueve el desarrollo de capacidades espaciales en todo el mundo.

Por otro lado, ExoLaunch, una compañía con sede en Alemania, ofrece servicios integrales de lanzamiento para CubeSats y pequeños satélites en colaboración con múltiples cohetes comerciales. Con una trayectoria en lanzamientos exitosos a bordo de vehículos como el Falcon 9, de SpaceX, y Soyuz, ExoLaunch provee servicios que incluyen la integración, el despliegue y el soporte técnico, facilitando el acceso de empresas privadas, universidades y agencias espaciales a órbitas específicas (ExoLaunch, 2023).

Firefly Aerospace, una empresa estadounidense, también contribuye a la democratización del acceso al espacio mediante su vehículo de lanzamiento, Firefly Alpha, diseñado específicamente para cargas pequeñas y medianas, incluidos CubeSats. Con lanzamientos desde bases en Estados Unidos, Firefly Alpha permite que las organizaciones envíen sus CubeSats directamente a órbitas de baja altitud a precios competitivos. Estos programas y proveedores brindan múltiples opciones a nivel global, impulsando proyectos de investigación y desarrollo espacial, y facilitando que instituciones académicas y *startups* innovadoras puedan desplegar sus misiones al espacio (FireflyAerospace, 2024).

4.2. Guías de apoyo para la elaboración de CubeSats

Por su parte, la Universidad Politécnica Estatal de California (Cal Poly) es una de las instituciones más prominentes en el desarrollo de CubeSats. Esta institución ofrece un manual de especificaciones que busca compatibilizar los CubeSats con los programas de transporte de diversas agencias espaciales. El *CubeSat Design Specification* (CalPoly, 2022) establece una serie de requisitos básicos para la estructura de un CubeSat, incluyendo parámetros de masa y materiales. Para un CubeSat de 2U, la masa típica aceptable es de 4 kg, mientras que para un 3U, es de 6 kg. Los CubeSats deben estar contruidos de aleaciones de aluminio como el 7075, 6061, 6082, 5005 y/o 5052. Adicionalmente, todas las superficies externas del satélite deben estar anodizadas para prevenir soldaduras en frío. En cuanto a los rieles, estos deben tener un espesor mínimo de 8.5 mm y un filete de por lo menos 1 mm de radio. Los rieles deben de tener una aspereza superficial menor a 1.6 μm , lo que generalmente se obtiene mediante el anodizado del aluminio. Además, el 75 % de los rieles debe estar en contacto con el dispensador durante su lanzamiento. Otro aspecto por considerar referente a la estructura de un CubeSat es un área mínima en las caras $\pm Z$ de 6.5 mm \times 6.5 mm.

4.3. Agencias espaciales con soporte de CubeSats

En la actualidad, NASA, JAXA y SpaceX son actores clave en el ámbito del lanzamiento de CubeSats, pequeñas pero poderosas naves espaciales que permiten una variedad de investigaciones científicas y tecnológicas a bajo costo. La NASA ha sido pionera en el desarrollo de CubeSats, facilitando su integración en misiones mayores y promoviendo programas

como el *CubeSat Launch Initiative* (NASA, 2017). JAXA, la agencia espacial japonesa, también juega un rol fundamental mediante el lanzamiento de CubeSats desde sus centros de lanzamiento, contribuyendo a diversas misiones científicas y de monitoreo (JAXA, 2023). Por su parte, SpaceX ha revolucionado el acceso al espacio con su sistema de lanzamientos reutilizables, proporcionando una opción más accesible y rentable para el lanzamiento de CubeSats a través de sus misiones de Rideshare, consolidándose como un actor central en la democratización del acceso al espacio (JAXA, 2023).

4.4. Requisitos actualizados de CubeSats

Cabe destacar que cada agencia espacial tendrá requerimientos diferentes a la hora aceptar el lanzamiento de un CubeSat. NASA, por su lado, no exige muchos aspectos específicos para realizar lanzamientos con ellos. Según el documento de la NASA (2017), *CubeSats 101*, la estructura principal del CubeSat suele construirse a partir de aluminio o materiales compuestos, los cuales deben ser capaces de soportar las vibraciones y el vacío térmico experimentado durante el lanzamiento y el tiempo en órbita. El diseño debe ser modular para facilitar la integración y sustitución de componentes, como los paneles solares, las antenas y el sistema de determinación y control de actitud (ADCS). Además, el satélite debe tener un peso y tamaño acordes a las restricciones establecidas por la *CubeSat Design Specification* de Cal Poly.

En el caso de los CubeSats lanzados desde la Estación Espacial Internacional (ISS), JAXA (JAXA, 2023) especifica sus propios requisitos dimensionales y de rigidez estructural, los cuales mantienen una gran similitud con los requisitos establecidos anteriormente. Un CubeSat de 2U debe tener dimensiones de $100\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 227\text{ mm}$ y una masa máxima de 2.66 kg. Por otro lado, un CubeSat 3U debe tener dimensiones de $100\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 340.5\text{ mm}$ y una masa máxima de 4.00 kg. Los rieles deben cumplir con tolerancias dimensionales estrictas, con una aspereza superficial menor a $1.6\text{ }\mu\text{m}$ (Ra) y un grosor mínimo de 8.5 mm, con una tolerancia máxima de 0.2 mm entre las superficies del satélite y los rieles. También se establecen restricciones para los componentes desplegables, que deben estar contenidos dentro de la estructura durante el lanzamiento, y los rieles deben ser capaces de soportar una fuerza de compresión de 46.6 N. Además, la frecuencia fundamental del satélite debe ser mayor o igual a 30 Hz para asegurar su rigidez estructural.

Por su parte, SpaceX (2023) también presenta una serie de directrices para los materiales y las propiedades estructurales de los CubeSats en su *Rideshare Payload User's Guide*. Se prohíbe el uso de materiales como el cadmio, mercurio o estaño puro, y se debe tener en cuenta la corrosión galvánica cuando se usan metales disimilares. Además, se especifica que tanto el vehículo de lanzamiento como la carga útil deben utilizar un sistema de coordenadas X-Y-Z de mano derecha, y que los CubeSats deben adaptarse a la interfaz estándar de dispensador que proporciona SpaceX. Por lo demás, las directrices de SpaceX son bastante ambiguas dado a que este servicio de lanzamiento es dado a otras agencias espaciales y no a otras entidades fuera del ámbito.

En resumen, la estructura de un CubeSat debe cumplir con estrictos requisitos en cuanto a dimensiones, masa, materiales y resistencia para garantizar su éxito en el entorno espacial. Las directrices proporcionadas por entidades como Cal Poly, NASA, JAXA y SpaceX pro-

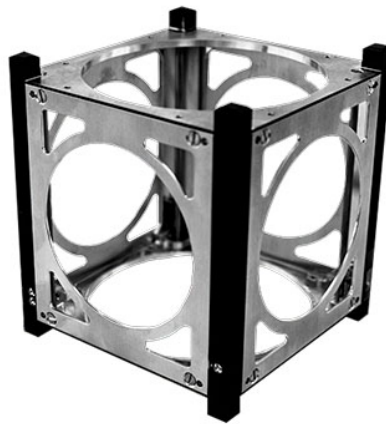
porcionan una guía detallada para el desarrollo de un proyecto de este tipo. Sin embargo, es necesario identificar la agencia espacial con la que se estará trabajando para acoplarse con las características que estos requieran. Cabe destacar que, sin importar las especificaciones de diseño que se sigan en el proceso de desarrollo de un CubeSat, las similitudes entre los requisitos de cada agencia espacial permitirán una fácil transición entre una y la otra.

4.5. Métodos de construcción de estructuras

4.5.1. Construcción monocasco

Las estructuras monocasco son recubrimientos capaces de tolerar cargas, con raíces en la construcción de aeronaves. En el caso de una aeronave tan pequeña como un CubeSat, el propósito de este diseño es multiplicado, de modo que se maximice el volumen interior, se tenga la mayor masa posible para disipadores o fuentes de calor, se tenga la mayor cantidad de puntos de montura y tener una mayor área superficial para reducir la dosis total de ionización. El diseño monocasco es un tipo de diseño común que fácilmente puede obtenerse de una gran variedad de procesos de maquinado (NASA, [2023](#)).

Figura 1: Estructura monocasco de SatCatalog



Fuente: SatCatalog, [2025b](#), ZAPHOD-1U

4.5.2. Marcos modulares

Los marcos modulares permiten un diseño interno flexible para satélites que realizarán misiones breves, mientras mantienen una adherencia estricta a las dimensiones externas de acuerdo con el estándar CubeSat. Esto generalmente se realiza cuando se realizará un lanzamiento desde un dispensador estandarizado, reutilizable. Este tipo de estructura es aceptable para órbitas bajas alrededor de la Tierra, dado a que la estructura propia no podrá proveer protección contra la radiación. Para el uso de marcos modulares es indispensable

tomar especial consideración en el diseño para cumplir con los requisitos de masa térmica, ya que este tipo de estructura es inherentemente liviana (NASA, 2023).

Figura 2: Estructura modular de SatCatalog



Fuente: SatCatalog, 2025a. *2-Unit CubeSat Structure*

4.5.3. Diseños de manufactura aditiva

El uso de la manufactura aditiva permite diseñar estructuras que no se pueden realizar con métodos tradicionales o que serían excesivamente costosas de fabricar utilizando procesos de manufactura convencionales. La manufactura aditiva ofrece una flexibilidad de diseño mucho mayor para personalizar estructuras según las necesidades específicas de cada misión. Los métodos de optimización topológica, que generalmente crean estructuras que solo son viables mediante fabricación aditiva, pueden utilizarse para minimizar la cantidad de material y, por lo tanto, la masa necesaria para la estructura del satélite. Algunas misiones de CubeSat ya han utilizado estructuras impresas en polímeros en lugar de metal, lo que puede reducir significativamente tanto la masa como el costo. Es necesario considerar aspectos relacionados con la descarga electrostática, la conexión a tierra y otras posibles consideraciones eléctricas en un marco polimérico. Además, los sujetadores para estructuras poliméricas deben evaluarse de manera diferente a los de metal, ya que el plástico no crea roscas tan resistentes y los insertos termoestables pueden no adherirse bien a la estructura en las temperaturas extremas que se experimentan en el espacio (NASA, 2023).

Figura 3: Estructura impresa en 3D



Fuente: Scott, [2018](#). *3D Printing Lattice Structures for a More Lightweight CubeSat Bus*

4.6. Actualidad en proyectos innovadores

Un desarrollo alentador que cabe destacar es que recientemente la Universidad de Kioto, en conjunto con Sumitomo Forestry desarrollaron un CubeSat hecho de madera de magnolia (McKie, [2024](#)). Esto se realizó en un intento de comprobar que el uso de materiales biodegradables resultaría en una alternativa amigable con el medio ambiente. Debido a que cuando los satélites pierden su funcionalidad, estos reingresan a la atmósfera terrestre, incinerándose en el proceso, creando partículas de alúmina que podrían tener un efecto negativo en el ambiente. Este proyecto es posible por el apoyo de la agencia espacial japonesa, JAXA, sin embargo, a la fecha de redacción no se han publicado resultados del proyecto.

El proyecto *Integrated Solar Array and Reflectarray Antenna* (ISARA), desarrollado por la NASA en colaboración con la Universidad de Miami y centros de investigación como el Kennedy Space Center, propone un CubeSat compacto ($10 \times 10 \times 10$ cm) con una estructura innovadora basada en fibras de carbono electrolíticas. Esta estructura cumple una doble función como soporte estructural y sistema de almacenamiento energético, lo cual permite reducir la masa total del satélite, extender su vida útil y aumentar la capacidad de carga útil. El diseño del ISARA también incorpora microarquitecturas de panel, aumentando la rigidez y reemplazando materiales estructurales convencionales con componentes útiles para el almacenamiento de energía, todo lo cual es esencial en aplicaciones espaciales. La implementación de “mediadores” en la fibra de carbono mejora la transferencia electrónica y permite el funcionamiento del sistema en un amplio rango de temperaturas, esencial en entornos espaciales extremos. Además, el desarrollo de supercondensadores sólidos, junto con electrodos de batería de iones de litio, aporta una capacidad de almacenamiento revolucionaria que combina la alta densidad energética con una estructura resistente y liviana. Financiado por el *Small Spacecraft Technology Program* (SSTP), este proyecto permite a la NASA expandir las capacidades de las misiones espaciales mediante el uso de pequeños satélites con tecnologías estructurales y energéticas avanzadas, viabilizando aplicaciones futuras en exploración espacial y aviación no tripulada (Karkkainen et al., [2017](#)).

Para llevar a cabo el proceso de diseño y fabricación de la estructura modular de CubeSat 2U se siguió la siguiente metodología:

5.1. Identificación de necesidades

Para obtener el diseño satisfactorio de la estructura de un satélite es necesario tomar en consideración los requisitos de los proveedores de lanzamientos, además de los estándares ya establecidos para CubeSats. Estas instituciones cuentan con una serie de parámetros comprensivos que buscan garantizar la seguridad e integridad del satélite para su posterior lanzamiento. Por lo tanto, es necesario realizar una investigación comprensiva de la documentación disponible para verificar que el tipo de satélite en desarrollo cumpla con los parámetros establecidos.

En este trabajo se diseñó una estructura modular de CubeSat 2U, la cual tiene que cumplir con una serie de lineamientos estandarizados. En el *CubeSat Design Specification* (Rev. 14.1) de CalPoly se pueden encontrar muchos de los parámetros que por lo general serán aceptados por cualquier agencia proveedora de servicios de lanzamientos de CubeSats. Sin embargo, es importante corroborar estos lineamientos con aquellos proveídos por las mismas empresas que realizan dichos servicios. Por ello, se hizo la revisión del *Launch Services for Small Satellites and CubeSats* de ExoLaunch y el *Rideshare Payload User's Guide* de SpaceX para poder acomodarse a la misión particular del nanosatélite, Quetzal-2. Además, se hizo referencia al *JEM Payload Accommodation Handbook - Vol. 8* de JAXA, el cual provee una serie de lineamientos similares, pero un tanto más restrictivos en algunas ocasiones.

Cabe destacar que este trabajo se desarrolló de forma simultánea junto con los demás módulos del Quetzal-2, lo que implica tomar en consideración las necesidades de integración

cada uno de estos. Las necesidades más importantes de los módulos implican el posicionamiento de sus puntos de sujeción con la estructura. Debido al estado del desarrollo del proyecto, es importante facilitar la modificación de dichos puntos de sujeción, previendo el reposicionamiento de componentes.

5.2. Definición de requisitos

Una vez realizada la identificación de necesidades para la estructura, es posible establecer los requisitos que deberá de cumplir.

Cuadro 1: Requisitos del satélite

Código	Requisito
R-01	El eje +Z debe apuntar en la dirección de despliegue; el eje -Z debe apuntar hacia la instalación en el EXOpod; el eje +Y debe apuntar hacia la base de la caja de instalación del satélite del EXOpod.
R-02	El eje Z debe ubicarse en el centro del satélite
R-03	En los ejes X e Y, el satélite debe tener una longitud de 100 ± 0.1 mm
R-04	En el eje Z, el satélite debe tener una longitud de 227 ± 0.2 mm
R-05	El satélite debe tener cuatro rieles, uno en cada esquina a lo largo del eje Z.
R-06	Los rieles deben tener un espesor mínimo de 8.5 mm
R-07	Los rieles deben tener una rugosidad superficial no mayor a $Ra 1.6 \mu m$
R-08	Las esquinas de los rieles deben estar redondeadas con un radio de al menos 1 mm
R-09	Las esquinas de los rieles en el eje +Z deben tener un área superficial de al menos 6.5 mm x 6.5 mm
R-10	Las superficies de los rieles que entran en contacto con las guías y los soportes adaptantes deben ser de aluminio anodizado duro después del mecanizado.
R-11	El espesor del recubrimiento anodizado deber ser superior a 10 micrómetros
R-12	La masa del satélite no puede exceder los 4 kg.
R-13	El centro de gravedad del satélite debe ubicarse dentro de un radio de 2 cm desde el eje Z
R-14	Se debe utilizar aluminio 7075 y/o 6061 para la estructura principal y los rieles
R-15	Un interruptor de despliegue puede ubicarse en la superficie final del riel (plano -Z) y/o en la superficie lateral del riel para evitar la operación del satélite cuando está almacenado.
R-16	El interruptor de despliegue no debe estar a menos de 20 mm del plano de superficie +Z
R-17	La estructura principal en +Z debe estar al menos a 7 mm del borde del riel.

Continúa en la siguiente página

Cuadro 1 – Continuación

Código	Requisito
R-18	Todos los componentes en +Z deben estar al menos a 0.5 mm del borde del eje.
R-19	La estructura principal en -Z debe estar al menos a 6.5 mm del borde del riel.
R-20	Todos los componentes en -Z deben estar al menos a 0.5 mm del borde del eje.
R-21	La estructura principal del satélite en +/-X y +/-Y no puede exceder el lado superficial del riel.
R-22	Todos los componentes no pueden exceder 6.5 mm desde las caras de los rieles en los ejes +/-X y +/-Y.
R-23	Cualquier componente desplegable debe permanecer dentro de los límites geométricos del satélite.
R-24	El satélite debe tener un factor de seguridad superior a 2 para soportar operaciones en Tierra, pruebas, manejo, lanzamiento y operación orbital.
R-25	Cada riel debe soportar 46.6 N de fuerza de compresión por precarga de la placa posterior y el resorte principal del J-SSOD.
R-26	La frecuencia fundamental mínima del satélite no debe ser inferior a 30 Hz si los cuatro rieles están fijos rígidamente.
R-27	La distancia entre el centro de gravedad y el centro geométrico es de ± 20 mm en los ejes X e Y, y ± 45 mm en el eje Z.
R-28	Los agujeros sin cubierta deben tener 25 mm o más, o 10 mm o menos de diámetro.
R-29	La sección transversal del satélite no puede exceder los 100 cm ²
R-30	La estructura debe soportar los requisitos de prueba de vibración aleatoria establecidos por cada vehículo de lanzamiento en una configuración montada rígidamente
R-31	El satélite debe soportar una aceleración en órbita de al menos 2 m/s ² .
R-32	El satélite debe soportar la aceleración producida por una parada de emergencia de al menos 0.69 m/s ² .
R-33	Debe soportar una presión atmosférica de 104.8 kPa durante el lanzamiento.
R-34	El satélite debe soportar una despresurización de al menos 1.33 kPa/seg.
R-35	El número balístico del satélite no debe ser mayor a 115 kg/m ² .
R-36	La estructura debe poder volver a probarse para vibración aleatoria en los 3 ejes durante 30 segundos si se desensambla.

5.3. Diseño detallado

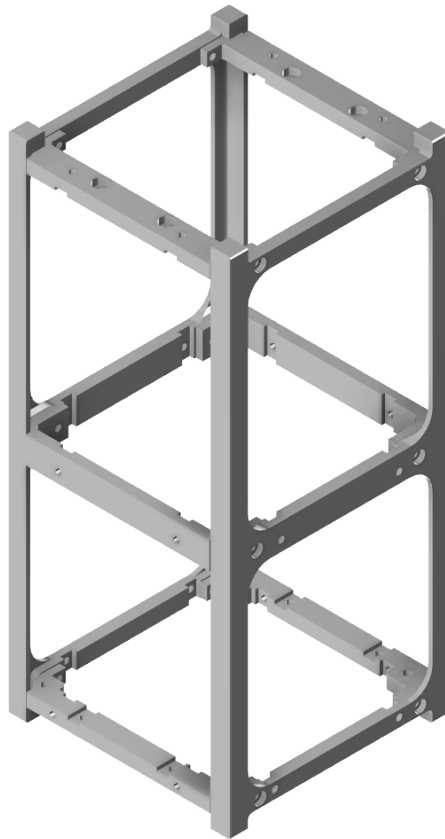
La estructura 2U desarrollada en este trabajo parte de un diseño elaborado por Ricardo Paz, en su trabajo de graduación titulado *Diseño, análisis y planificación de maquinado de una estructura para un CubeSat 3U* (Paz Cerezo, 2021), adaptado a la disposición de un CubeSat 2U. Las modificaciones de la estructura se desarrollaron mediante un proceso iterativo que prioriza: (1) cumplimiento dimensional estricto (100×100×227 mm), (2) maquinabili-

dad del diseño de acuerdo con las herramientas y procesos de manufactura disponibles en la UVG, y (3) diseño geoméricamente balanceado para acercar el centro de gravedad y el centro geométrico lo más posible (± 2 mm en ejes X/Y, ± 45 mm en Z).

