

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA  
Facultad de Ingeniería



**“Diseño, análisis y planificación de maquinado de una  
estructura para un CubeSat 3U”**

Trabajo de graduación presentado por Ricardo Javier Paz Cerezo para  
optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecánica

Guatemala  
2021









UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA  
Facultad de Ingeniería



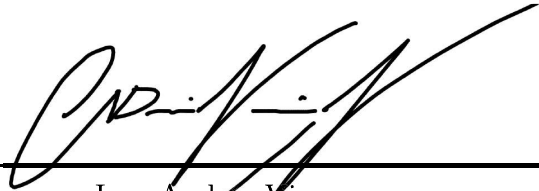
**“Diseño, análisis y planificación de maquinado de una estructura para un CubeSat 3U”**

Trabajo de graduación presentado por Ricardo Javier Paz Cerezo para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecánica


Guatemala  
2021




Vo.Bo.:

(f)   
\_\_\_\_\_  
Ing. Andres Viau

Tribunal Examinador:

(f)   
\_\_\_\_\_  
Ing. Andrés Viau

(f)   
\_\_\_\_\_  
Ing. Laura Roldan

(f)   
\_\_\_\_\_  
MBA. Gustavo Barrera

Fecha de aprobación: Guatemala, 10 de Diciembre de 2021.



<b>Lista de figuras</b>	<b>VIII</b>
<b>Lista de cuadros</b>	<b>IX</b>
<b>Resumen</b>	<b>XI</b>
<b>Abstract</b>	<b>XIII</b>
<b>I. Introducción</b>	<b>1</b>
<b>II. Justificación</b>	<b>3</b>
<b>III. Objetivos</b>	<b>5</b>
A. Objetivo general . . . . .	5
B. Objetivos específicos . . . . .	5
<b>IV. Marco teórico</b>	<b>7</b>
A. ¿Qué es un CubeSat? . . . . .	7
B. Estándar para un CubeSat . . . . .	7
C. Tamaños estandar para CubeSats . . . . .	8
D. Restricciones para estructura de CubeSat 3U . . . . .	8
E. Restricciones funcionales . . . . .	9
F. Tipos de estructuras para CubeSats . . . . .	9
1. Estructuras de elemento único . . . . .	9
2. Estructura de Monocasco . . . . .	10
3. Estructura Modular . . . . .	10
4. Estructura con sistema de agujeros de tarjetas . . . . .	11
G. Materiales para un CubeSat . . . . .	11
H. Ambiente de lanzamiento . . . . .	12
1. Cargas estáticas . . . . .	12
2. Cargas por aceleración . . . . .	13
3. Cargas por vibraciones . . . . .	13
I. Ambiente espacial . . . . .	14

J.	Coeficiente balístico . . . . .	14
K.	Agujeros pasados para tornillos . . . . .	15
L.	Software de análisis de elementos finitos . . . . .	16
1.	Factor de seguridad en ANSYS . . . . .	16
M.	Software CAD/CAM . . . . .	17
<b>V.</b>	<b>Metodología</b>	<b>19</b>
A.	Fase 1: Investigación y definición de requisitos . . . . .	19
1.	Investigación de documentación . . . . .	19
2.	Entrevistas a personas clave del proyecto Quetzal-1 . . . . .	20
3.	Definición de requisitos . . . . .	20
B.	Fase 2: Diseño e integración . . . . .	20
C.	Fase 3: Prototipo impreso en 3D . . . . .	22
D.	Fase 4: Simulación y análisis . . . . .	22
1.	Simplificación del sistema . . . . .	22
2.	Contactos del sistema . . . . .	23
3.	Mallado . . . . .	24
4.	Soportes del sistema . . . . .	25
5.	Cargas del sistema . . . . .	26
E.	Fase 5: Definición de manufactura y documentación . . . . .	30
F.	Fase 6: Documentación de diseño . . . . .	30
<b>VI.</b>	<b>Resultados</b>	<b>31</b>
A.	Investigación y definición de requisitos . . . . .	31
B.	Diseño final . . . . .	35
C.	Prototipo impreso en 3D . . . . .	42
D.	Análisis de elementos finitos . . . . .	43
1.	Análisis estático . . . . .	43
2.	Análisis cuasi-estático . . . . .	47
3.	Análisis modal . . . . .	50
4.	Análisis de vibraciones aleatorias . . . . .	51
5.	Resultados generales . . . . .	52
E.	Planificación de manufactura . . . . .	53
1.	Piezas principales laterales . . . . .	54
2.	Barras laterales . . . . .	58
3.	Parametros de corte . . . . .	62
F.	Documentación de diseño y manufactura . . . . .	64
<b>VII.</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>65</b>
<b>VIII.</b>	<b>Recomendaciones</b>	<b>67</b>
<b>IX.</b>	<b>Bibliografía</b>	<b>69</b>
<b>X.</b>	<b>Anexos</b>	<b>71</b>