Las características que se desean en la estructura son las siguientes:

- **Geometría base:** Estructura monolítica de aluminio 7075 o 6061 con cuatro rieles mecanizados integralmente (8.5 mm de espesor), como se puede observar en la Figura 4. La estructura cumple las siguientes características:

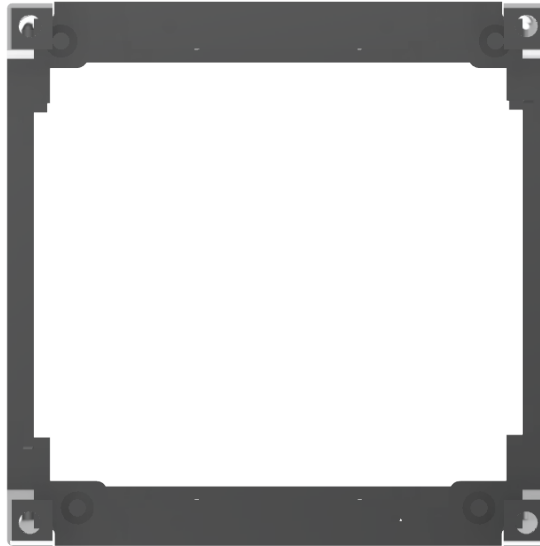
Figura 4: Geometría de la estructura



Fuente: *Captura de pantalla de Autodesk reimpresas por cortesía de Autodesk, Inc.*

- Radios mínimos de 1 mm en esquinas para factibilidad de maquinado y reducir cambio de posiciones durante el proceso de maquinado para minimizar procesos de manufactura necesarios para obtener la geometría
 - Superficies de contacto anodizadas ($10 \mu\text{m}$) en interfaces con el dispensador
- **Integración de subsistemas:**
 - Cavidades mecanizadas para módulos electrónicos estándar para integrar los paneles solares en los laterales de la estructura (PCB stack)

Figura 5: Puntos de integración de subsistemas



Fuente: *Captura de pantalla de Autodesk reimpresas por cortesía de Autodesk, Inc.*

- Puntos de fijación normalizados (M3) para los módulos del satélite (Figura 5)
- Disposición de fijación dedicada para la integración del módulo de decaimiento orbital

El proceso utilizó herramientas CAD paramétricas para garantizar compatibilidad con los requisitos de maquinado en CNC, evitando geometrías que requieran reposicionamiento frecuente de la pieza. Adicionalmente, se consideraron agujeros con holgura ajustada para cada uno de los tornillos seleccionados y así obtener una sujeción confiable y rígida. Adicionalmente, se seleccionaron métodos de sujeción que cumplen con los tamaños mínimos de tornillo para su modificación en caso fallaran durante una prueba ambiental. Cabe destacar que se realizó un análisis de balance de masas concurrente al diseño para mantener el centro de gravedad dentro de los requisitos identificados y así poder redistribuir el peso cuando sea necesario, mediante modificaciones de la geometría.

5.4. Cálculos y simulaciones

Para verificar el desempeño estructural del CubeSat 2U, se realizaron cálculos analíticos del factor de seguridad bajo cargas estáticas aplicando la teoría de falla por esfuerzo cortante máximo, junto con simulaciones de elementos finitos en ANSYS que incluyen análisis estático, modal y de vibraciones aleatorias. Las simulaciones consideran simplificaciones geométricas para optimizar la carga computacional y utilizaron el perfil espectral del cohete Falcon 9 como referencia. Los resultados de estos análisis permiten validar el cumplimiento de los requisitos estructurales definidos para la misión y se muestran en la sección [5.2](#).

5.4.1. Cálculos analíticos

Una de las condiciones de operación que el satélite tiene que tolerar involucra un análisis estático estructural, en el que una fuerza de 46.6 N es aplicada en cada uno de los rieles. Utilizando la teoría de falla de esfuerzo cortante máximo se puede identificar el factor de seguridad teórico de la estructura bajo estas condiciones de operación.

$$S_{sy} = 0.5S_y \quad (1)$$

$$\tau_{\text{máx}} = \frac{S_y}{2n} \quad (2)$$

Uno de los parámetros necesarios para estimar la vida de un satélite en órbita es el coeficiente balístico. Este valor es un indicador de la penetración de un objeto en el aire, siendo inversamente proporcional a la desaceleración. Un coeficiente balístico alto indica una desaceleración lenta, provocada por un bajo arrastre producido por el objeto en relación a su masa (Roberts, [2015](#)). Adicionalmente, uno de los requisitos establecidos involucra cumplir con un número balístico menor a 115 kg/m². Para este cálculo, JAXA ([2023](#)) indica la ecuación siguiente:

$$BC = \frac{m}{C_d A} \quad (3)$$

donde m es la masa del satélite en kilogramos, C_d es el coeficiente de arrastre, que tiene un valor de 2 en el caso de CubeSats (JAXA, [2023](#)) y A es el área frontal promedio en metros cúbicos. El área frontal promedio se puede obtener mediante la siguiente ecuación:

$$A = \frac{1}{2}[S_1 + S_2 + S_3 + S_4 + \dots] \quad (4)$$

donde S_n es el área superficial de cada una de las caras principales del satélite, incluyendo cualquier protuberancia que tenga el satélite, tal como paneles solares o antenas. En este caso, el área se calculó tomando en cuenta todos los componentes físicos del satélite conocidos hasta la fecha de redacción, incluyendo paneles exteriores y antenas.

5.4.2. Configuración de simulaciones

Para poder validar la funcionalidad de la estructura en las condiciones de operación esperadas fue necesario realizar un análisis de elementos finitos. En este caso, se utilizó el software ANSYS para realizar dichas simulaciones. Estas simulaciones nos permitirán visualizar comportamientos aproximados de la estructura en el ambiente en el que se desenvolverá. Es importante destacar que el análisis se realizó considerando únicamente la geometría de la estructura y una masa representativa para los módulos, ya que la disposición final de los módulos y la distribución del peso afectarán los modos de vibración y la respuesta a las vibraciones aleatorias del satélite. Adicionalmente, los módulos finales que formarán parte de la misión del satélite aún no se encuentran completamente desarrollados.

Simplificación del modelo CAD

Para reducir la carga computacional de la simulación se realizaron algunas simplificaciones en el modelo CAD, estos se pueden observar en la Figura 6. Los cambios más significativos se encuentran en la eliminación de radios que se agregaron para facilitar el maquinado en áreas internas de la estructura, al igual que los radios de 1 mm del exterior de los rieles. Adicionalmente, se eliminaron algunos agujeros para obtener una geometría con características más cuadradas y así mejorar la calidad del mallado. Los agujeros abocardados se mantuvieron en la simulación ya que estos suponen una cantidad considerable de masa removida de la estructura.

En el Cuadro 2 se resumen las simplificaciones realizadas al modelo CAD para las simulaciones.

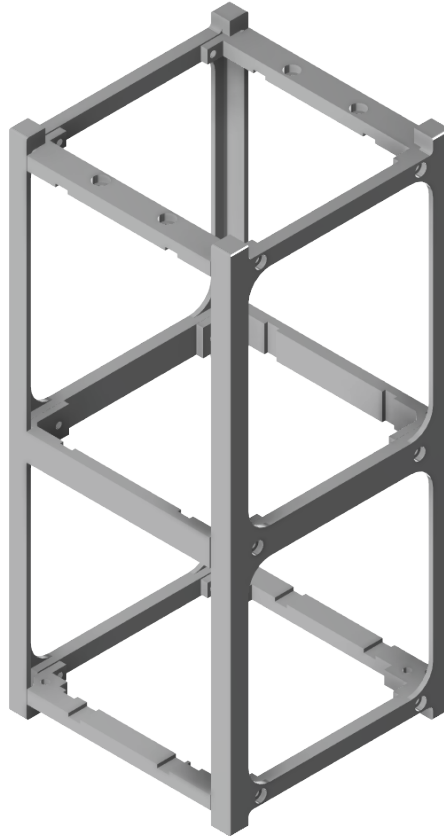
Cuadro 2: Simplificaciones geométricas aplicadas

Simplificaciones geométricas
Eliminación de radios pequeños (< 1 mm)
Eliminación de radios para facilitar el maquinado
Supresión de chaflanes no críticos
Eliminación de agujeros para la sujeción de los celdas exteriores

Contactos del sistema

Debido a limitaciones en las licencias disponibles en la universidad, se realizó un modelo simplificado de las interacciones mecánicas entre los componentes. En este caso se utilizaron únicamente contactos *bonded* en las uniones entre los componentes de la estructura para simular condiciones de sujeción ideales, donde los tornillos y tuercas no serán limitantes del diseño. Cabe mencionar que los puntos de sujeción fueron diseñados de modo que se les pueda agregar un método de fijación adicional de acuerdo con el *Rideshare Payload User's Guide* de SpaceX, por lo que esta simplificación refleja un estado que se puede obtener.

Figura 6: Estructura simplificada



Fuente: *Captura de pantalla de Autodesk reimpresas por cortesía de Autodesk, Inc.*

Mallado

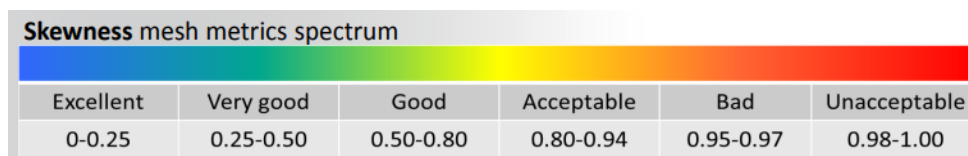
El mallado se optimizó tomando el parámetro de *skewness*, que evalúa la calidad de los elementos de la malla en una escala de 0 – 1.00, donde 0 es el mejor resultado posible y 1.00 es el peor (ANSYS, 2015). Se aplicaron técnicas de mallado para mejorar la calidad y consiguientemente los resultados que se obtuvieron. Este parámetro se optimizó hasta el límite computacional que permite la licencia disponible.

En el Cuadro 3 se describen las estrategias de mallado utilizados en cada una de las piezas de la estructura. De esta manera se obtuvo un *skewness* de 0.37658, con una desviación estándar de 0.20363. Estos resultados caen dentro de un "muy buen" mallado, como se puede observar en la Figura 7. Esta configuración obtiene 852,242 nodos, mejorando el rigor de la simulación considerablemente a los 128,000 nodos disponibles en la licencia estudiantil (ANSYS, 2025).

Cuadro 3: Estrategias de mallado según pieza

Pieza	Estrategias de mallado
PT-STR-001	Element Size de 0.5 mm
PT-STR-002	Element Size de 0.5 mm
PT-STR-003	Body Sizing de 0.95; Hex Dominant Method
PT-STR-004	Body Sizing de 0.95; Hex Dominant Method
PT-STR-005	Body Sizing de 0.95; Hex Dominant Method
PT-STR-006	Body Sizing de 0.95; Hex Dominant Method
PT-STR-007	Body Sizing de 0.95; Hex Dominant Method
PT-STR-008	Body Sizing de 0.95; Hex Dominant Method

Figura 7: Métrica de *skewness* del mallado



Fuente: ANSYS, [2015](#), *Lecture 7: Mesh Quality & Advanced Topics*

Figura 8: Mallado del modelo

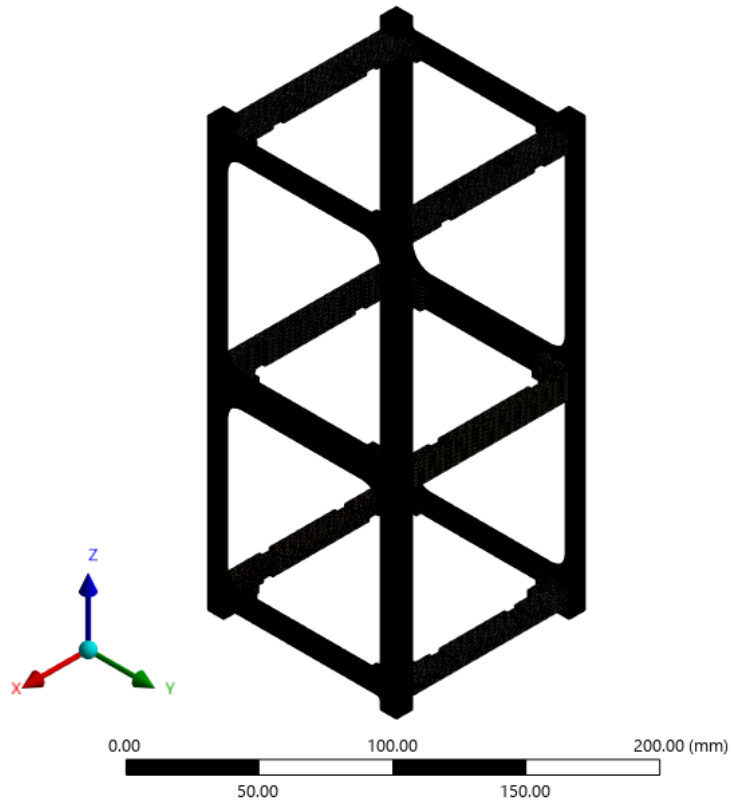


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Figura 9: Mallado detallado del modelo

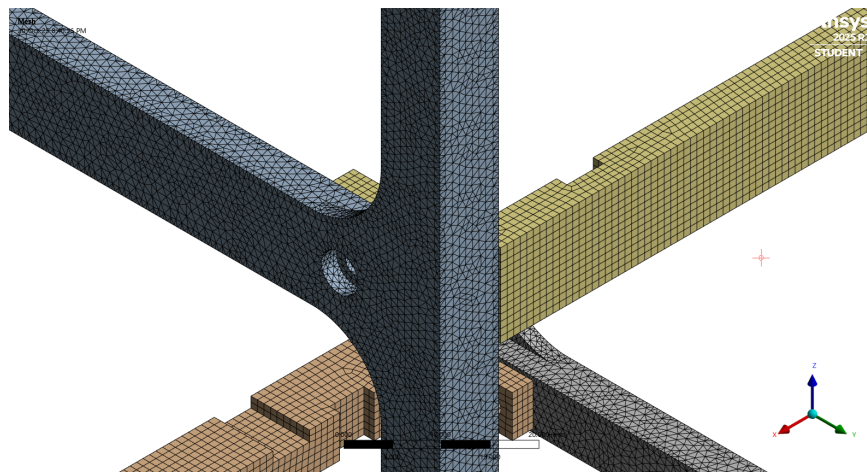


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Configuración de punto de masa

Para simular el efecto de la masa de los módulos interiores del satélite se configuró un *Point Mass* (Figura 10). Un *Point Mass* es una masa remota que tiene efecto sobre las superficies seleccionadas en un modelo de simulación de ANSYS. En este caso, se configuró una simulación con una masa de 1.5 kg, lo que supondría la masa estimada más actualizada del satélite y una segunda simulación con una masa de 3.7 kg, para simular el caso más crítico, donde el satélite alcanza el límite de masa de 4 kg, considerando que la estructura por sí sola tiene una masa de 295.425 g.

Figura 10: Masa remota aplicada en la simulación

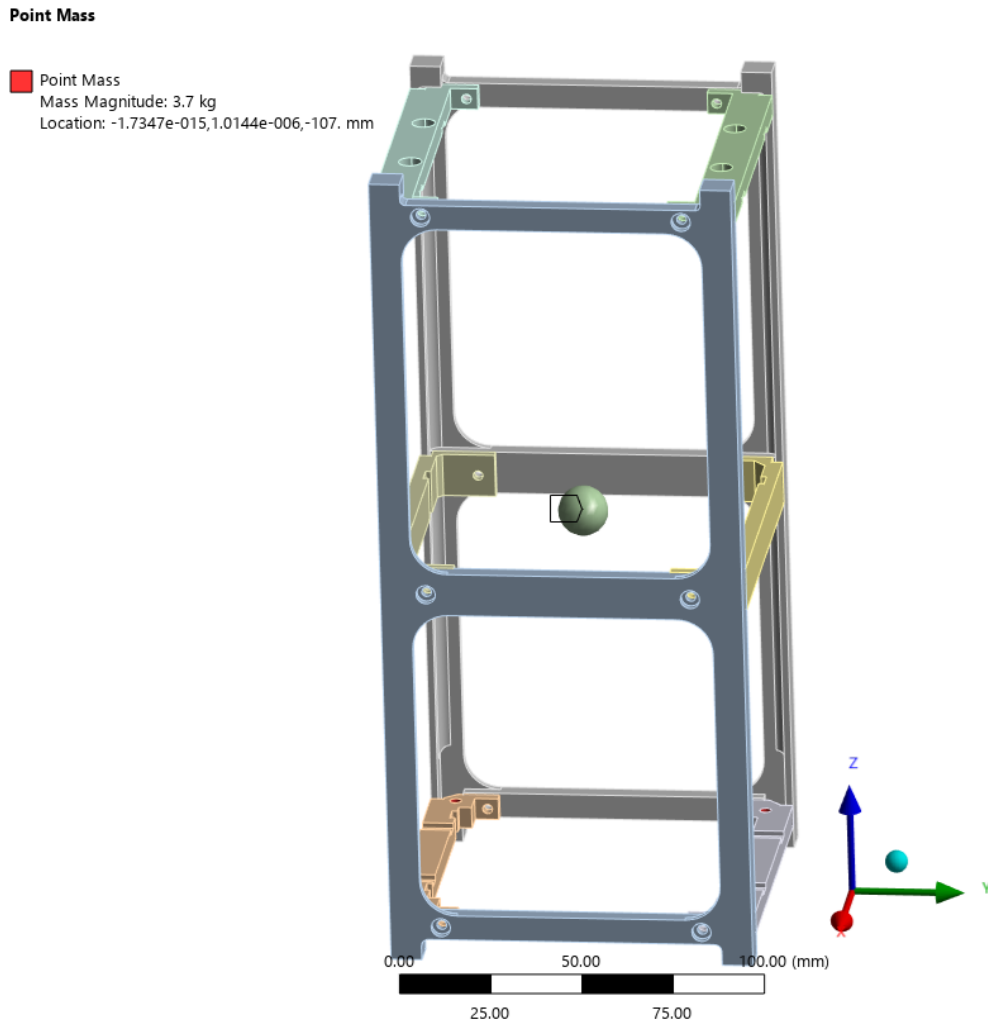


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Las superficies seleccionadas para aplicar las masas remotas fueron las caras cilíndricas

de donde se sujetarían los módulos a la estructura. Esto se puede observar en las siguientes Figuras (11 y 12). Para realizar esto, es necesario configurar un *Named Selection* en ANSYS, donde se seleccionan las superficies donde se desea aplicar el efecto de las masas.