---

## Lista de figuras

---

1.	Estructura de elemento único de PrintSat impresa en 3D . . . . .	9
2.	Estructura Monocasco de Pumpkin Inc. . . . .	10
3.	Estructura modular de Radius Space . . . . .	11
4.	Estructura con sistema de agujeros de tarjetas de C3S 3U . . . . .	11
5.	Tabla de vibraciones alatorias indicadas por JAXA en JPAH . . . . .	14
6.	Gráfico de vibraciones alatorias indicadas por JAXA en JPAH . . . . .	14
7.	Librería de herramientas para fresadora de UVG . . . . .	17
8.	Bosquejos iniciales a mano . . . . .	21
9.	Integración de estructura y componentes . . . . .	21
10.	Modelo CAD simplificado de estructura 3U . . . . .	23
11.	Estructura y centro de masa en ANSYS . . . . .	23
12.	Métrica de calidad de mallado . . . . .	25
13.	Mallado del sistema en ANSYS . . . . .	25
14.	J-SSOD de JAXA. . . . .	26
15.	Soportes en ANSYS . . . . .	26
16.	Fuerzas en rieles en ANSYS . . . . .	27
17.	Fuerzas de pretensión en tornillos en ANSYS . . . . .	27
18.	Carga de pretensión y de compresión aplicadas en dos pasos . . . . .	28
19.	Aceleración cuasi-estática en ANSYS . . . . .	28
20.	Carga de pretensión, compresión y aceleración cuasi-estática aplicadas en dos pasos . . . . .	29
21.	PDS respecto a frecuencia ingresados en ANSYS . . . . .	30
22.	Configuración de la estructura . . . . .	36
23.	Pieza lateral principal . . . . .	37
24.	Soporte lateral en pieza principal . . . . .	37
25.	Sujeción entre piezas . . . . .	38
26.	Agujeros abocardados . . . . .	38
27.	Excentricidad en agujeros de barra lateral . . . . .	39
28.	Placas colocada en el eje X . . . . .	39
29.	Agujero abocarado para separadores . . . . .	40
30.	Sugeción de deployment switch . . . . .	40

31.	Placa de aluminio para sugesión de antenas . . . . .	41
32.	Ensamble de antenas sobre estructura . . . . .	41
33.	Prototipo impreso en 3D completo lado X . . . . .	42
34.	Prototipo impreso en 3D completo lado -X . . . . .	42
35.	Ranuras en prototipo para tuercas . . . . .	43
36.	Esfuerzo equivalente máximo en estructura, análisis estático . . . . .	44
37.	Esfuerzo equivalente máximo en estructura (detalle), análisis estático . . . . .	44
38.	Esfuerzo equivalente máximo en separadores, análisis estático . . . . .	44
39.	Esfuerzo equivalente máximo en placas internas, análisis estático . . . . .	45
40.	Esfuerzo equivalente máximo en placas externas, análisis estático . . . . .	45
41.	Esfuerzo equivalente máximo en celdas solares, análisis estático . . . . .	46
42.	Esfuerzo equivalente máximo en tornillos y tuercas, análisis estático . . . . .	46
43.	Esfuerzo equivalente máximo en tornillos y tuercas (detalle), análisis estático . . . . .	46
44.	Esfuerzo equivalente máximo en estructura, análisis cuasi-estático . . . . .	47
45.	Esfuerzo equivalente máximo en estructura (detalle), análisis cuasi-estático . . . . .	47
46.	Esfuerzo equivalente máximo en separadores, análisis cuasi-estático . . . . .	48
47.	Esfuerzo equivalente máximo en placas internas, análisis cuasi-estático . . . . .	48
48.	Esfuerzo equivalente máximo en placas externas, análisis cuasi-estático . . . . .	49
49.	Esfuerzo equivalente máximo en celdas solares, análisis cuasi-estático . . . . .	49
50.	Esfuerzo equivalente máximo en tornillos y tuercas, análisis cuasi-estático . . . . .	50
51.	Esfuerzo equivalente máximo en tornillos y tuercas (detalle), análisis cuasi-estático . . . . .	50
52.	Frecuencias naturales obtenidas del análisis modal . . . . .	51
53.	Esfuerzo equivalente máximo en ensamble completo, análisis de vibraciones aleatorias . . . . .	51
54.	Esfuerzo equivalente máximo en ensamble completo (detalle), análisis de vibraciones aleatorias . . . . .	52
55.	Soporte 1 para manufactura . . . . .	54
56.	Soporte 2 para manufactura . . . . .	55
57.	Montaje para soporte 2 . . . . .	55
58.	Montaje 1 para pieza lateral principal . . . . .	56
59.	Montaje 2 para pieza lateral principal . . . . .	57
60.	Montaje 3 para pieza lateral principal . . . . .	58
61.	Montaje 4 para pieza lateral principal . . . . .	59
62.	Soporte 3 para manufactura . . . . .	59
63.	Montaje para maquinar el soporte 3 . . . . .	60
64.	Montaje 1 para barra lateral . . . . .	60
65.	Montaje 2 para barra lateral . . . . .	61
66.	Montaje 3 para barra lateral . . . . .	62
67.	Montaje 4 para barra lateral . . . . .	62



---

## Lista de cuadros

---

1.	Materiales de componentes principales . . . . .	12
2.	Diámetros de agujeros pasados para tornillos . . . . .	16
3.	Tipo de contactos entre piezas definidos en ANSYS . . . . .	24
4.	Tabla comparativa de calidad de mallado . . . . .	25
5.	Restricciones para estructura definida por JPAH . . . . .	31
5.	Restricciones para estructura definida por JPAH . . . . .	32
5.	Restricciones para estructura definida por JPAH . . . . .	33
6.	Requerimientos adicionales específicos a este proyecto . . . . .	34
7.	Mapa de actores para entrevistas . . . . .	35
8.	Factor de seguridad ante la carga máxima equivalente del análisis estático . . . . .	53
9.	Factor de seguridad ante la carga máxima equivalente del análisis cuasi-estático . . . . .	53



Con el fin de extender los alcances del primer satélite diseñado por la Universidad del Valle de Guatemala (Quetzal-1), se busca diseñar e implementar un segundo satélite tipo CubeSat 3U. La estructura dentro de un satélite es una parte esencial, pues se encarga de integrar y sostener todos los elementos que lo conforman. Por esta razón se diseñó, analizó y planificó la manufacturara de una estructura para que cumpla con los requisitos definidos por el estándar de *CalPoly* y el documento *JEM Payload Acomodation Handbook* (JPAH) de JAXA para CubeSats tipo 3U. El diseño fue analizado por medio de software de elemento finitos para estudiar los esfuerzos a los que estará sometido durante un lanzamiento espacial. Además, se planificó el proceso de manufactura utilizando herramientas CAM para que la estructura pueda ser maquinada con equipo CNC. Como resultado se obtuvo el diseño de una estructura inicial, que cumpla con los requisitos establecidos por el proveedor de lanzamiento y la misión del satélite además de soportar el ambiente de lanzamiento. También se obtuvo la planificación del proceso de manufactura y se diseñaron las piezas de sujeción para los montajes. Esto se documentó por medio de los archivos CAM y el Código G, así como una explicación de los montajes en este documento.



With the purpose of extending the results of the first satellite design by Universidad del Valle de Guatemala (Quetzal-1), it is desired to design and implement a second satellite in the form of a 3U CubeSat. The structure within a satellite is an essential part of it, since it integrates and holds all the elements that conform it. For this reason, a 3U CubeSat structure was designed, analyzed and its manufacture was planned securing that it will fulfill all the requirements mentioned on the standards from *CalPoly* and the document *JEM Payload Accommodation Handbook* from JAXA. The design obtained was then analyzed using finite elements software to study the stresses that it could endure during a space launch. Then, the manufacturing process was planned using CAM software so the structure can be machined using CNC equipment. As a result, the design of a CubeSat structure was obtained which can fulfill all the requirements for a launch and the satellite mission will be able to endure the space launch environment. Also, the manufacturing process was planned and the fixtures for fixing and setup process for the CNC machine were designed. This was documented by generating the CAM and G Code files, as well as the explanation of the procedure on this document.



Con el propósito de implementar un satélite 3U, se trabajó el diseño, análisis y planificación de manufactura para la estructura de dicho satélite. Para esto, se tomó como base el trabajo ya realizado con el proyecto Quetzal-1 dentro de Universidad del Valle de Guatemala. Se buscaba por lo tanto lograr un diseño que mejorara la estructura anterior, tanto a nivel funcional como para su proceso de manufactura. Además de esto, se tomó como referencia el estándar CubeSat definido por la Universidad Politécnica de California (CalPoly) y el documento JEM Payload Accommodation Handbook de JAXA para asegurar que la estructura diseñada cumpliera con los requisitos en estos documentos definidos.