Figura 11: Superficies de aplicación de la masa remota en el eje Z+

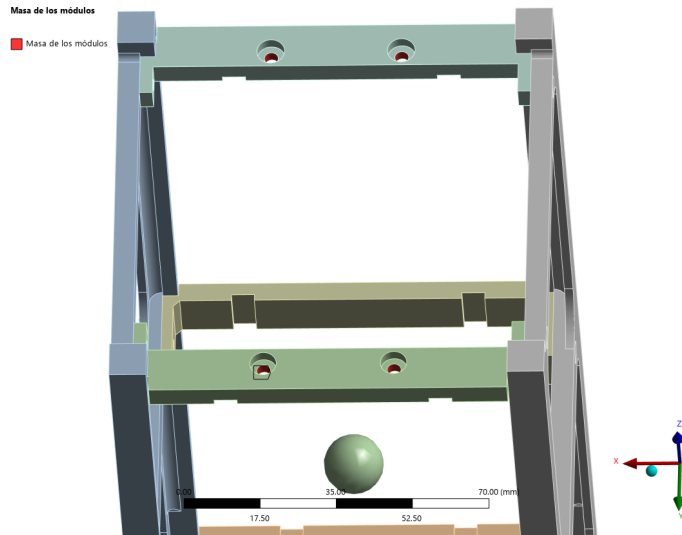


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Figura 12: Superficies de aplicación de la masa remota en el eje Z-

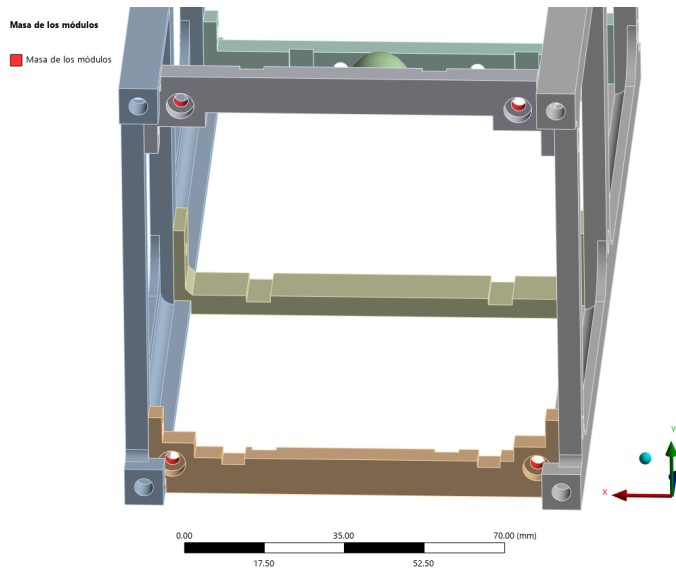


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Soportes y cargas

Las normas revisadas a la hora de diseñar la estructura expresan que el satélite debe de cumplir con una serie de requisitos en una configuración rígidamente montada. Para verificar estos requisitos, se colocaron soportes rígidos en los cuatro rieles de la estructura en el eje Z-, como se puede observar en la Figura 13.

Figura 13: Soportes rígidos en el eje Z-

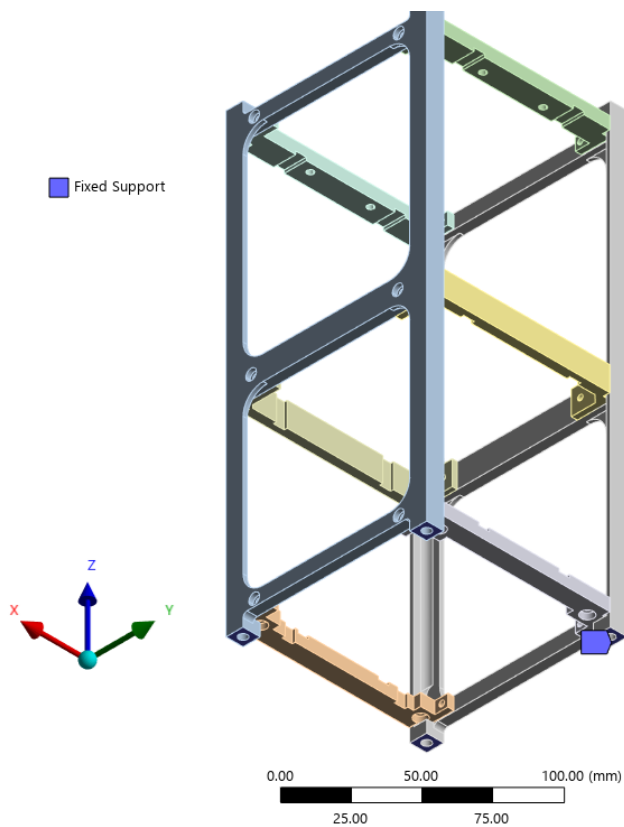


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Adicionalmente, para simular la carga ejercida por los resortes del lanzador del satélite se colocaron cargas de 46.6 N en cada una de las caras de los rieles en el eje Z+, como se puede observar en la Figura 14. Con esta configuración se realizaron simulaciones estático estructural, modal y de vibraciones aleatorias de la estructura.

Figura 14: Cargas de 46.6 N en el eje Z+

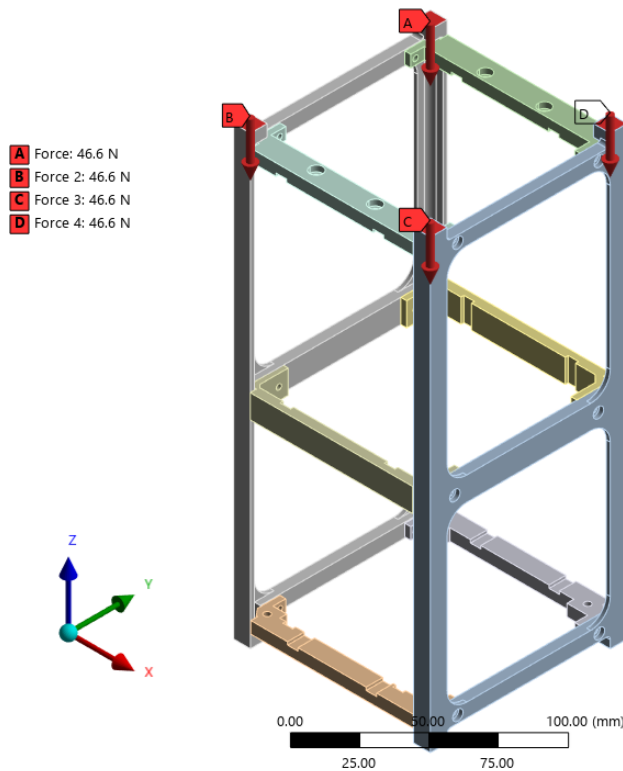
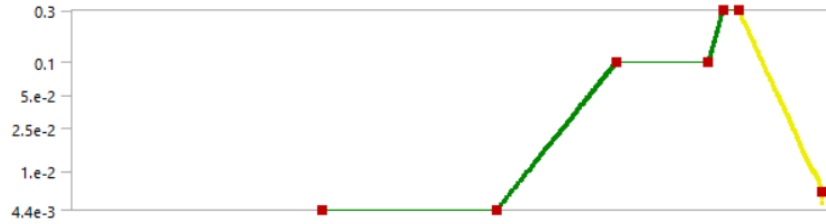


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Vibraciones aleatorias

Para realizar una simulación de vibraciones aleatorias es necesario establecer el perfil de vibraciones que deseamos implementar. En este caso, se realizaron cálculos considerando el perfil de vibraciones aleatorias de un Falcon 9 de SpaceX (2023) (Figura 15). De acuerdo con la documentación de ANSYS (s. f.), una curva de entrada de una densidad espectral de potencia (PSD, por sus siglas en inglés), la cual describe el perfil de vibraciones aleatorias del Falcon 9, es considerada confiable y precisa cuando está marcada en verde, puede no ser confiable y precisa si está marcada de amarillo, y definitivamente no es confiable y debería ser modificada si está marcada en rojo. Como se puede observar en la Figura 15, la curva del PSD que se está utilizando es identificada como confiable y precisa por el programa ANSYS, con excepción del último tramo, donde se encuentra una marca amarilla. Sin embargo, la misma nomenclatura de ANSYS indica que el color amarillo es únicamente una advertencia y no un problema evidente. En este caso, debido a que la curva, con excepción de este último tramo, se encuentra completamente marcada en verde, no se considera que la curva tenga un problema, por lo que no se realizarán modificaciones a esta.

Figura 15: Perfil de vibraciones aleatoria del *Falcon 9*



Propiedades del material

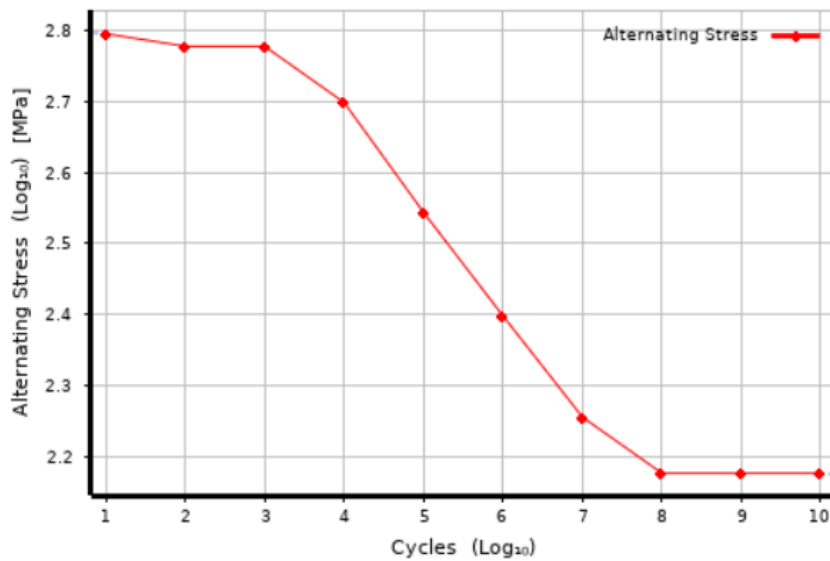
El material seleccionado para las simulaciones realizadas es el aluminio 7075, ya que este se utilizaría en el modelo de vuelo del satélite.

■ Propiedades del material:

- Módulo de Young: $E = 71.7 \text{ GPa}$
- Relación de Poisson: $\nu = 0.33$
- Esfuerzo a la fluencia: $S_y = 448 \text{ MPa}$
- Esfuerzo último a la tensión: $S_{ut} = 483 \text{ MPa}$

Adicionalmente, para realizar una simulación de vibraciones aleatorias es necesario conocer la curva de esfuerzo-vida del material considerado. A continuación, en la Figura 16 se observa la curva.

Figura 16: Curva esfuerzo-vida del aluminio 7075



Estos valores fueron obtenidos de una prueba experimental realizada por Zapletal et al. (2009) para determinar la curva de esfuerzo vida del aluminio 7075.

Pruebas de aceleración y presión

Finalmente, se realizaron un conjunto de simulaciones para validar la respuesta del satélite a las condiciones de aceleración en órbita, desaceleración por una parada de emergencia, presión durante lanzamiento y despresurización. Para estas simulaciones se mantuvieron las condiciones de sujeción rígida utilizadas anteriormente pero, se eliminaron las cargas producidas por el lanzador del satélite.

Para modelar la aceleración en órbita del satélite se configuró una aceleración de 2 m/s^2 hacia el eje X+ sobre todos los cuerpos del satélite (Figura 17). Adicionalmente, se configuró una aceleración de 0.69 m/s^2 hacia el eje X- para simular una parada de emergencia (Figura 18).

Figura 17: Aceleración de 2 m/s^2

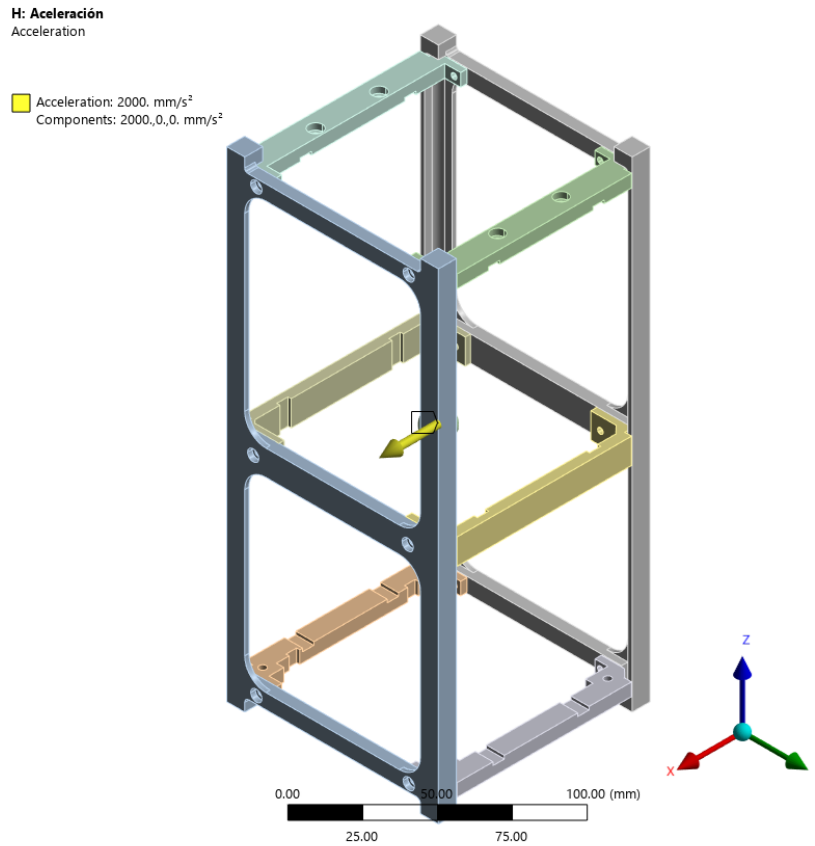


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

En cuanto a la presión atmosférica experimentada durante el lanzamiento, se aplicó una presión de 104.8 kPa a todas las caras de la estructura (Figura 19). Para la despresurización de 1.33 kPa/seg, se configuró una carga de presión tabular, iniciando en 104.8 kPa y disminuyendo a razón de 1.33 kPa/seg durante un periodo de 10 segundos (Cuadro 3). Cabe destacar que las cargas provocadas por las presiones modeladas en esta simulación se

Figura 18: Parada de emergencia a 0.69 m/s²

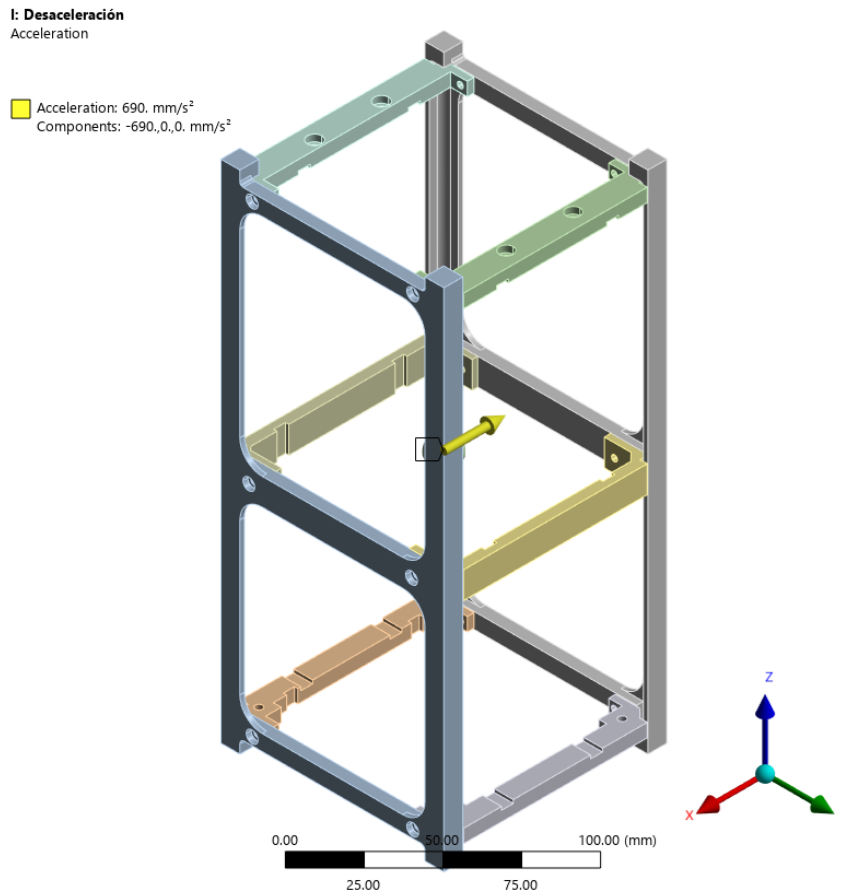


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

configuraron para que se aplicaran de forma normal a las superficies seleccionadas.

Cuadro 4: Despresurización del satélite

Tiempo (s)	Presión (kPa)
0	104.8
1	103.47
2	102.14
3	100.81
4	99.48
5	98.15
6	96.82
7	95.49
8	94.16
9	92.83
10	91.5

Figura 19: Presión atmosférica durante lanzamiento

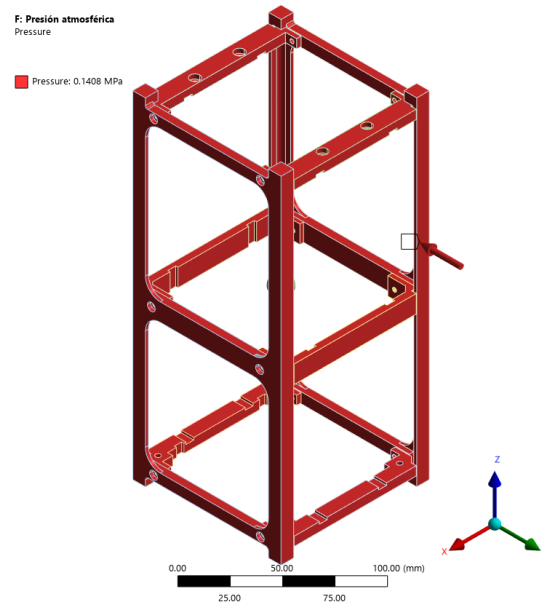


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

5.5. Prototipado rápido

Para validar la factibilidad del ensamblaje y compatibilidad geométrica del diseño con los demás módulos del satélite, se fabricaron prototipos físicos mediante impresión 3D. Este proceso contempló:

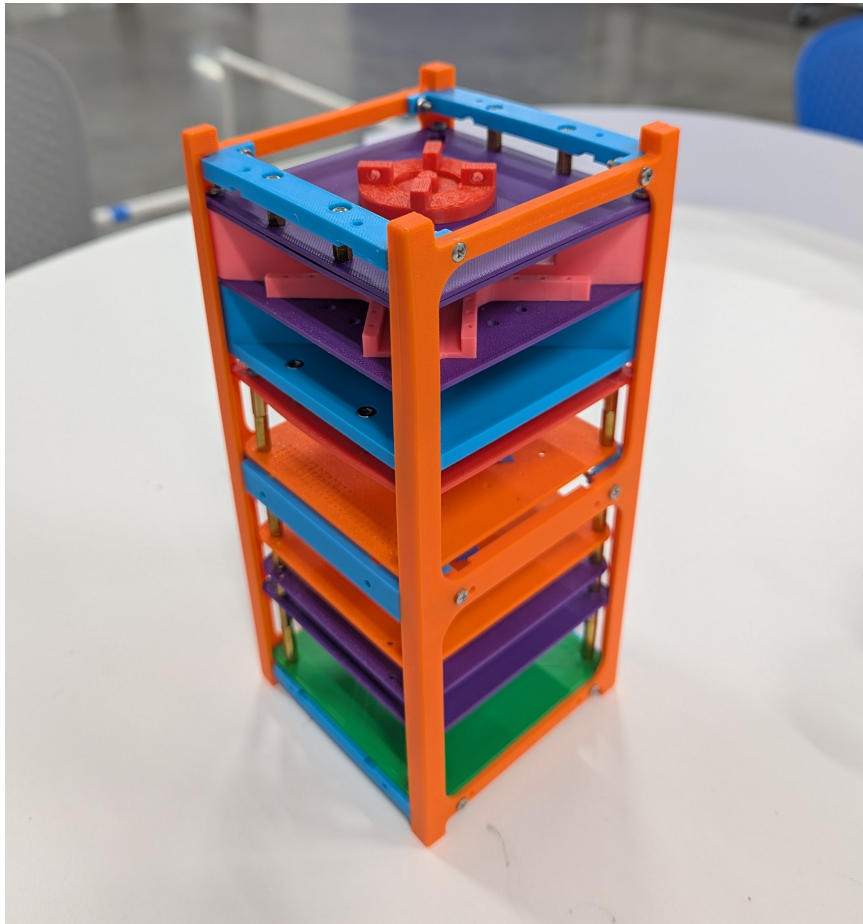
- Impresión en PLA a tamaño real de componentes y características de la estructura
- Modelos simplificados de subsistemas electrónicos para verificación de espacios disponibles
- Ensamblaje físico secuencial de la siguiente manera:
 - Integración de los módulos hasta obtener una sola unidad acoplada
 - Ensamblaje de la estructura alrededor de los módulos
 - Verificación de ajuste
 - Identificar y corregir interferencias
- Verificación de accesibilidad para herramientas de montaje de la siguiente manera:
 - Identificación de herramientas necesarias para ensamblaje
 - Verificación de rutas de inserción de herramienta

- Identificación de interferencias durante la manipulación de las herramientas

Los prototipos permitieron identificar interferencias geométricas antes del maquinado final, con especial énfasis en:

- Alineación correcta de rieles
- Compatibilidad con el sistema de sujeción del dispensador
- Integración de módulos internos (baterías, PCBs, mecanismos desplegados)

Figura 20: Primer prototipo de ensamble realizado



5.6. Elaboración de planos mecánicos

Tras validar la maquinabilidad del diseño mediante prototipos y análisis, se procedió a desarrollar los planos mecánicos definitivos para guiar la fabricación de la estructura del CubeSat 2U. Estos documentos técnicos representan la etapa final del proceso de diseño, previo

al maquinado y contienen toda la información necesaria para la manufactura e inspección de la estructura, cumpliendo con los estándares internacionales de representación técnica.