El presente trabajo muestra el proceso utilizado para el diseño de la estructura, indicando la razón de las decisiones tomadas y definiendo la geometría final a la que se llegó. Se indica además los parámetros utilizados para las simulaciones y se analizan los resultados de estas. Además, se describe el proceso planificado para la manufactura y las piezas de soporte diseñadas para completar dicho proceso. En general, este documento es un registro de los aspectos más importante que permitieron diseñar una nueva estructura 3U, dejando así una constancia del por que se tomaron las decisiones de diseño. Para futuras referencias, esto resulta de suma importancia, pues permitirá tener una base sólida para trabajar futuras estructura, o bien modificar el diseño actual sin que esto ponga en riesgo la integridad del mismo.





---

### Justificación

---

La Universidad del Valle de Guatemala (UVG) incursionó por primera vez en el ámbito aeroespacial en Guatemala con el lanzamiento del CubeSat Quetzal-1 en febrero de 2020. Este proyecto generó conocimiento y experiencia en el campo aeroespacial nacional con miras a seguir aprendiendo y ampliando a través de nuevos proyectos. El departamento de Ingeniería Mecánica de UVG desea dar continuidad al aprendizaje a través de un segundo satélite tipo CubeSat, el cual amplió el campo de estudios aeroespaciales en Guatemala y motivó a más jóvenes a perseguir carreras en Ciencia, Tecnología, Ingeniería y Matemática (CTIM). Para lograr esto, se ha determinado el requerimiento de utilizar una estructura 3U, la cual brinda mayor capacidad de espacio y masa para la carga útil lo cual permite realizar experimentos más complejos (Cal Poly, 2017).

Con el fin de garantizar una operación segura para esta clase de satélites, es obligatorio cumplir con ciertos requerimientos mínimos, tanto de diseño como de pruebas (Cal Poly, 2017).

De esta forma, se tiene la tarea de diseñar, analizar y manufacturar una estructura tipo CubeSat 3U que cumpla con los requisitos del proveedor de lanzamiento dejando una documentación clara de este proceso. Se espera que la manufactura pueda ser realizada en el Laboratorio de Manufactura Avanzada de UVG con el objetivo de poder completar un primer diseño global de la base para un satélite en el año 2022.

La estructura dentro de un CubeSat es una de las partes centrales para lograr la correcta integración de todos los componentes. Por esta razón, su diseño debe ser analizado cuidadosamente para que sea flexible y adaptable a distintos requerimientos, al igual que funcional y factible de manufacturar con maquinaria y herramienta local. Además, el diseño debe cumplir con los requisitos mínimos de seguridad para que este pueda ser aprobado por el proveedor del lanzamiento. Con esto se refiere a que sea capaz de soportar las vibraciones y cargas en un ambiente de lanzamiento y operación. Se debe asegurar las correctas tolerancias del satélite, pues estas permitirán un correcto lanzamiento desde un desplegador orbital. Por esta razón, se debe ser capaz de manufacturar el diseño definido siempre cumpliendo con todos los requerimientos obligatorios para poder lanzar al espacio.

Cada uno de estos aspectos (diseño, análisis y manufactura) deben ser correctamente analizados y documentados, pues esta información servirá de referencia para cualquier modificación futura en cada una de las fases de diseño. Se debe tener especial importancia a la documentación del proceso de manufactura, pues actualmente existe poca información pública sobre proyectos de escala similar. Esta documentación dejará planteada una base para cualquier futuro proyecto relacionado con estructuras 3U en Guatemala. De esta forma se continuará el trabajo ya comenzado por Quetzal-1, para permitir una mayor facilidad en la expansión del campo aeroespacial en el país.

Con este trabajo, se dejará una correcta documentación de todos los diseños CAD necesarios para la estructura 3U, así como los respectivos planos de cada pieza. Se indicarán los parámetros utilizados para realizar las simulaciones de elementos finitos pertinentes, así como los resultados obtenidos y variables que pueden afectar dichos resultados. Además, se dejará planteado un proceso de manufactura para cada pieza, el diseño de sus montajes, así como los archivos CAM y Código G de la manufactura. A lo largo de este documento también se explicará con detalles los montajes y proceso para llevar a cabo la manufactura definiendo aspectos importantes como las herramientas utilizadas y tiempo de maquinado. Se fabricará un prototipo de la estructura que permita comprobar que se cumplen los requisitos establecidos de diseño y manufactura. De esta forma, futuros proyectos realizados en Guatemala que requieran estructuras 3U, se verán beneficiados por la documentación que permitirá una fácil implementación del diseño realizado.

### A. Objetivo general

- Diseñar, analizar y planificar la manufactura de una estructura para un CubeSat 3U que logre la correcta integración de todos los módulos y soporte el ambiente mecánico al que será sometida.

### B. Objetivos específicos

- Diseñar una estructura que cumpla con los estándares definidos por JAXA para estructura 3U según el documento *JEM Payload Accomodation Handbook*, Revisión A realizada en 2013.
- Establecer la forma de sujeción de los componentes que conformen a la estructura tomando en cuenta los requerimientos de estos.
- Verificar por medio de simulaciones en ANSYS que la estructura es capaz de soportar y mantener la integridad de los componentes en los ambientes mecánicos indicados el documento *JEM Payload Accomodation Handbook* de JAXA.
- Documentar la geometría y diseño de la estructura por medio de planos mecánicos.
- Planificar la manufactura de la estructura de modo que se cumplan con los requerimientos dimensionales del documento *JEM Payload Accomodation Handbook* de JAXA.
- Fabricar un prototipo de la estructura utilizando impresión 3D que permita verificar el cumplimiento de los requerimientos.
- Documentar el proceso de manufactura para la estructura utilizando herramientas CAD/CAM.



## A. ¿Qué es un CubeSat?

Los CubeSats son un tipo de nano satélite con forma de cubo que se basa en una serie de normas estándar. El objetivo general de estos es llevar una pequeña carga útil al espacio. Dicha carga útil tiene una misión que puede ser la validación de un sistema en el espacio, probar tecnología nueva, realizar alguna medición, entre otras (Cal Poly, 2017).

Los CubeSats surgieron en 1999 en un esfuerzo colaborativo entre la Universidad Estatal Politécnica de California (Cal Poly) y el departamento de desarrollo de sistemas espaciales de la Universidad de Standford con la intención de proveer un acceso accesible al espacio. Con esto se quería ayudar a las comunidades científicas de distintas universidades comenzar programas espaciales propios. En la actualidad, ese objetivo se a cumplido, y universidades de todo el mundo han tenido acceso espacial por medio de esta plataforma (Cal Poly, 2017).

La gran accesibilidad de un satélite tipo CubeSat resulta de utilizar una plataforma pequeña y estándar en tamaño, forma y peso que permite reducir los costos de los desarrollos tecnológicos e investigación científica. Estos aspectos estándares permiten que compañías produzcan componentes en masa que puedan ser adquiridos y adaptados fácilmente a cualquier CubeSat. Como resultado, los costos de desarrollar esta clase de satélites son relativamente bajos y pueden ser ampliamente customizados. Las restricciones de forma y tamaño también reducen el costo asociado a transportarlos y desplegarlos al espacio (Cal Poly, 2017).

## B. Estándar para un CubeSat

Las normas que rigen el estándar CubeSat fueron desarrolladas por CalPoly en el documento CubeSat Desing Specification (CDS) donde se especifican las características que debe cumplir. A partir de esta norma, muchos lanzadores espaciales han derivado sus es-

tándaes análogos donde agregan restricciones específicas para sus lanzadores orbitales, de forma que aseguren el correcto funcionamiento. Una de estas normas análogas es la creada por la Agencia de Exploración Espacial de Japón (JAXA) en el documento *JEM Payload Accommodation Handbook*. La mayoría de los requerimientos entre ambas normas son compartidos, por lo que no hay contradicciones entre ellas, sin embargo, la norma definida por JAXA resulta ser más específicas en algunos detalles que el documento CDS deja indicados de una forma más general.

En los estándares para un CubeSat, los requerimientos se dividen en distintas áreas: mecánico, electrónico, operacionales y el ambiente/pruebas que el satélite debe soportar. Los requerimientos mecánicos abarcan aspectos como las dimensiones, masa y materiales a cumplir. El aspecto electrónico define interruptores y componentes de seguridad que deben ser diseñados. Los requisitos operacionales indican los aspectos que se deben cumplir en la integración y operación del satélite para asegurar la seguridad de este y otros CubeSats. En el aspecto de pruebas, se mencionan las verificaciones a las que el satélite debe ser sometido, las cuales simulan el ambiente espacial en el que se encontrara para asegurar su correcto funcionamiento en dichas condiciones. Por lo tanto, el diseño debe estar pensado para cumplir todos los requisitos de forma correcta (Cal Poly, 2015).