El proceso comenzó con la generación de explosiones, vistas ortogonales, secciones transversales y detalles ampliados del modelo CAD finalizado. Cada plano incorpora dimensiones críticas con sus respectivas tolerancias dimensionales, haciendo especial énfasis en aquellas características funcionales como la separación entre rieles y las especificaciones de rugosidad superficial en las zonas de contacto ($Ra \leq 1.6 \mu\text{m}$ para las interfaces de montaje). Adicionalmente, se incluyen notas técnicas sobre tratamientos térmicos y requerimientos de acabado superficial.

La documentación se organizará en dos conjuntos principales: un plano general de ensamblaje que muestra la estructura completa, en una explosión, con su lista de componentes correspondiente, planos individuales para cada componente estructural. Como etapa final de control de calidad, se realizó una revisión de los planos. Esta verificación busca asegurar que todas las características sean medibles, que no existan ambigüedades en la interpretación de los requerimientos, y que las especificaciones cumplan con los requisitos del sistema.

5.7. Manufactura

A partir del modelo CAD final, se obtendrán las herramientas necesarias para la fabricación de la estructura del CubeSat 2U mediante maquinado CNC. El proceso iniciará con la preparación de los archivos de diseño en Autodesk Fusion 360, donde se optimizará la geometría para garantizar su maquinabilidad. Esto incluye la verificación de radios mínimos y espesores críticos, asegurando que el diseño sea compatible con las capacidades del taller.

Para el maquinado, se programarán las rutas de corte utilizando las herramientas CAM integradas en Fusion 360. Se empleará fresado en 3 ejes para las características principales y para las geometrías más complejas se requerirá un cambio de posición de la pieza. La selección de herramientas considerará fresas de punta esférica para superficies curvas y fresas planas para desbaste y acabado, optimizando los parámetros de corte para el aluminio 7075. Adicionalmente, se tomará en cuenta la realización de un prototipo maquinado en aluminio 6061.

La sujeción de la pieza se planificará cuidadosamente para minimizar cambios de posición. Se utilizarán mordazas en la etapa inicial, seguido de placas de referencia y puntos de cero para reposicionamientos precisos en operaciones secundarias. En zonas de bajo espesor, se implementarán soportes temporales para evitar vibraciones durante el mecanizado. Es importante mencionar que, de acuerdo con las necesidades que se vayan presentando durante el proceso de maquinado, sea necesario maquinar accesorios de manufactura que faciliten el proceso y permitan completar las geometrías más complejas.

Para garantizar la integridad estructural del CubeSat 2U bajo las cargas esperadas durante el lanzamiento y operación en órbita, se realizaron cálculos analíticos y simulaciones numéricas que validaron el diseño propuesto. Adicionalmente, mediante el prototipado rápido, se realizó un ensamblaje preliminar para verificar la viabilidad de la integración de la estructura con los módulos esperados.

6.1. Estado de los requisitos

Cuadro 5: Cumplimiento de requisitos

Código	Requisito	Estado
R-01	El eje +Z debe apuntar en la dirección de despliegue; el eje -Z debe apuntar hacia la instalación en el EXOpod; el eje +Y debe apuntar hacia la base de la caja de instalación del satélite del EXOpod.	Cumplido
R-02	El eje Z debe ubicarse en el centro del satélite	Cumplido
R-03	En los ejes X e Y, el satélite debe tener una longitud de 100 ± 0.1 mm	Pendiente por manufactura en aluminio
R-04	En el eje Z, el satélite debe tener una longitud de 227 ± 0.2 mm	Pendiente por manufactura en aluminio
R-05	El satélite debe tener cuatro rieles, uno en cada esquina a lo largo del eje Z.	Cumplido

Continúa en la siguiente página

Cuadro 5 – Continuación

Código	Requisito	Estado
R-06	Los rieles deben tener un espesor mínimo de 8.5 mm	Cumplido
R-07	Los rieles deben tener una rugosidad superficial no mayor a Ra 1.6 μm	Pendiente por manufactura/acabado superficial
R-08	Las esquinas de los rieles deben estar redondeadas con un radio de al menos 1 mm	Cumplido
R-09	Las esquinas de los rieles en el eje +Z deben tener un área superficial de al menos 6.5 mm x 6.5 mm	Cumplido
R-10	Las superficies de los rieles que entran en contacto con las guías y los soportes adaptantes deben ser de aluminio anodizado duro después del mecanizado.	Pendiente por acabado superficial
R-11	El espesor del recubrimiento anodizado deber ser superior a 10 micrómetros	Pendiente por acabado superficial
R-12	La masa del satélite no puede exceder los 4 kg.	Cumplido
R-13	El centro de gravedad del satélite debe ubicarse dentro de un radio de 2 cm desde el eje Z	Cumplido
R-14	Se debe utilizar aluminio 7075 y/o 6061 para la estructura principal y los rieles	Pendiente de manufactura
R-15	Un interruptor de despliegue puede ubicarse en la superficie final del riel (plano -Z) y/o en la superficie lateral del riel para evitar la operación del satélite cuando está almacenado.	Cumplido
R-16	El interruptor de despliegue no debe estar a menos de 20 mm del plano de superficie +Z	Cumplido
R-17	La estructura principal en +Z debe estar al menos a 7 mm del borde del riel.	Cumplido
R-18	Todos los componentes en +Z deben estar al menos a 0.5 mm del borde del eje.	Cumplido
R-19	La estructura principal en -Z debe estar al menos a 6.5 mm del borde del riel.	Cumplido
R-20	Todos los componentes en -Z deben estar al menos a 0.5 mm del borde del eje.	Cumplido
R-21	La estructura principal del satélite en +/-X y +/-Y no puede exceder el lado superficial del riel.	Cumplido
R-22	Todos los componentes no pueden exceder 6.5 mm desde las caras de los rieles en los ejes +/-X y +/-Y.	Cumplido
R-23	Cualquier componente desplegable debe permanecer dentro de los límites geométricos del satélite.	Cumplido
R-24	El satélite debe tener un factor de seguridad superior a 2 para soportar operaciones en Tierra, pruebas, manejo, lanzamiento y operación orbital.	Cumplido

Continúa en la siguiente página

Cuadro 5 – Continuación

Código	Requisito	Estado
R-25	Cada riel debe soportar 46.6 N de fuerza de compresión por precarga de la placa posterior y el resorte principal del J-SSOD.	Cumplido
R-26	La frecuencia fundamental mínima del satélite no debe ser inferior a 30 Hz si los cuatro rieles están fijos rígidamente.	Cumplido
R-27	La distancia entre el centro de gravedad y el centro geométrico es de ± 20 mm en los ejes X e Y, y ± 45 mm en el eje Z.	Cumplido
R-28	Los agujeros sin cubierta deben tener 25 mm o más, o 10 mm o menos de diámetro.	Cumplido
R-29	La sección transversal del satélite no puede exceder los 100 cm ²	Cumplido
R-30	La estructura debe soportar los requisitos de prueba de vibración aleatoria establecidos por cada vehículo de lanzamiento en una configuración montada rígidamente	Cumplido
R-31	El satélite debe soportar una aceleración en órbita de al menos 2 m/s ² .	Cumplido
R-32	El satélite debe soportar la aceleración producida por una parada de emergencia de al menos 0.69 m/s ² .	Cumplido
R-33	Debe soportar una presión atmosférica de 104.8 kPa durante el lanzamiento.	Cumplido
R-34	El satélite debe soportar una despresurización de al menos 1.33 kPa/seg.	Cumplido
R-35	El número balístico del satélite no debe ser mayor a 115 kg/m ² .	Cumplido
R-36	La estructura debe poder volver a probarse para vibración aleatoria en los 3 ejes durante 30 segundos si se desensambla.	Podría no ser necesario

6.2. Cálculo analítico del factor de seguridad

Se evaluó la resistencia de la estructura ante la carga estática de 46.6 N aplicada en cada uno de los cuatro rieles, correspondiente a la precarga generada por el sistema de sujeción de un dispensador de CubeSats. Utilizando la teoría de falla de esfuerzo cortante máximo, se determinó un factor de seguridad de 153, despejando la ecuación [2](#):

$$n = \frac{S_y}{\sigma_1 - \sigma_3} \quad (5)$$

donde:

- $S_{\text{yield}} = 448 \text{ MPa}$ (límite de fluencia del aluminio 7075)
- $\sigma_1 = 1.46 \text{ MPa}$ es el esfuerzo máximo calculado
- $\sigma_3 = 0 \text{ MPa}$

6.3. Coeficiente balístico

Utilizando la ecuación 3 se estimó el coeficiente balístico del satélite, considerando que la última actualización de la masa indicaba que el Quetzal-2 sería de 1.44891 kg. Adicionalmente, utilizando la ecuación 4 se obtuvo un área promedio de $23.43 * 10^{-3} m^2$. Por lo tanto:

$$BC = \frac{1}{2} \frac{1.44891 kg}{23.43 \times 10^{-3} m^2} = 30.92 kg/m^2 \quad (6)$$

Ahora, considerando el peor caso posible, donde la masa del satélite es máxima, alcanzando los 4 kg, el coeficiente balístico sería:

$$BC = \frac{1}{2} \frac{4 kg}{23.43 \times 10^{-3} m^2} = 85.36 kg/m^2 \quad (7)$$

6.4. Simulación por elementos finitos en ANSYS

6.4.1. Resultados de interés

Cuadro 6: Resultados de simulaciones en ANSYS

Parámetro	Valor	Valor aceptable
Factor de seguridad mínimo	15	> 2
Esfuerzo equivalente máximo por compresión	5.44 MPa	< 250 MPa
Esfuerzo equivalente máximo por aceleración	6.89 MPa	< 250 MPa
Esfuerzo equivalente máximo por parada de emergencia	2.38 MPa	< 250 MPa
Esfuerzo equivalente máximo presión atmosférica	11.47 MPa	< 250 MPa
Esfuerzo equivalente máximo por despresurización	12.89 MPa	< 250 MPa
Deformación máxima	$9.04 \times 10^{-3} \text{ mm}$	< 0.1 mm
Primer modo de vibración (Masa remota de 1.5 kg)	88.84 Hz	< 90 Hz
Primer modo de vibración (Masa remota de 4 kg)	59.95 Hz	< 90 Hz

Cuadro 7: Modos de vibración

Modo	Frecuencia (Hz) - masa de 1.5 kg	Frecuencia (Hz) - masa de 4 kg
#1	88.835	59.945
#2	108.68	73.198
#3	338.82	251.39
#4	387.98	338.8
#5	491.35	486.17
#6	577.36	571.13

Figura 21: Factor de seguridad mínimo de 15

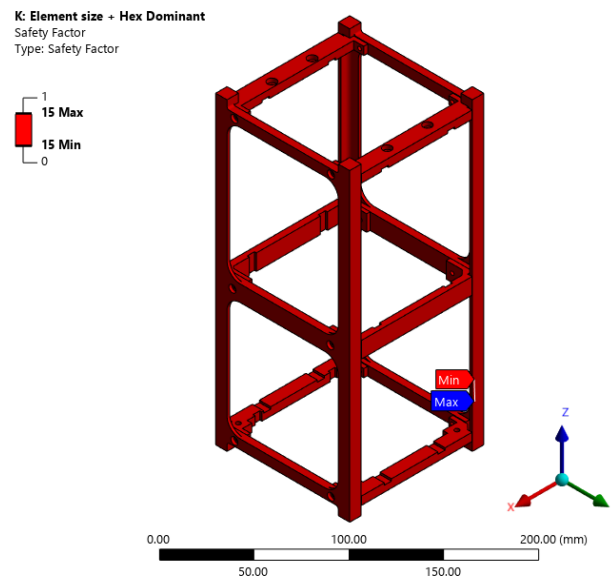


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Figura 22: Esfuerzo equivalente máximo de 5.4377 MPa por compresión

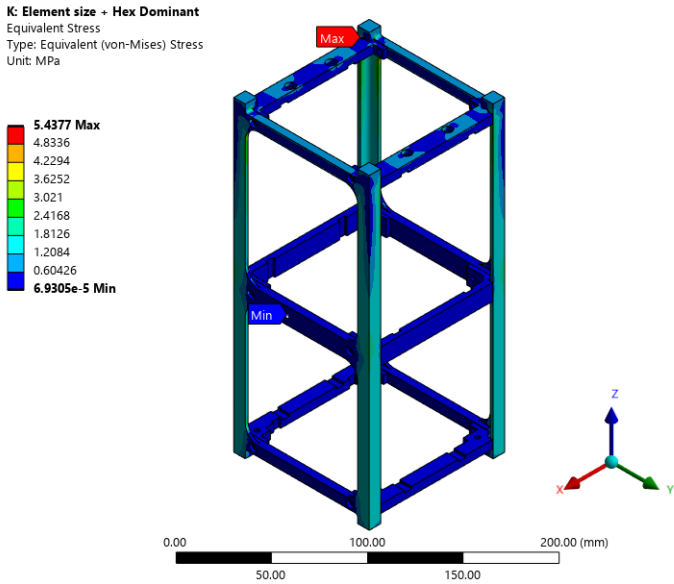


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Figura 23: Deformación máxima de 9.04×10^{-3} mm

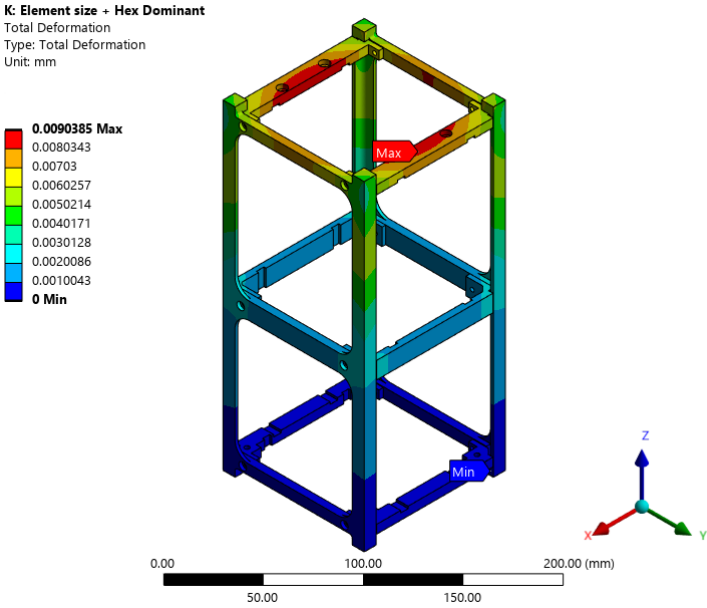


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

6.4.2. Análisis de vibraciones aleatorias

Se aplicó el perfil de vibración del Falcon 9 según los requisitos de SpaceX:

$$PSD(f) = 0.1 \left(\frac{f}{100} \right)^{-2} g^2/Hz \quad (8)$$

Los resultados mostraron:

Figura 24: Densidad espectral de potencia en mm^2/Hz contra Hz con la masa remota de 1.5 kg

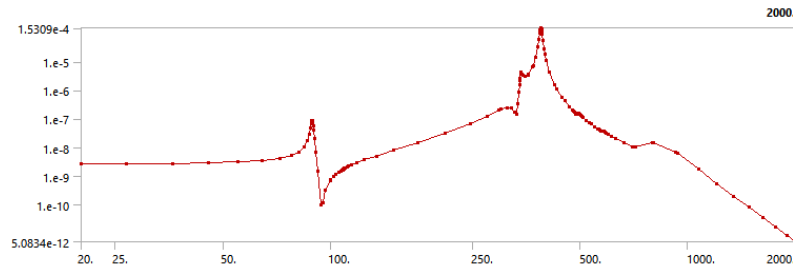


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Figura 25: Densidad espectral de potencia en mm^2/Hz contra Hz con la masa remota de 3.7 kg

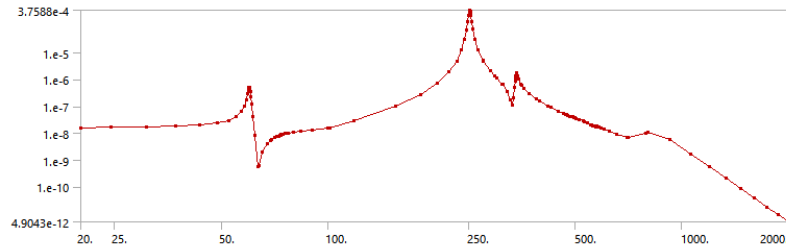


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

- **Pico de potencia** (con masa remota de 1.5 kg): 387.92 Hz
- **Pico de potencia** (con masa remota de 3.7 kg): 251.39 Hz

6.4.3. Aceleración

Figura 26: Esfuerzo equivalente máximo de 2.8907 MPa por aceleración de 2 m/s^2 con masa remota de 1.5 kg

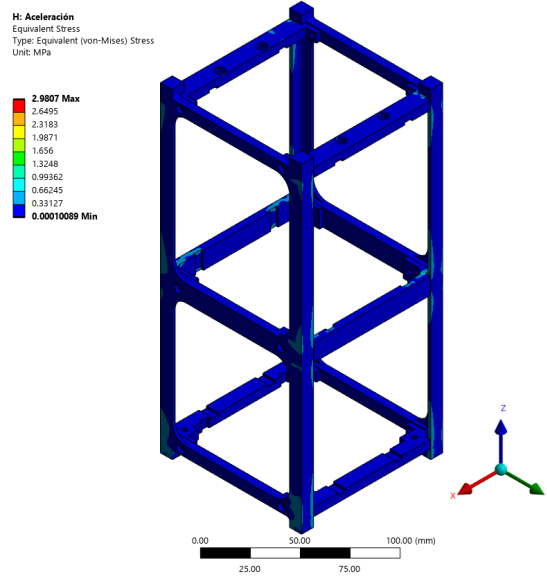


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Figura 27: Esfuerzo equivalente máximo de 6.8911 MPa por aceleración de 2 m/s^2 con masa remota de 4 kg

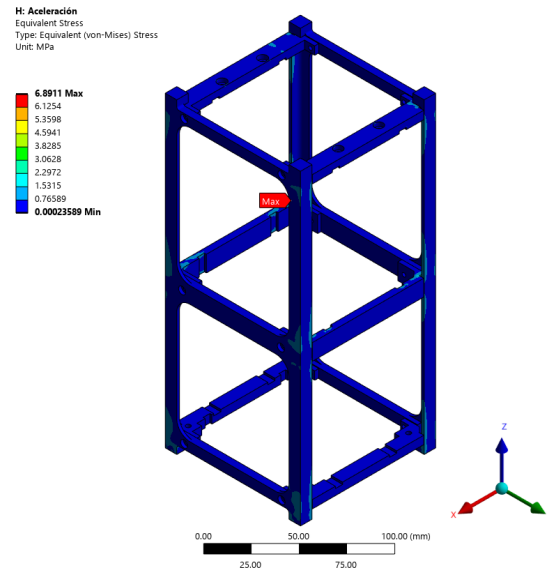


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Figura 28: Esfuerzo equivalente máximo de 1.0283 MPa por parada de emergencia de 0.69 m/s^2 con masa remota de 1.5 kg