## C. Tamaños estandar para CubeSats

Dentro de los estándares CubeSat existen distintos tamaños, todos basados en la unidad estándar que se conoce como 1U. Un CubeSat 1U tiene unas dimensiones de 10 x 10 x 10 cm y una masa entre 1 a 1.33 kg aproximadamente. A partir de este, existen otras dimensiones como 1.5U, 2U, 3U y 6U, en las cuales se escala propiedades como dimensiones y masa, permitiendo así una mayor capacidad para la carga útil en los estándares más grandes. Documentos como el CDS y JPAH definen de forma completa las especiaciones que debe cumplir cada unidad. Cabe destacar que mientras más grande es el satélite, también es más complejo, por lo que se debe buscar tener el tamaño óptimo para la misión que se desea completar (Cal Poly, 2015).

## D. Restricciones para estructura de CubeSat 3U

De todas las restricciones que listan los documentos antes mencionados, solo algunas afectan de forma directa o indirectamente el diseño de la estructura. Los requerimientos mecánicos y requerimientos de pruebas definen directamente requisitos que la estructura debe cumplir. Pero, se debe revisar cuidadosamente todos los requisitos pues para cumplir algunos de los operacionales y eléctricos, la estructura también tomarlos en cuenta a modo que la integración con los componentes electrónicos y la operación sea la correcta.

Algunos de los requerimientos claves para la estructura son las dimensiones junto con las tolerancias de estas, tomando en cuenta la disposición de los componentes fuera del satélite. La masa es otro aspecto importante para tomar en cuenta en el diseño, al igual que en donde se encuentra el centro de gravedad. Se limitan además los materiales a utilizar y el acabado que deben tener. Además, el documento JPAH indica los parámetros de vibración

y aceleración que la estructura debe soportar, y a la cual será sometido para las pruebas. Para mayor detalle sobre los requisitos se puede referir a los documentos indicados.

## E. Restricciones funcionales

Además de los requisitos definidos por el proveedor de lanzamiento, se deben tomar en cuenta que también existirán requisitos funcionales para cada satélite que dependerán de la misión que se tenga. Estos permiten determinar si la estructura cumplirá el objetivo de la misión y evaluar la eficiencia con que esta tarea se lleva a cabo. Dichas restricciones podrán afectar también de forma directa o indirectamente el diseño de la estructura. A continuación, en el siguiente cuadro se definen algunos de estas restricciones.

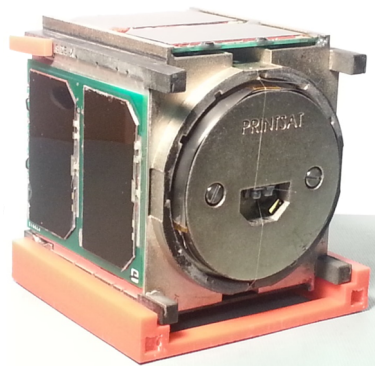
## F. Tipos de estructuras para CubeSats

Con la popularidad que han adquirido los CubeSats, es posible encontrar distintos tipos de estructura desarrollados por fabricantes. A continuación, se mostrarán algunos de los más comunes. Cabe mencionar que estos no son los únicos existentes ni los únicos que existirán, pues con el avance de la tecnología vemos como el sector de manufactura aeroespacial implementa nuevas soluciones.

### 1. Estructuras de elemento único

Este tipo de estructura consiste en un único elemento como el ejemplo de la Figura 1 para resistir las cargas y sujetar los componentes del satélite. Esto presenta la ventaja de no tener piezas de sujeción, lo cual puede disminuir el peso. Además, al ser de una única pieza, las cargas se distribuirán de una forma bastante fluida a lo largo de la estructura. Al tener que manufacturar todo de una pieza, también se logra tener un mejor control sobre las tolerancias en comparación a otro tipo de estructuras (NASA, 2015).

Figura 1: Estructura de elemento único de PrintSat impresa en 3D



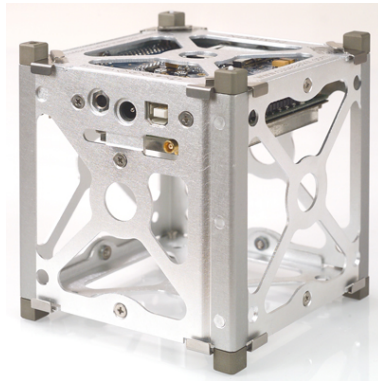
Se deben considerar ciertas complicaciones en este tipo de estructura, especialmente en el aspecto de manufactura. Se requiere utilizar procesos complejos con maquinaria CNC,

o disponer de tecnologías como impresión 3D en metal o sinterizado para lograr crearla. Este aspecto la hace un tipo de estructura costosa y difícil de manufacturar, requiriendo de conocimiento especializado y operadores capacitado para lograr un resultado satisfactorio. Además, el diseño de la estructura puede ser difícil de adaptar a distintas misiones ya que los sistemas de sujeción para componentes específicos estarán integrados en esta (NASA, 2015).