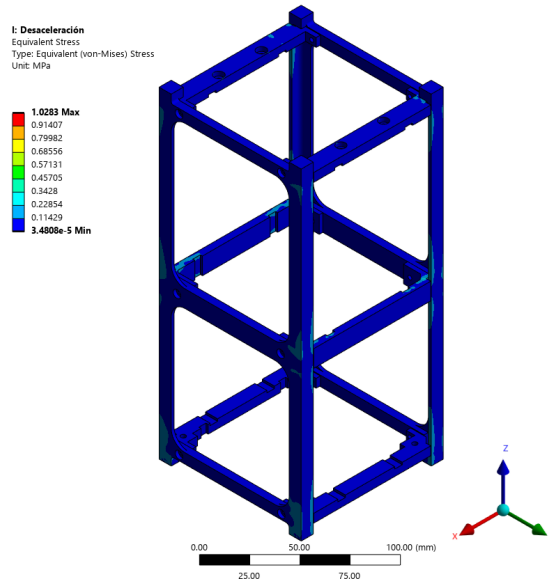


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Figura 29: Esfuerzo equivalente máximo de 2.3774 MPa por parada de emergencia de 0.69 m/s^2 con masa remota de 4 kg

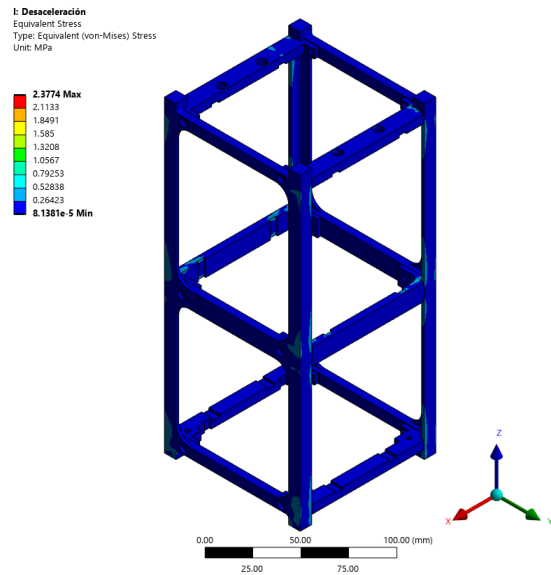


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

6.4.4. Presión

Figura 30: Esfuerzo equivalente máximo de 11.473 MPa por presión atmosférica

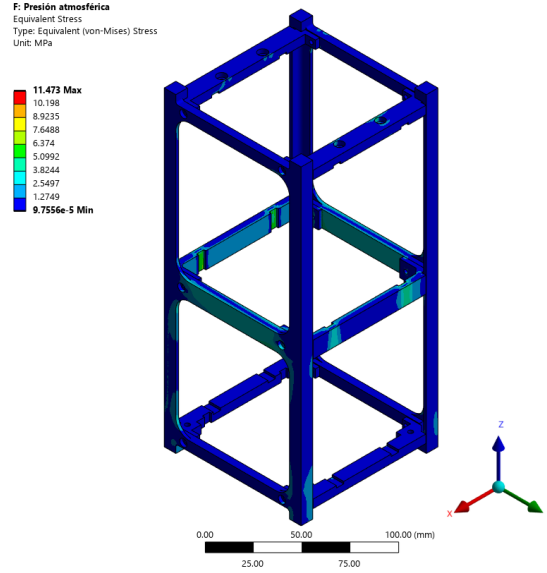


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

Figura 31: Esfuerzo equivalente máximo de 12.893 MPa por despresurización

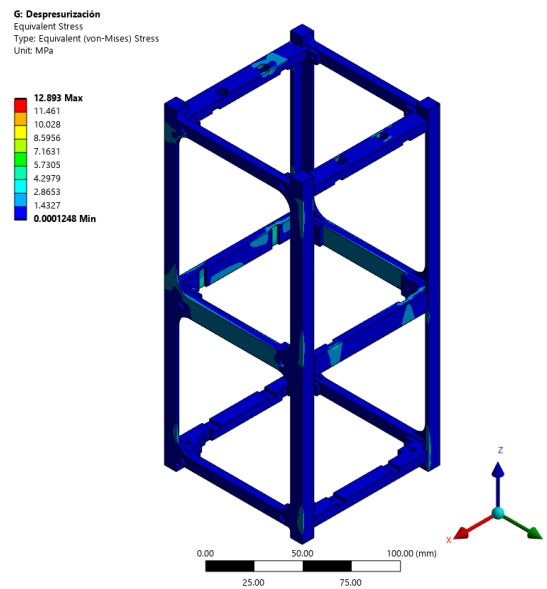


Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.

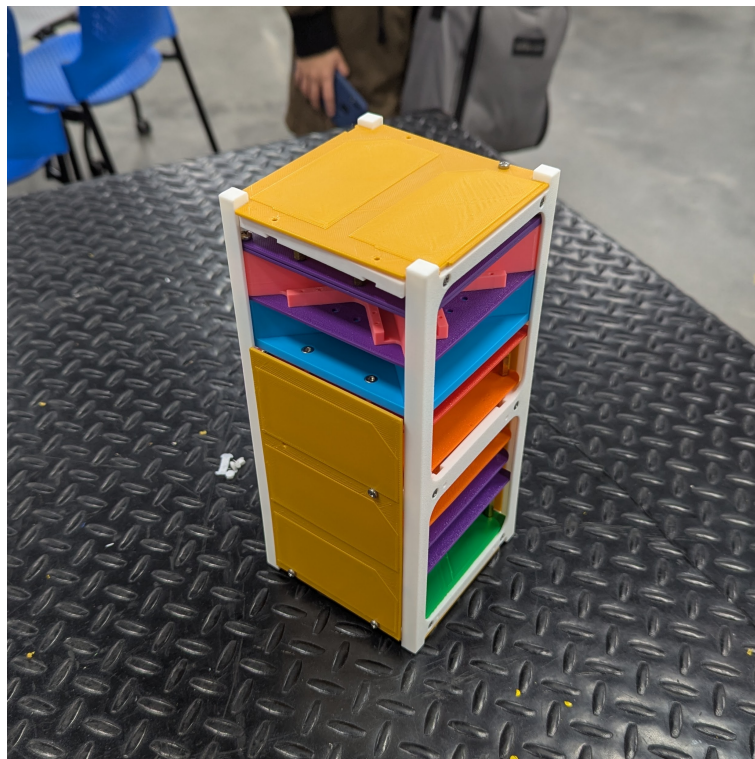
6.5. Prototipado de ensamblaje

Las herramientas utilizadas para realizar el ensamblaje del prototipo fueron un desarmador Phillips No. 1 y pinzas de punta fina, para la sujeción de tuercas en su lugar.

La secuencia de ensamblado exitosa que se pudo identificar es la siguiente:

1. Atornillar PT-STR-003 a módulos.
2. Atornillar PT-STR-004 a módulos.
3. Atornillar PT-STR-007 a módulos.
4. Atornillar PT-STR-008 a módulos.
5. Sostener piezas PT-STR-005 y PT-STR-006 contra los módulos.
6. Atornillar piezas PT-STR-005 y PT-STR-006 a PT-STR-001 utilizando tornillos y tuercas M3.
7. Atornillar piezas PT-STR-003, PT-STR-004, PT-STR-007 y PT-STR-008 a PT-STR-001 utilizando tornillos y tuercas M3.
8. Atornillar piezas PT-STR-005 y PT-STR-006 a PT-STR-002 utilizando tornillos y tuercas M3. Atornillar piezas PT-STR-003, PT-STR-004, PT-STR-007 y PT-STR-008 a PT-STR-002 utilizando tornillos y tuercas M3.

Figura 32: Prototipo de ensamble preliminar



7.1. Cálculos realizados

Se realizaron dos cálculos teóricos para validar el cumplimiento de los requisitos de la estructura. En el caso del cálculo del factor de seguridad, este se realizó debido a que el programa ANSYS no realiza este cálculo más allá de 15. Por ello, se consideró valioso conocer el valor teórico del factor de seguridad ante una carga estática. En este caso se obtuvo un factor de seguridad de 153 utilizando la teoría de falla de Esfuerzo Cortante Máximo. Con este resultado podemos identificar que la carga estática esperada en el satélite no es una limitante en el diseño de la estructura, sino que los requisitos geométricos que tiene que cumplir.

Por otro lado, el coeficiente balístico del satélite no debe de superar los 115 kg/m². El cálculo teórico de este valor con la geometría del satélite dio un valor de 30.92 kg/m². Adicionalmente, para considerar el peor caso posible, donde la masa es la máxima posible, el coeficiente balístico será de 85.36 kg/m². En este caso, debido al estado actual del desarrollo del proyecto, es más conservador considerar el peor caso posible en cuanto a la masa. Cabe destacar que si la geometría exterior se modifica, este cálculo quedaría invalidado. Sin embargo, la poca área superficial de los componentes que se podrían llegar a agregar no afectaría significativamente el resultado.

7.2. Simulaciones

Con la última iteración de la estructura, se llevaron a cabo tres tipos de simulaciones estáticas, evaluando cinco condiciones de carga diferentes, con el objetivo de predecir la capacidad que esta tendría de soportar las condiciones de transporte esperadas. Entre las

simulaciones estático estructural realizadas están la de compresión, de presión y de aceleración. Adicionalmente, se realizó un análisis modal y otro de vibraciones aleatorias a partir de los resultados del análisis de compresión.

La carga de compresión estática simulada representa la fuerza que el lanzador del CubeSat ejercería sobre la estructura. Esta condición, a pesar de haber sido validada con el cálculo teórico, es un paso necesario para realizar las siguientes simulaciones. Adicionalmente, esta simulación permite validar que el cálculo realizado no haya sido muy conservador, si se llegara a presentar el caso de falla. Esta etapa de la simulación sirvió para establecer las condiciones de sujeción y carga que experimentará el satélite durante su lanzamiento, sin considerar aún las vibraciones.

El análisis modal identifica las frecuencias naturales de la estructura para prevenir falla por resonancia debido a las vibraciones provocadas por el lanzamiento del cohete. La simulación realizada busca identificar las frecuencias naturales de la estructura, dada la rigidez de la estructura y las condiciones de sujeción seleccionadas. En este caso, el requisito establecido exige una frecuencia natural no menor a 30 Hz. La simulación indica que el primer modo de vibración esperado será de 88.84 Hz con la masa remota de 1.5 kg y de 59.95 Hz con la masa remota de 3.7 kg. En ambos casos se observó un primer modo de vibración mayor al necesario, por lo que la estructura no entrará en resonancia con las vibraciones provocadas por el lanzamiento de un cohete.

Seguido, se realizó un análisis de vibraciones aleatorias, que busca identificar las frecuencias donde se experimentan los mayores potencias a través de un punto de la estructura. En este caso, se identificó un pico de potencia a 387.92 Hz con la masa remota de 1.5 kg y a 251.39 Hz con la masa remota de 3.7 kg. De acuerdo con la documentación de ANSYS (2025), una prueba de vibraciones aleatorias es estadística en su naturaleza, por lo que el resultado que se despliega es estadístico, indicando probabilidad de ocurrencia. Adicionalmente, el centroide del área bajo la curva es referido como una "frecuencia esperada" y es importante notar si esta se encuentra en o cerca de una frecuencia dominante, que es donde se encuentra el pico de potencia que se puede observar en las Figuras 24 y 25, ya que esto indica una mayor probabilidad de que la geometría experimente la mayor cantidad de potencia posible. En términos generales, observar un pico centrado sería el peor escenario que podría experimentar la estructura. En esta simulación, se puede observar que para las masas remotas de 1.5 y 3.7 kg tenemos picos ligeramente desplazados hacia la derecha. Sin embargo, en el caso con la masa remota de 3.7 kg se puede observar que este pico se encuentra ligeramente más centrado. Esto indica que mientras mayor sea la masa del satélite, este será más susceptible a las vibraciones aleatorias provocadas por el lanzamiento de un cohete.

Luego, se realizaron simulaciones estáticas de la aceleración que se requiere que el satélite soporte durante su tiempo en órbita. Las condiciones que se tuvieron que verificar fueron una aceleración en órbita de 2 m/s^2 y una parada de emergencia de 0.69 m/s^2 . En estas simulaciones podemos observar el efecto de la masa adicional en los esfuerzos experimentados en la estructura. Sin embargo, las cargas experimentadas siguen siendo muy bajas, ya que en ambos casos, considerando ambas masas remotas, se obtuvo un factor de seguridad de 15, que es el límite que ANSYS llega a calcular, lo que indica que el valor real es mayor. Durante estas simulaciones, a pesar de que buscan representar condiciones en las que el satélite se encuentra en órbita, se mantuvieron los soportes rígidos en las caras de los rieles

perpendiculares al eje Z—. Esto se debe a las condiciones básicas que ANSYS requiere para realizar una simulación, ya que de lo contrario la configuración de la simulación sería indeterminada.

Finalmente, se configuraron un par de simulaciones para representar la presión atmosférica durante el lanzamiento del CubeSat dentro del cohete y su posterior despresurización para liberarlo. Durante estas simulaciones podemos observar los mayores esfuerzos experimentados en la estructura, particularmente en el proceso de despresurización. Sin embargo, el factor de seguridad calculado por ANSYS sigue siendo de 15, lo que indica un factor de seguridad mayor a ese valor.

7.3. Prototipado

Con el objetivo de validar que el diseño de la estructura permita la integración de los módulos, se elaboraron prototipos en impresión 3D. Con estos prototipos se identificaron problemas de ajuste, donde se encontraban agujeros que no se alineaban correctamente o interferencias entre geometrías que no eran evidentes durante un ensamblaje en CAD. Adicionalmente, estos modelos sirvieron como referencia para identificar cambios de geometría necesarios para facilitar el maquinado mediante la HAAS VF1.

Por otro lado, se elaboró un ensamblaje de los módulos internos de la estructura para simular las condiciones reales que se tendrán durante el ensamblaje final. Cabe destacar que estos módulos de prueba solamente cuentan con el PCB donde irían sin los componentes electrónicos que los integran, por lo que la experiencia de integración será diferente. Además, no se pudo colocar todos los paneles con las celdas solares debido a que se tiene contemplado utilizar algún tipo de adhesivo para sostener las tuercas en su lugar, para luego atornillarlas a la estructura y se quiso mantener el modelo ensamblado sin estas piezas para referencia de integración en el proyecto general.

Mediante prueba y error se pudo identificar una secuencia de ensamblado sin embargo, esta no considera la integración de los paneles exteriores, como se mencionó anteriormente. Durante el ensamblaje, las tuercas se pudieron posicionar utilizando las manos, cosa que podría no ser posible una vez los electrónicos se encuentren en sus respectivos PCB's. Sin embargo, se hizo la prueba de posicionar las tuercas utilizando pinzas, lo cual se pudo realizar pero nuevamente, por la falta de los electrónicos en las PCB's, no se puede validar que la manera en la que se realizó no vaya a interferir con los módulos del satélite.

7.4. Diseño final y cumplimiento de requisitos

El diseño final de la estructura consta de ocho componentes, dos piezas que cuentan con la longitud total permisible de un CubeSat 2U, de 227.0 mm de largo en el eje Z y 100.0 mm de ancho, unidas por seis piezas transversales. Las piezas de la estructura son sujetadas por tuercas y tornillos M2.5 y cuentan con orificios para acomodar tornillos M3 para la integración de los módulos del satélite (ver Figuras 4 y 5).

De los 36 requisitos planteados (Cuadro 5) no se han podido cumplir con 7, a continuación se detalla el motivo:

- **R-03:**

Para comprobar si se cumple o no con la tolerancia de la estructura es necesario haber realizado el maquinado de esta en el material del modelo de vuelo.

- **R-04**

Nuevamente, para comprobar si se cumple o no con la tolerancia de la estructura es necesario haber realizado el maquinado de esta en el material del modelo de vuelo.

- **R-07**

El modelo de vuelo tendrá que pasar por un proceso de anodizado duro, lo que alterará la rugosidad superficial del material, por lo que aún no es posible verificar que se cumpla el requisito.

- **R-10**

Debido a que aún no se tiene el modelo de vuelo maquinado en aluminio, no es posible realizar un anodizado duro de los rieles.

- **R-11**

El espesor del anodizado solamente podrá ser juzgado tras haber realizado el proceso.

- **R-14**

Debido a que aún no se ha realizado el maquinado, no es posible asegurar que se haya utilizado aluminio 7075 y/o 6061 para este.

- **R-36**

El alcance de la simulación realizada solamente permite desarrollar una vibración aleatoria respecto a algún punto de la estructura. Adicionalmente, la simulación considera condiciones de sujeción ideales, donde las caras del satélite nunca llegan a separarse, por lo que no se podría experimentar un desensamble por vibraciones aleatorias.

Cabe destacar que hay múltiples requisitos que se cumplieron mediante simulaciones o por modelado CAD, por lo que será necesario realizar una revisión de los requisitos con el modelo de vuelo maquinado para poder validar adecuadamente su cumplimiento. A continuación se enlistan los requisitos que tendrán que ser revisados:

- **R-06**

Antes del lanzamiento del satélite será necesario realizar una revisión de medidas exhaustivo para asegurar dimensiones.

- **R-08**

Nuevamente, la revisión de medidas exhaustiva es de gran importancia con el modelo final.

- **R-09**

Revisión de medidas y tolerancias.

- **R-16**

Actualmente, el satélite cuenta con el espacio necesario para acoplar un interruptor pero, será necesario verificar que sea suficiente para cuando se seleccione el definitivo.

- **R-17**

Revisión de medidas y tolerancias.

- **R-18**

Debido a que el desarrollo de los módulos aún se está dando, es posible que sea necesario ajustar interfaces de integración.

- **R-19**

Revisión de medidas y tolerancias.

- **R-20**

Revisión de interfaces de integración.

- **R-25**

Es necesario realizar las pruebas con la estructura maquinada en aluminio.

- **R-27**

Revisión de interfaces de integración.

- **R-30**

Es necesario realizar las pruebas con la estructura maquinada en aluminio.

- **R-31**

Es necesario realizar las pruebas con la estructura maquinada en aluminio.

- **R-32**

Es necesario realizar las pruebas con la estructura maquinada en aluminio.

- **R-33**

Es necesario realizar las pruebas con la estructura maquinada en aluminio.

- **R-34**

Es necesario realizar las pruebas con la estructura maquinada en aluminio.

- Se diseñó una estructura de CubeSat 2U que soporta una carga de compresión estática de 46.6 N por riel, una aceleración de 2 m/s², una desaceleración de 0.69 m/s², una presión de 104.8 kPa, una despresurización de 1.33 kPa/seg, con una frecuencia fundamental de por lo menos 59.945 Hz y un coeficiente balístico máximo de 85.36 kg/m².
- Se fabricó un prototipo de estructura de CubeSat 2U en PLA mediante impresión 3D, se validó la posibilidad de ensamblaje y se observó la oportunidad de mejora en el posicionamiento de las tuercas. Además, con el prototipo impreso en 3D, se realizó una prueba de ensamblaje para verificar ajustes y evitar interferencias entre componentes esperados.
- Se definió un conjunto de 36 requisitos que cumplen con los criterios establecidos por CalPoly, SpaceX y ExoLaunch, de los cuales se cumplieron 29, el resto de requisitos quedarían pendientes de validar mediante maquinado.
- Se realizó un CAD que permite la integración de los diferentes módulos que se desean implementar en la misión del Quetzal-2, que permite una fácil edición en caso de ser necesario y se adjuntan los planos de manufactura en los anexos.
- No se logró cumplir con el objetivo del diseño de estrategia CAM debido a los constantes cambios que se presentaron a lo largo del diseño de la estructura. Sin embargo, para la fecha de redacción, se tiene un diseño congelado que se estará manufacturando en los siguientes meses.
- Se seleccionó el aluminio 7075 para la estructura final debido a su uso previo en el Quetzal-1, sin embargo los prototipos iniciales se realizarán en aluminio 6061 por su facilidad de acceso en Guatemala.