## 2. Estructura de Monocasco

Estas estructuras tienen la característica de estar constituidas por un monocasco, donde las cargas son soportadas por una piel externa unida a un esqueleto. La piel de la estructura está fabricada por láminas de metal, las cuales se pueden trabajar fácilmente con corte laser, troquelado y dobladoras de lámina. El esqueleto lo constituyen soportes sólidos, principalmente en los rieles de la estructura de un CubeSat, que permiten sujetar las láminas de metal. Un ejemplo se muestra en la Figura 2. Con estas se tiene la ventaja que se pueden colocar huecos en las láminas de metal para reducir el peso y se maximiza el volumen interno al estar conformado principalmente por laminas delgadas. Este tipo de estructura se puede manufacturar relativamente fácil y con un bajo costo si se cuenta con el equipo adecuado. La desventaja principal es que se necesita una estructura secundaria para soportarla y elementos de sujeción, lo cual pueden hacer el proceso de ensamblaje más complicado (NASA, 2015).

Figura 2: Estructura Monocasco de Pumpkin Inc.



## 3. Estructura Modular

Una estructura modular es aquella que a partir de una estructura de unidad 1U, es posible ensamblar estructuras 2U, 3U y 6U como se muestra en la Figura 3. Estas se caracterizan por ser cada una independiente y requiere de elementos de sujeción para lograr el ensamble de cada módulo. Este tipo de estructura tiene la ventaja de ser fácilmente escalable para poder trabajar, con un mismo tipo de estructura distintos proyectos y tamaños de CubeSat. La desventaja que presenta es el tener más componentes los cuales se deben manufacturar de forma independiente, lo que implica mayor complejidad para controlar las tolerancias. Esto también implica una mayor cantidad de elementos de sujeción, lo que aumenta la dificultad de ensamble y riesgo de falla (NASA, 2015).



Figura 3: Estructura modular de Radius Space



#### 4. Estructura con sistema de agujeros de tarjetas

Algunas estructuras utilizan un sistema de agujeros de tarjeta que tiene como objetivo aprovechar la práctica común de apilar y comunicar las tarjetas electrónicas con los puertos PC/104. Estas se caracterizan por tener varias ranuras a lo largo de la estructura donde las tarjetas electrónicas pueden ser posicionadas y sostenidas para su correcto ensamblaje. Esto se puede observar en la Figura 4. Esto tiene la ventaja de que las tarjetas pueden estar integradas de forma individual, lo que permite sacarlas o aislarlas sin tener que remover y desensamblar todo conjunto de tarjetas electrónicas unidas, caso contrario con las estructuras convencionales. Además de esto se presenta un mejor control termal de las tarjetas debido a la independencia entre estas. Con estas estructuras se tiene la desventaja que es difícil escalar el diseño, pues la posición de las tarjetas está directamente manufacturada en la estructura. Para distintas misiones se requiere realizar modificaciones, e incluso si se desea realizar un cambio en el proceso de diseño en la configuración de las tarjetas, se debe volver a maquinar todo de nuevo (NASA, 2015).

Figura 4: Estructura con sistema de agujeros de tarjetas de C3S 3U



## G. Materiales para un CubeSat

JAXA requiere que el material para la estructura principal y rieles sea de aluminio 7075 o 6061. Resulta importante por lo tanto conocer las propiedades físicas de dichos materiales. Estas propiedades permitirán realizar los cálculos y simulaciones necesarias para asegurar que la estructura soportara los ambientes espaciales y de lanzamiento. Se debe tener cuidado con elegir las propiedades correctas pues solo de esta forma los cálculos representarán de forma realista la estructura que se diseñará.

Además de esto se deben considerar las propiedades de los materiales de componentes que conforman parte del análisis del satélite. Por ejemplo, el material de los tornillos y tuercas, separadores y placas electrónicas y celdas solares.

En el Cuadro 1 se muestra un resumen de las propiedades distintos materiales como Aluminio 7075-T6 (Matweb.com, s.f.-c), Aluminio 6061 (Matweb.com, s.f.-b), Acero Inoxidable 304 (Matweb.com, s.f.-a), FR-4 (E&T Fasteners, s.f.); (KINGBOARD LAMINATES HOLDINGS LIMITED, s.f.) y Arseniuro de Galio (Matweb.com, s.f.-d); (Kaule y col., 2013).