Recomendaciones

- Se recomienda volver a realizar todas las simulaciones de las condiciones de operación con todos los componentes del satélite, incluyendo módulos finales de potencia, deorbitamiento, cómputo y cámara, y métodos de sujeción, utilizando contactos realistas para cada caso. Por limitaciones de la capacidad de cómputo de la licencia disponible se realizaron las simulaciones considerando contactos *bonded* sin embargo, se recomienda reemplazar las uniones con contactos *frictionless* entre las caras de e incluir los tornillos que se utilizarán con sus respectivas tuercas y precargas.
- Se sugiere realizar un prototipo de ensamble que incluya todos los paneles externos conteniendo las celdas solares para verificar que el ensamblaje pueda ser realizado por una sola persona.
- Debido a las limitaciones de la licencia disponible, se realizaron las simulaciones con un mallado subóptimo. Se sugiere mejorar la calidad del mallado a uno *excelente* para tener la mejor simulación posible. Para ello, se recomienda reducir el tamaño del mallado hasta obtener un *skewness* menor o igual a 0.25.
- En caso no se pueda realizar el ensamblaje de la estructura con la geometría actual debido a una dificultad de la inserción de pinzas dentro del satélite, se sugiere agregar ranuras para posicionar las tuercas. Sin embargo, para fijar las tuercas el resto de la sujeción deberá realizarse con un pegamento con *flight heritage*.
- En futuras iteraciones se recomienda considerar la implementación de agujeros para la sujeción de la estructura independientes a la sujeción de los paneles exteriores, de modo que facilite su ensamblaje, tal como lo considera este diseño.

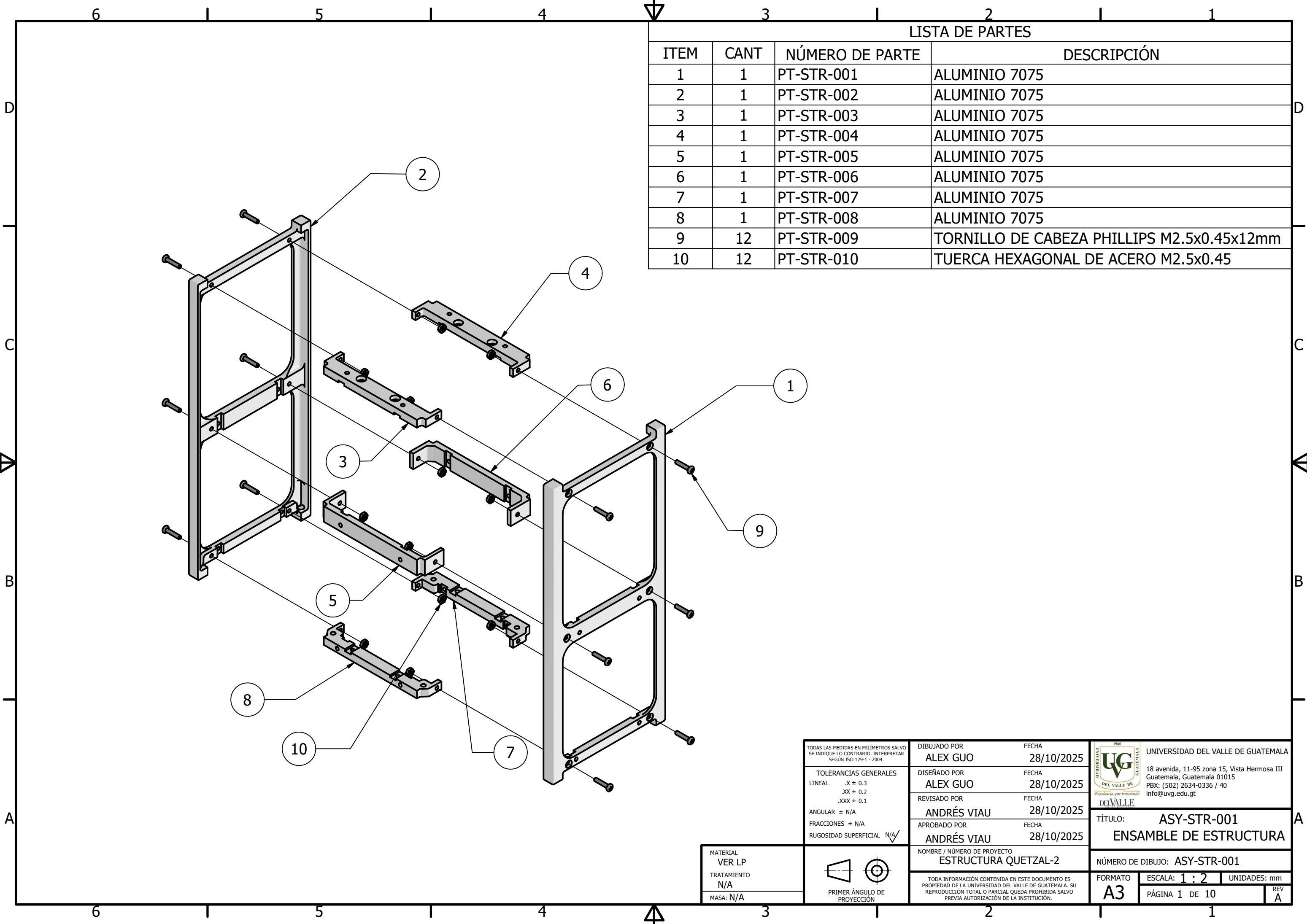
- ANSYS. (2015, febrero). *Lecture 7: Mesh Quality & Advanced Topics*. http://200.19.248.10:8002/professores/mauro/Curso%20Ansys/Meshing_CD_16/lectures_trainee/Mesh-Intro_16.0_L07_Mesh_Quality_and_Advanced_Topics.pdf
- ANSYS. (2025, julio). *Ansys Student - Free Software Download*. <https://www.ansys.com/academic/students/ansys-student>
- ANSYS. (s. f.). *Random Vibration Analysis Using Ansys Mechanical*. <https://innovationspace.ansys.com/courses/courses/random-vibration-analysis/lessons/summary-23/>
- CalPoly. (2022). *CubeSat Design Specification* (Rev. 14.1) [En *The CubeSat Program, Cal Poly SLO*]. Cal Poly SLO.
- Cruz, K. (2021, enero). *Quetzal-1: el satélite guatemalteco enviado al espacio concluyó su misión de forma satisfactoria*. Prensa Libre. <https://www.prensalibre.com/vida/cubesat/quetzal-1-el-satelite-guatemalteco-enviado-al-espacio-concluyo-su-mision-de-forma-satisfactoria/>
- ExoLaunch. (2023, octubre). *Launch Services for Small Satellites and Cubesats*. <https://www.exolaunch.com/>
- FireflyAerospace. (2024, octubre). *Home - Firefly Aerospace*. <https://fireflyspace.com/>
- JAXA. (2023). *JEM Payload Accommodation Handbook - Vol. 8 - Small Satellite Deployment Interface Control Document* [JX-ESPC-101133-E]. JAXA. https://humans-in-space.jaxa.jp/kibouser/library/item/jx-esp-8e_en.pdf
- Karkkainen, R. L., Hunter, R. C., & Baker, C. (2017, agosto). *Development of Lightweight CubeSat with Multi-Functional Structural Battery Systems* (inf. téc.). NASA. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20170011078>
- McKie, R. (2024). Japan to launch world's first wooden satellite to combat space pollution. *The Guardian*. <https://www.theguardian.com/science/2024/feb/17/japan-to-launch-worlds-first-wooden-satellite-to-combat-space-pollution>
- Mnihei. (2024, julio). *KiboCUBE*. https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/access2space4all/KiboCUBE/KiboCUBE_Index.html
- NASA. (2017). *CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*. National Aeronautics y Space Administration. https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2017/03/nasa_csl_i_cubesat_101_508.pdf?emrc=05d3e2

- NASA. (2023). *Small Spacecraft Technology State of the Art* (inf. téc.). National Aeronautics y Space Administration. <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2025/02/soa-2024.pdf?emrc=0945a0>
- Paz Cerezo, R. J. (2021). *Diseño, análisis y planificación de maquinado de una estructura para un CubeSat 3U* [Licenciatura]. Universidad del Valle de Guatemala.
- Roberts, G. (2015). *Ballistic Coefficients - Explained*.
- SatCatalog. (2025a). *2-Unit CubeSAT Structure - CubeSAT Structure | SaTCatalog*. <https://www.satcatalog.com/component/2-unit-cubesat-structure/>
- SatCatalog. (2025b). *ZAPHOD-1U - CubeSAT Structure | SaTCatalog*. <https://www.satcatalog.com/component/zaphod-1u/>
- Scott, C. (2018, agosto). *3D Printing Lattice Structures for a More Lightweight CubeSat Bus*. <https://3dprint.com/223717/lattice-structures-cubesat-bus/>
- SpaceX. (2023). *Rideshare Payload User's Guide*. https://storage.googleapis.com/rideshare-static/Rideshare_Payload_Users_Guide.pdf
- UNOOSA. (2024). *EXOPod Rounds*. <https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/access2space4all/EXOPod/exopod-rounds.html>
- UNOOSA. (s. f.). *Access to Space for All*. <https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/access2space4all/index.html>
- Zapletal, J., Vechet, S., Kohout, J., & Liskutin, P. (2009, enero). *FATIGUE LIFETIME OF 7075 ALUMINIUM ALLOY FROM ULTIMATE TENSILE STRENGTH TO PERMANENT FATIGUE LIMIT* (inf. téc.). <https://komunikacie.uniza.sk/pdfs/csl/2009/01/03.pdf>

CAPÍTULO 11

Anexos

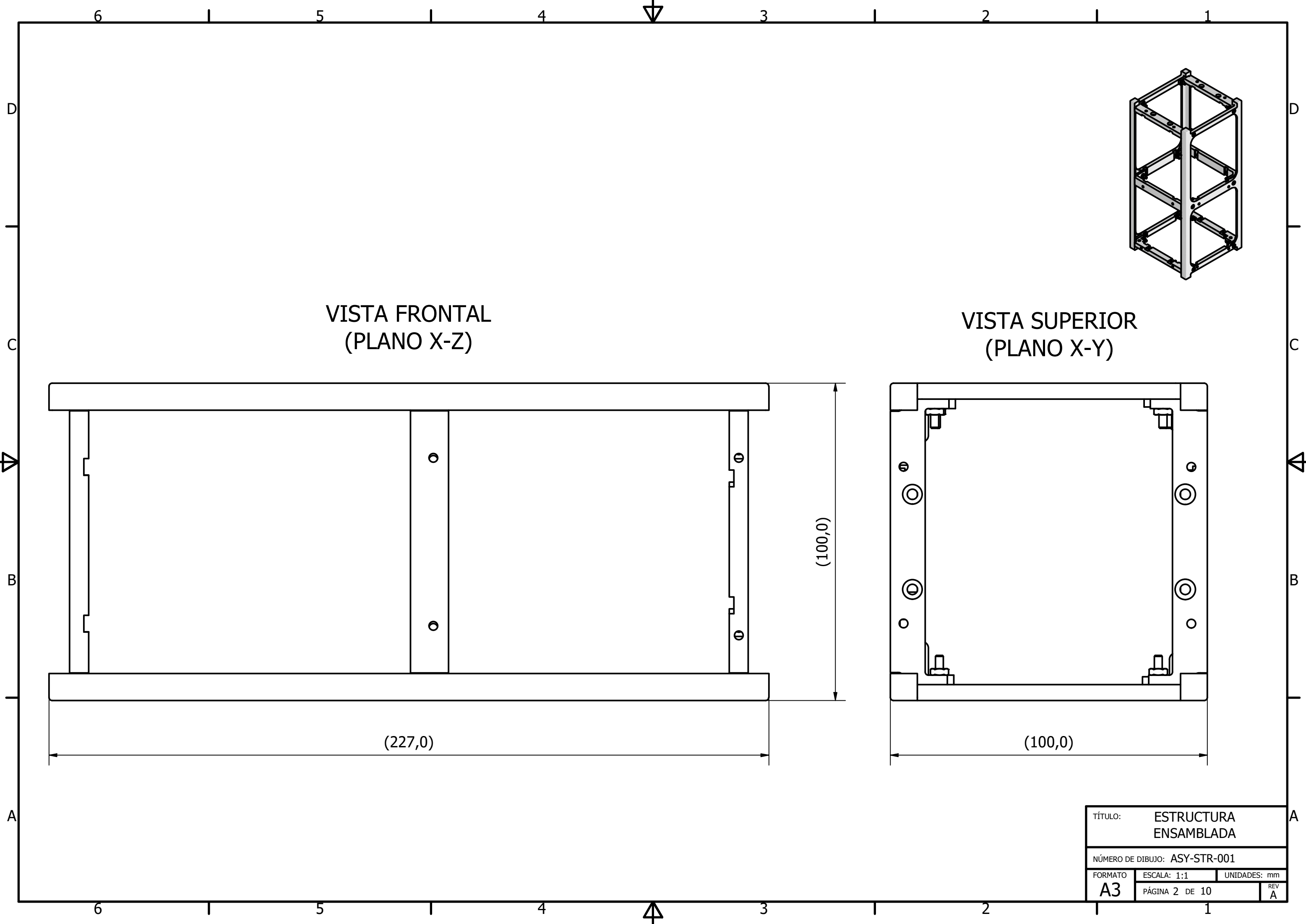
A continuación se presenta el juego de planos elaborados para el diseño de la estructura del Quetzal-2.



LISTA DE PARTES			
ITEM	CANT	NÚMERO DE PARTE	DESCRIPCIÓN
1	1	PT-STR-001	ALUMINIO 7075
2	1	PT-STR-002	ALUMINIO 7075
3	1	PT-STR-003	ALUMINIO 7075
4	1	PT-STR-004	ALUMINIO 7075
5	1	PT-STR-005	ALUMINIO 7075
6	1	PT-STR-006	ALUMINIO 7075
7	1	PT-STR-007	ALUMINIO 7075
8	1	PT-STR-008	ALUMINIO 7075
9	12	PT-STR-009	TORNILLO DE CABEZA PHILLIPS M2.5x0.45x12mm
10	12	PT-STR-010	TUERCA HEXAGONAL DE ACERO M2.5x0.45

<p>TODAS LAS MEDIDAS EN MILÍMETROS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO. INTERPRETAR SEGÚN ISO 129-1 - 2004.</p> <p>TOLERANCIAS GENERALES</p> <p>LINEAL .X ± 0.3 .XX ± 0.2 .XXX ± 0.1</p> <p>ANGULAR ± N/A</p> <p>FRACCIONES ± N/A</p> <p>RUGOSIDAD SUPERFICIAL N/A</p>	<p>DIBUJADO POR ALEX GUO</p> <p>FECHA 28/10/2025</p>	<p>UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA</p> <p>18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt</p>	
	<p>DISEÑADO POR ALEX GUO</p> <p>FECHA 28/10/2025</p>		<p>TÍTULO: ASY-STR-001</p> <p>ENSAMBLE DE ESTRUCTURA</p>
	<p>REVISADO POR ANDRÉS VIAU</p> <p>FECHA 28/10/2025</p>		<p>NÚMERO DE DIBUJO: ASY-STR-001</p>
	<p>APROBADO POR ANDRÉS VIAU</p> <p>FECHA 28/10/2025</p>		<p>FORMATO: A3</p> <p>ESCALA: 1 : 2</p> <p>UNIDADES: mm</p>
<p>MATERIAL VER LP</p> <p>TRATAMIENTO N/A</p> <p>MASA: N/A</p>	<p>NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO ESTRUCTURA QUETZAL-2</p> <p>TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL QUEDA PROHIBIDA SALVO PREVIA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.</p>	<p>PÁGINA 1 DE 10</p> <p>REV A</p>	

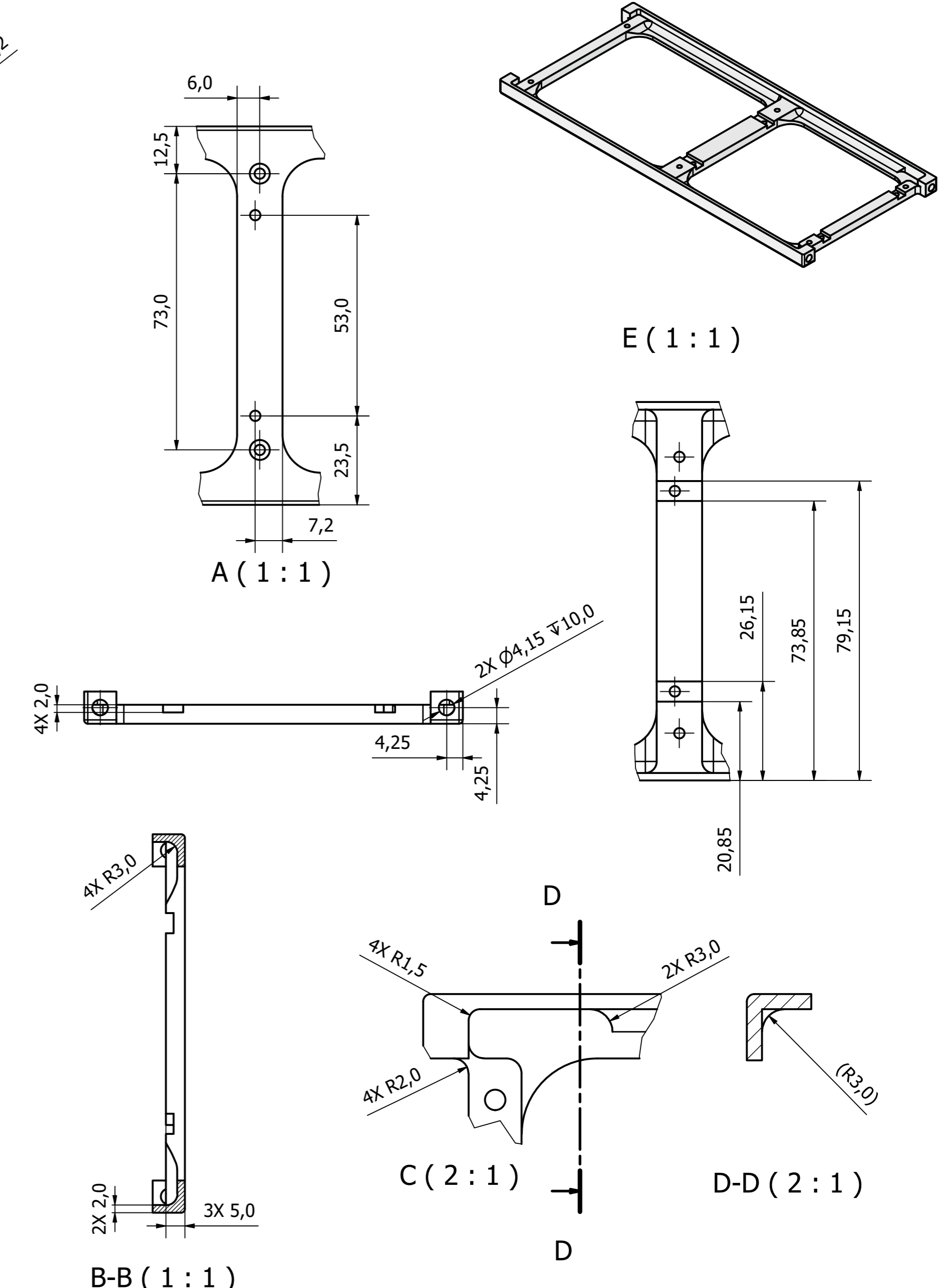
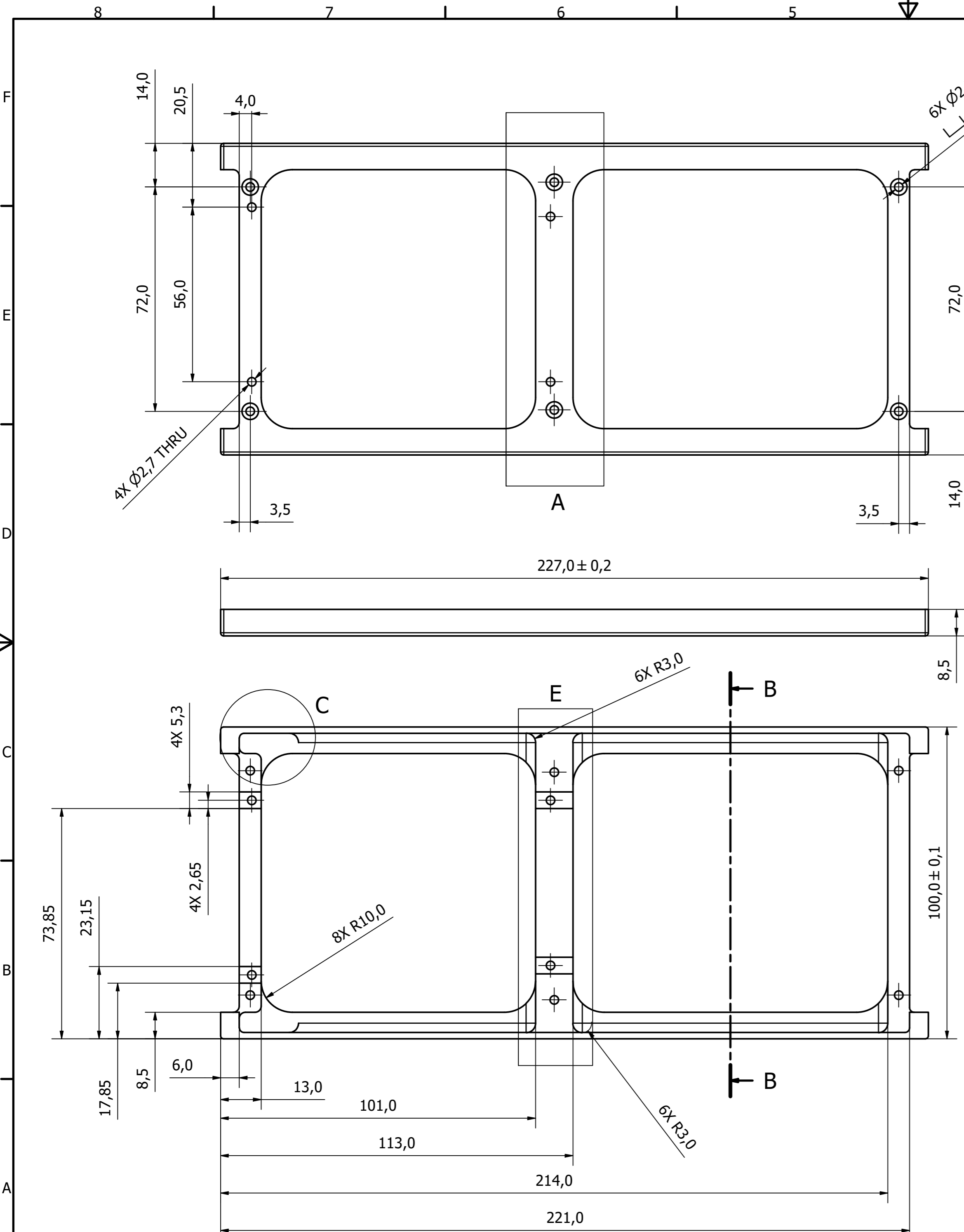




VISTA FRONTAL
(PLANO X-Z)

VISTA SUPERIOR
(PLANO X-Y)

TÍTULO: ESTRUCTURA ENSAMBLADA		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-STR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
A3	PÁGINA 2 DE 10	REV A

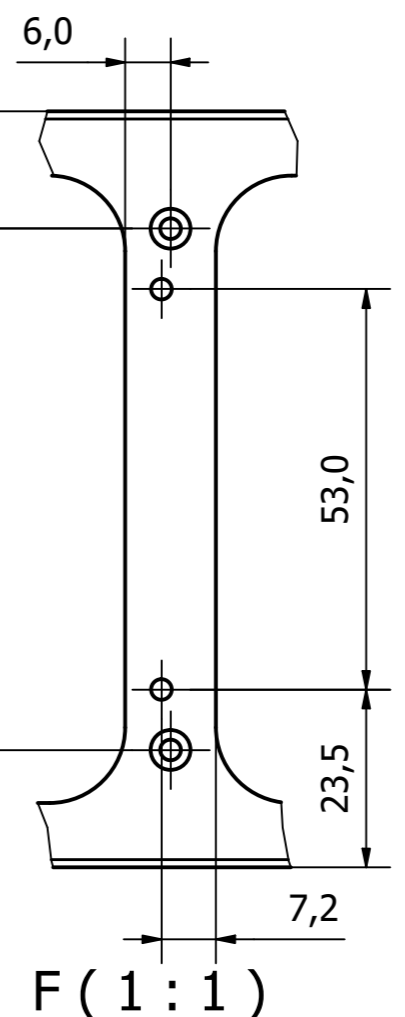


NOTAS
 1. Todos los radios son de 1 mm a menos que se indique lo contrario.
 2. Las superficies de los rieles tienen que tener un tratamiento de anodizado duro luego de su maquinado, con un grosor mayor a 10 µm y una rugosidad superficial no mayor a 1.6 µm.

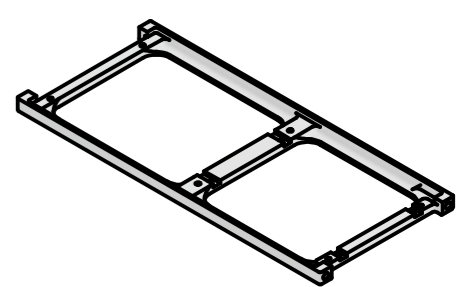
TÍTULO:	PT-STR-001		
NÚMERO DE DIBUJO:	ASY-STR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm	REV
A2	PÁGINA 3 DE 10		A

6X Ø2,7 THRU
 6X Ø5,3 ∇ 2,2

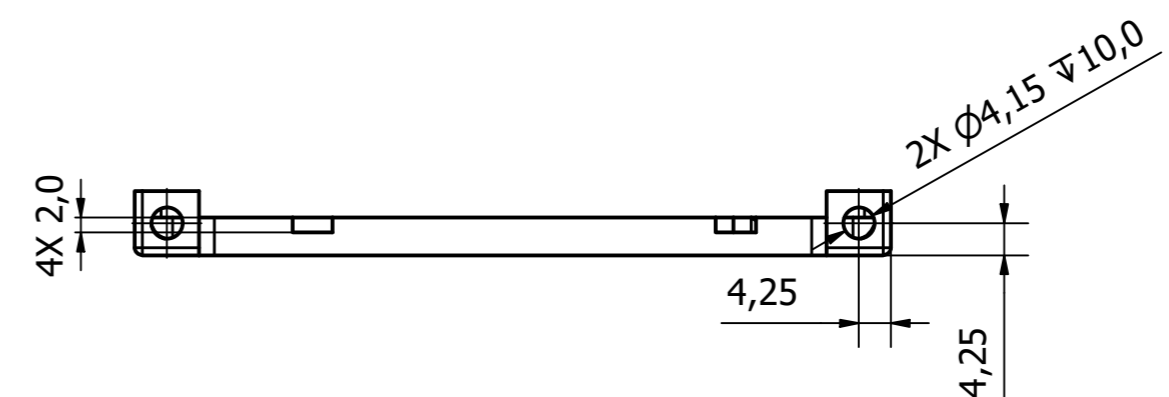
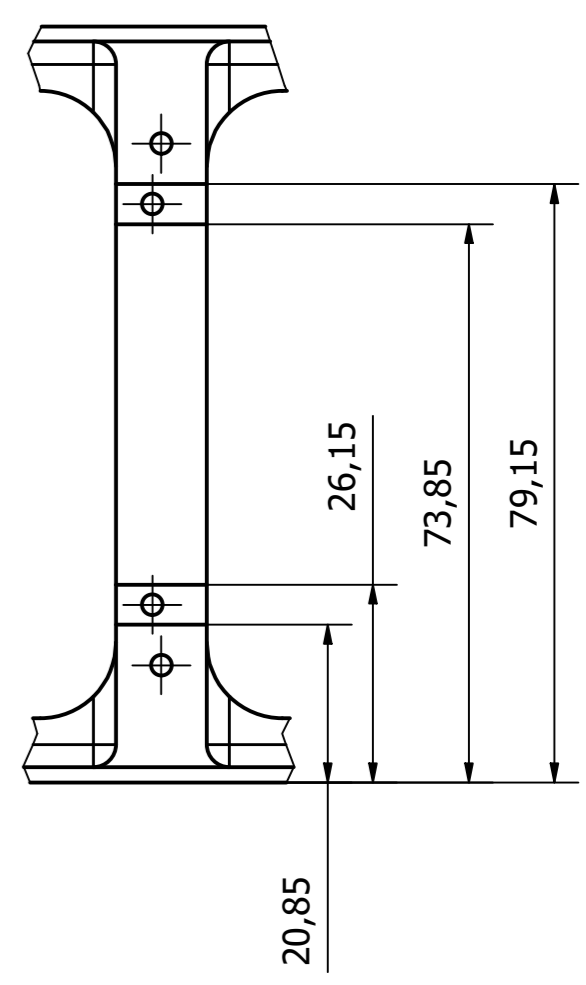
4X Ø2,7 THRU



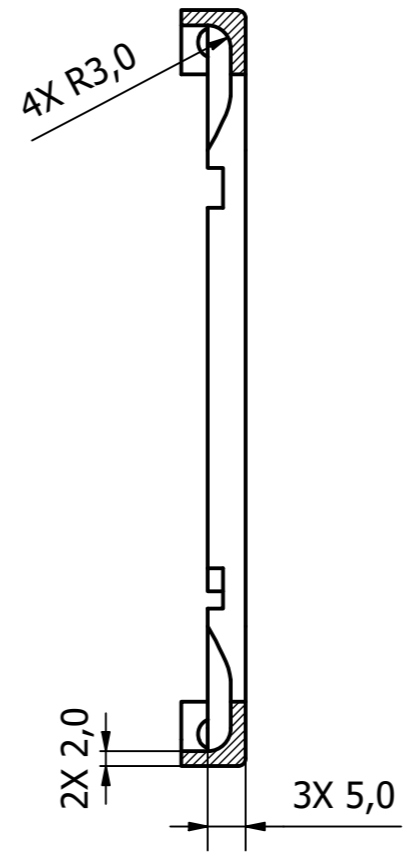
F (1:1)



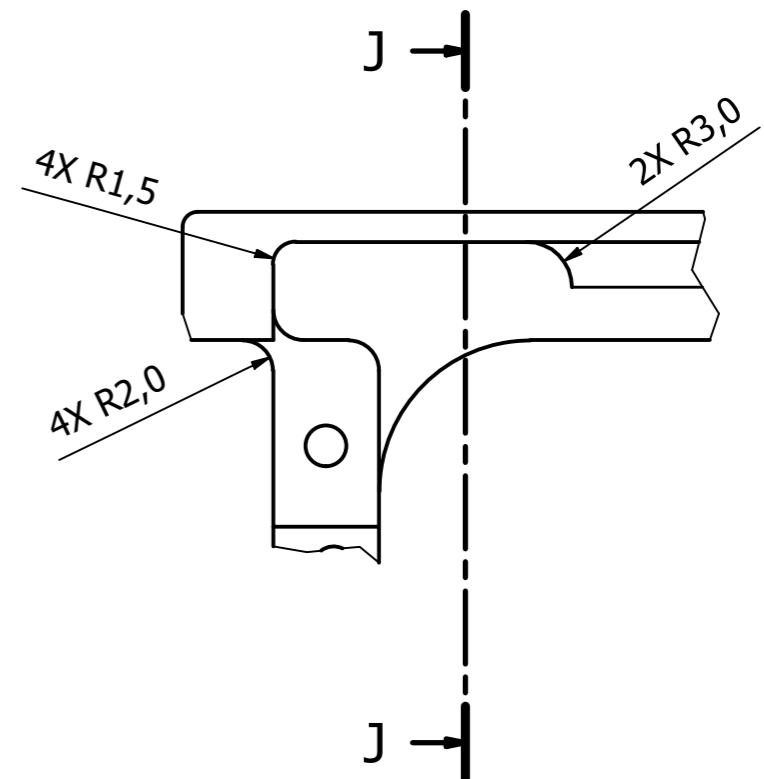
K (1:1)



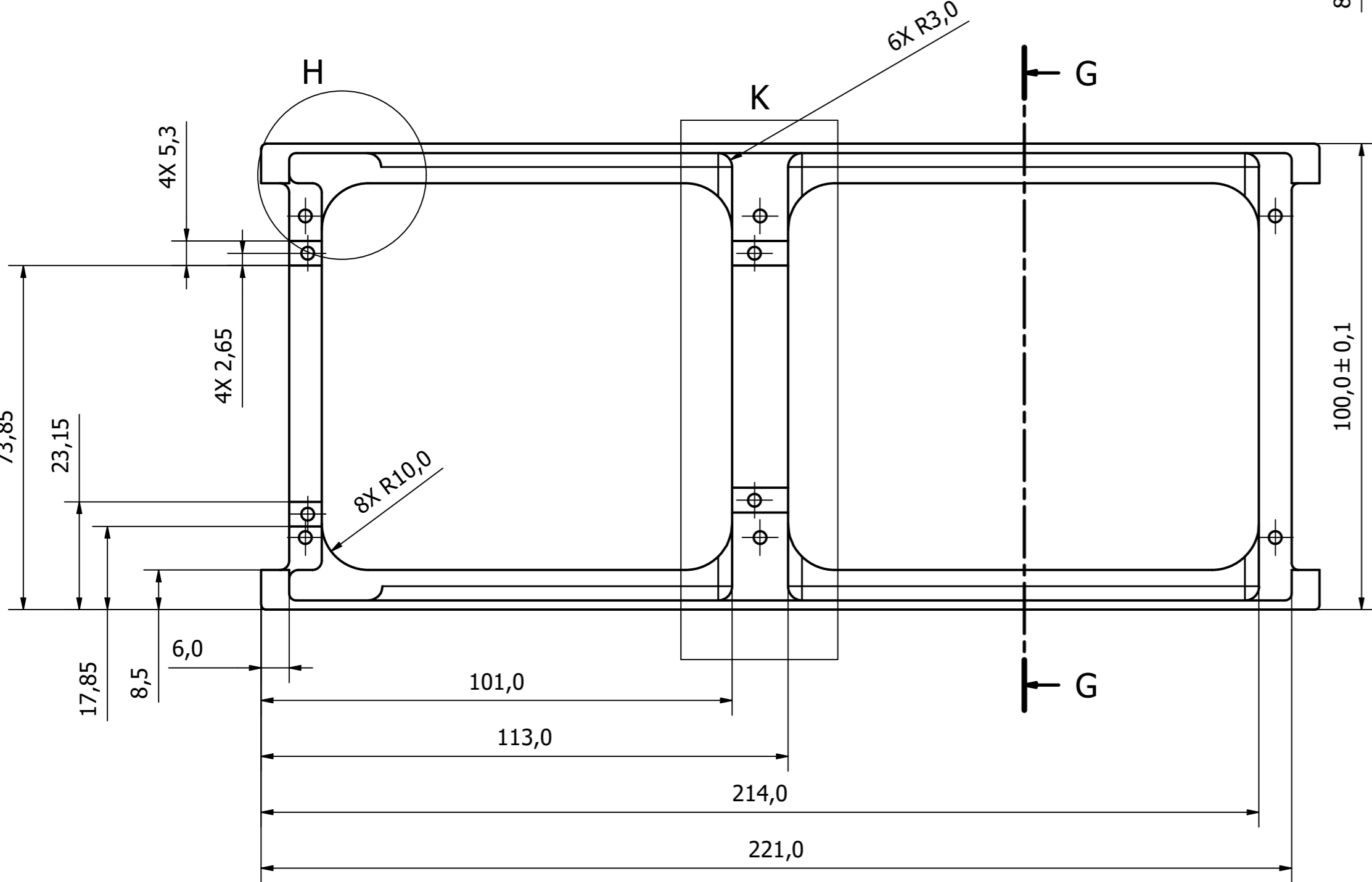
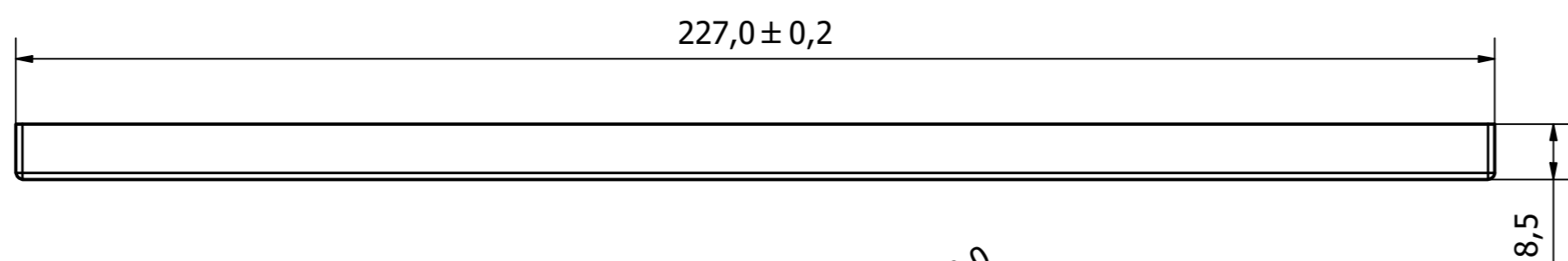
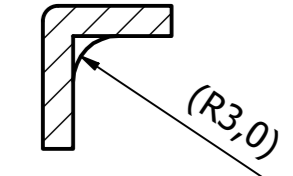
G-G (1:1)



H (2:1)

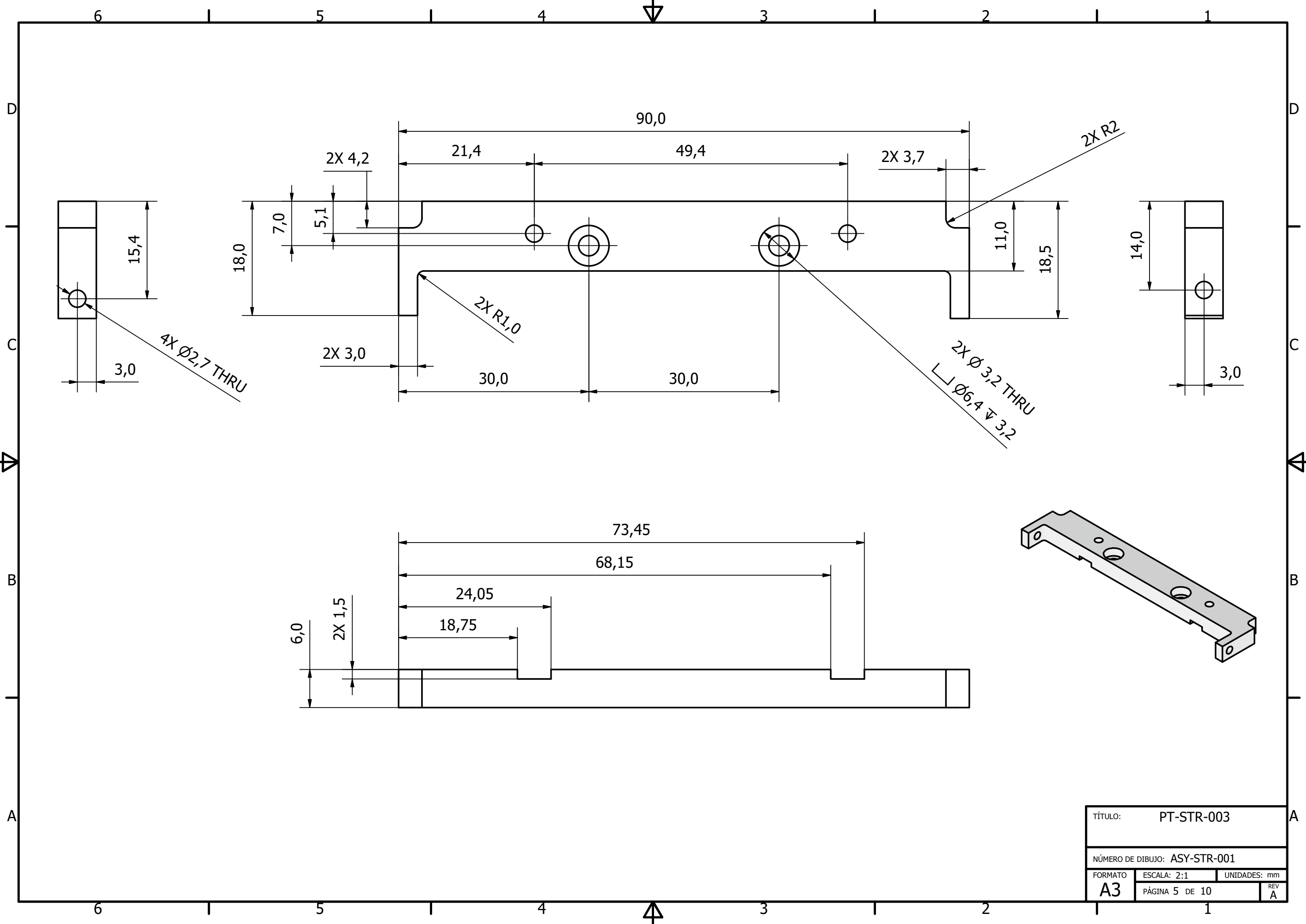


J-J (2:1)

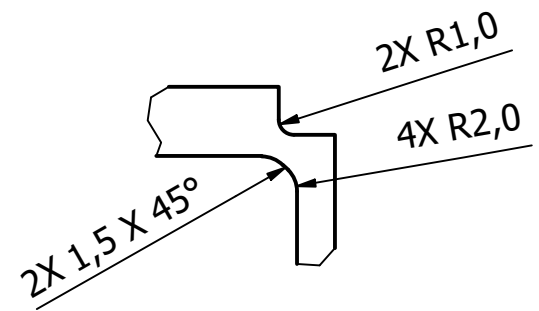
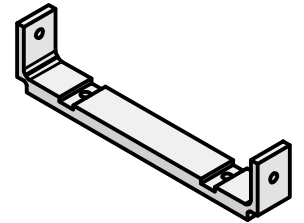
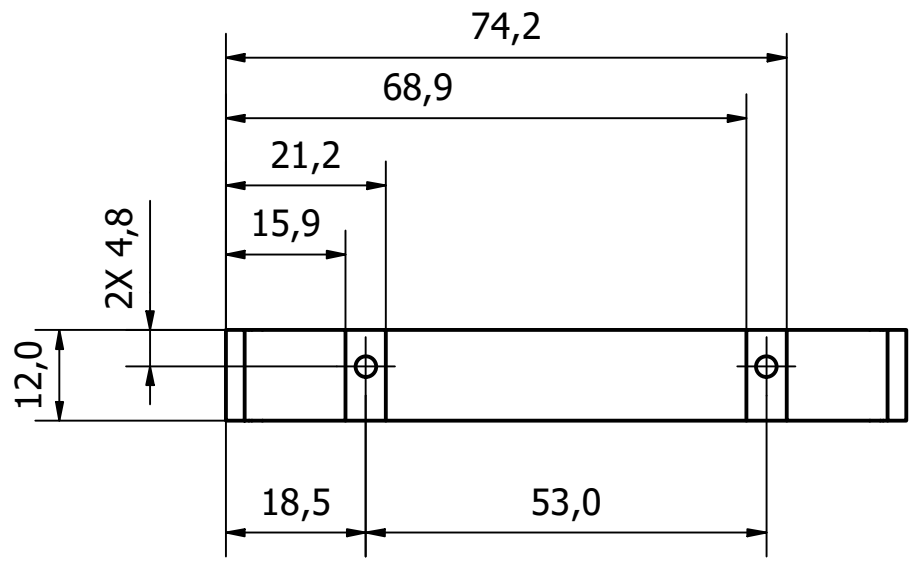


NOTAS
 1. Todos los radios son de 1 mm a menos que se indique lo contrario.
 2. Las superficies de los rieles tienen que tener un tratamiento de anodizado duro luego de su maquinado, con un grosor mayor a 10 μ m y una rugosidad superficial no mayor a 1.6 μ m.

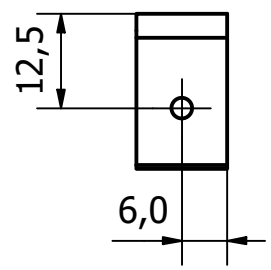
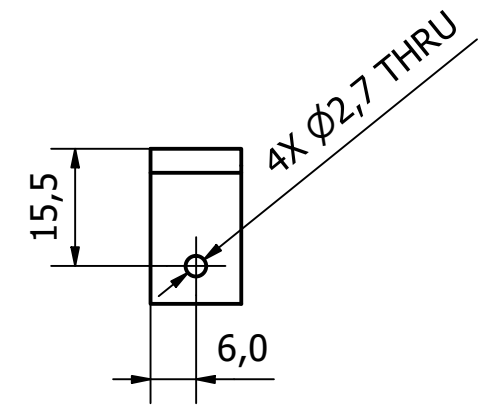
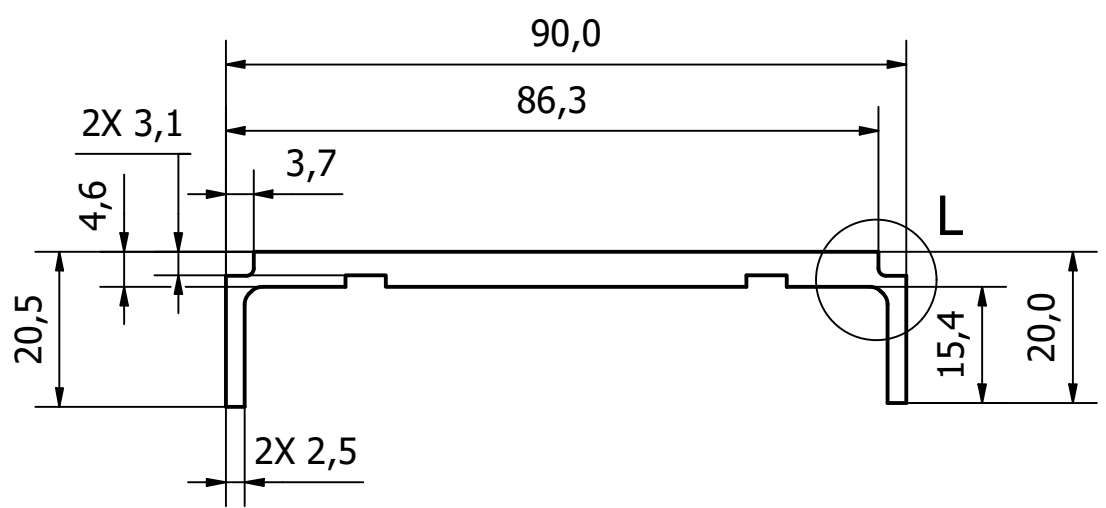
TÍTULO: PT-STR-001	
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-STR-001	
FORMATO: A2	ESCALA: 1:1 UNIDADES: mm
PÁGINA 4 DE 10	REV A



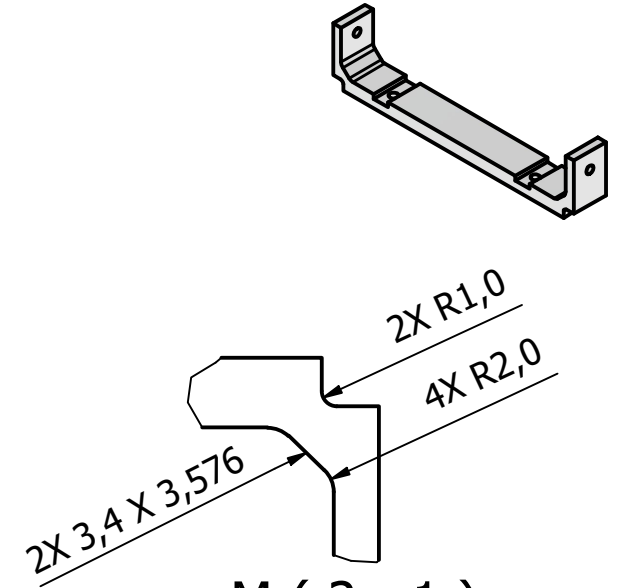
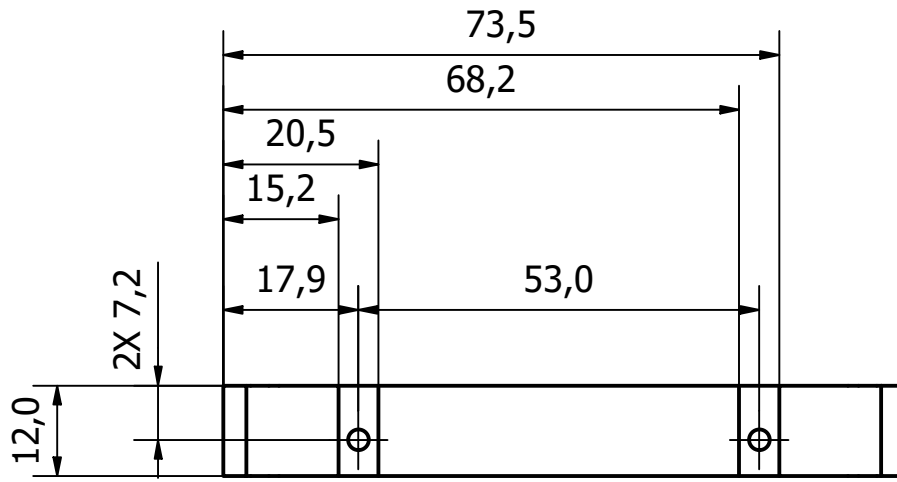
TÍTULO: PT-STR-003		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-STR-001		
FORMATO	ESCALA: 2:1	UNIDADES: mm
A3	PÁGINA 5 DE 10	REV A



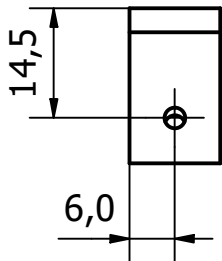
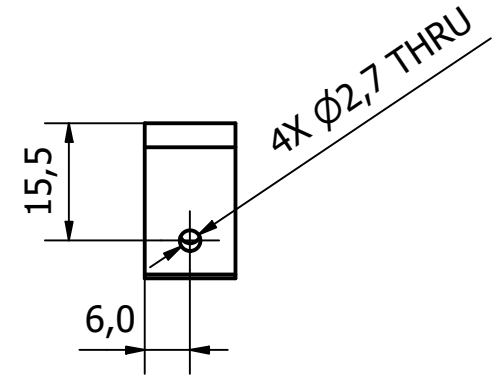
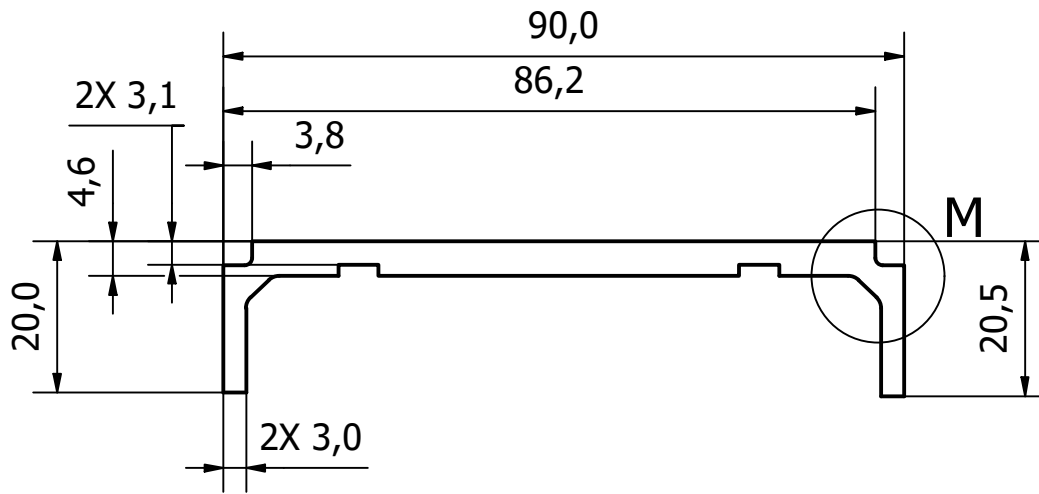
L (2 : 1)



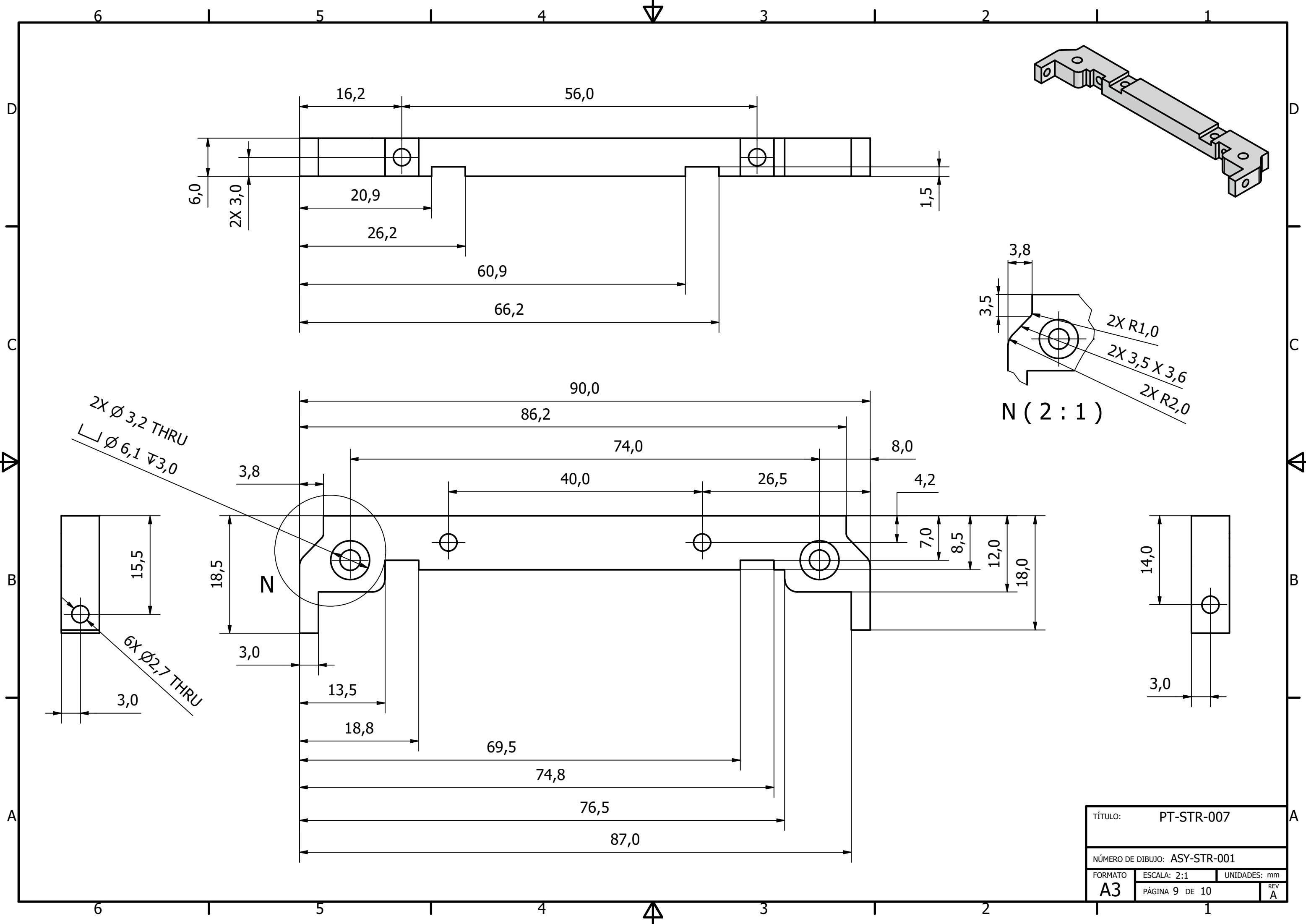
TÍTULO: PT-STR-005		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-STR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 7 DE 10	REV A



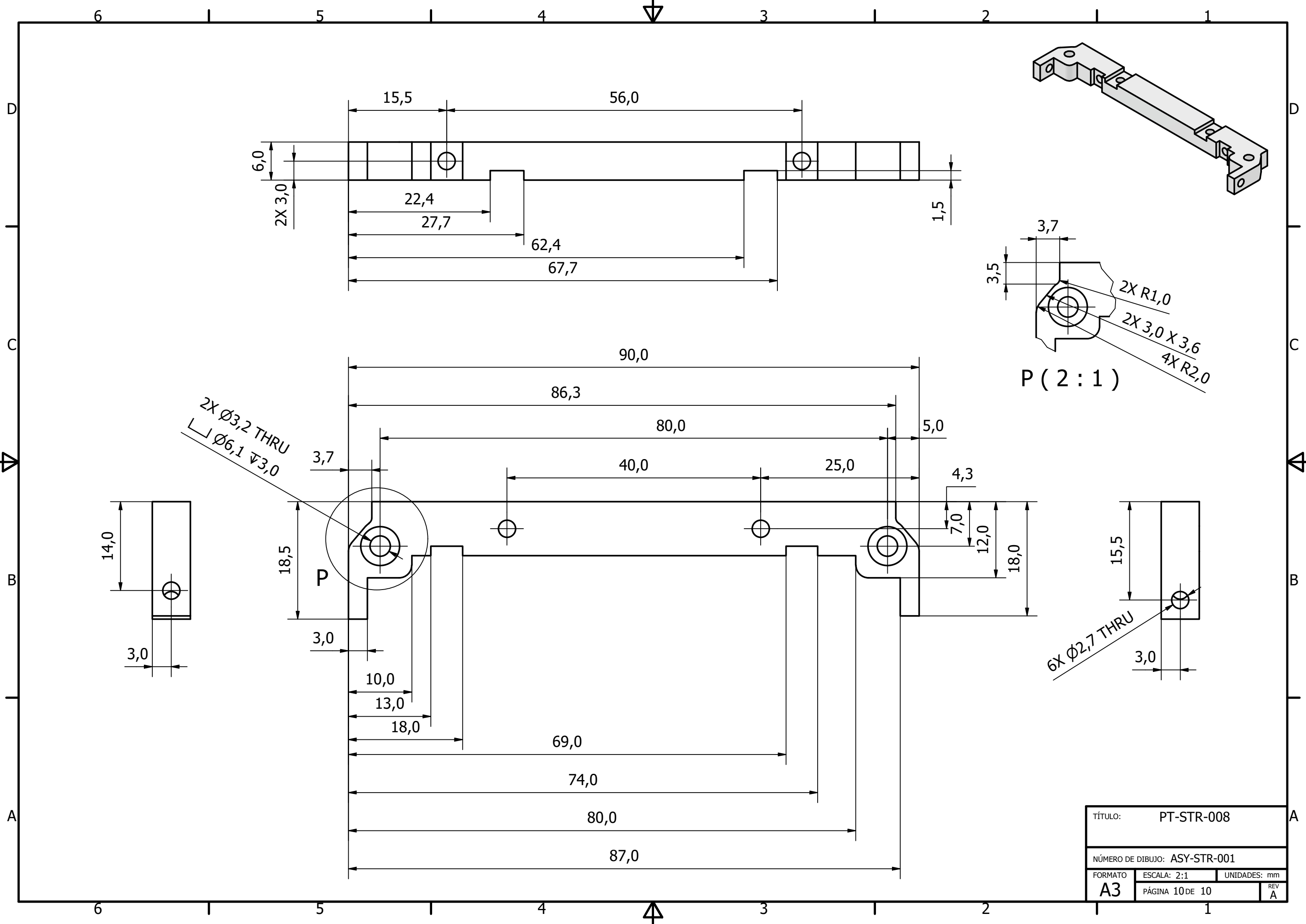
M (2 : 1)



TÍTULO: PT-STR-006		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-STR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 8 DE 10	REV A



TÍTULO: PT-STR-007		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-STR-001		
FORMATO	ESCALA: 2:1	UNIDADES: mm
A3	PÁGINA 9 DE 10	REV A



TÍTULO: PT-STR-008		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-STR-001		
FORMATO A3	ESCALA: 2:1	UNIDADES: mm
	PÁGINA 10 DE 10	REV A