Cuadro 1: Materiales de componentes principales

Componente	Material	Módulo de Elasticidad (Mpa)	Coefficiente de Poissons	Resistencia de fluencia a la tensión (Mpa)
Estructura	Aluminio 7075-T6	71700	0.33	503
Espaciadores	Aluminio 6061	68900	0.33	276
Tornillos y tuercas	Acero Inoxidable 304	139000	0.29	215
PCBs	FR-4	21000	0.118	416*
Celda Solar	Arseniuro de Galio	85000	0.31	140

\*Para el material FR-4 se utilizó la resistencia última del material como referencia obtenida del proveedor y el estándar IPC4101C.

## H. Ambiente de lanzamiento

Para que un satélite pueda llegar al espacio, este es colocado en un cohete espacial. En este proceso el satélite es sometido a ciertas condiciones de aceleración y vibraciones que dependerán del vehículo de lanzamiento que se esté utilizando. Además, los CubeSats suelen ir desde la tierra alojados en el desplegador orbital, el cual luego se encarga de lanzarlos al espacio, al ser este el que está deteniendo al satélite, también aplicará una fuerza sobre el satélite durante el lanzamiento (JAXA, 2015).

Es necesario definir los parámetros que permitan representar el ambiente de lanzamiento para poderlo simular en pruebas físicas o simulaciones computarizadas. El estándar JPAH provee datos que permiten cuantificar esto, los cuales serán utilizados en este caso. A continuación, se describirán las cargas a las que se encontrará sometido un CubeSat durante un lanzamiento espacial.

### 1. Cargas estáticas

Como se mencionó anteriormente, un CubeSat es colocado dentro del desplegador orbital para sostenerlo durante el despegue. En el caso de JAXA, su desplegador orbital se denomina *JEM Small Satellite Orbital Deployer* (J-SSOD). En este caben hasta tres satélites 1U o un satélite 3U, el cual es introducido y sostenido por una compuerta que se cierra. Para evitar que haya algún movimiento de los satélites, estos son presionados por la compuerta, asegurando que su posición se mantendrá fija a lo largo del proceso del lanzamiento espacial.

El estándar JPAH indica que el J-SSOD somete a los satélites una fuerza estática de 46.6N en cada uno de los rieles de la estructura, dicha fuerza se encontrara presente hasta que el satélite sea libreado al espacio (JAXA, 2015).

## 2. Cargas por aceleración

Durante el lanzamiento espacial, debido al gran incremento de velocidad que se requiere para llevar a cabo la hazaña de llegar al espacio, todos los cuerpos dentro del cohete son sometidos a una alta aceleración. El documento JPAH indica los siguientes valores de aceleración cuasi estática en cualquier dirección para distintos cohetes espaciales:

- HTV: 8.34 G
  
- ATV: 12.37 G
  
- SpX: 8.67 G
  
- Orbital Cygnus: 18.1 G

(JAXA, 2015)

Una carga cuasi estática, es aquella que es independiente del tiempo o que varía muy lentamente. Por lo tanto, los efectos dinámicos sobre la estructura no son significativos. Por esta razón, para propósitos de diseño, resulta completamente valido analizar estas cargas como equivalentes a una aceleración contante aplicada en el centro de gravedad. Siendo así parte de las cargas aplicadas en el análisis estático (Calvi, 2010).

## 3. Cargas por vibraciones

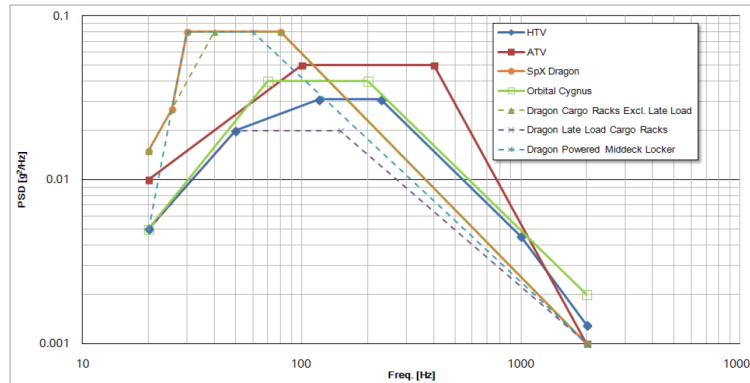
El ambiente de lanzamiento también se ve afectado por una gran cantidad de vibraciones debidas a la combustión del combustible del cohete, la fricción de este sobre el viento y el ruido que todos estos elementos generan. Este tipo de vibraciones se conoce como vibraciones aleatorias, las cuales son capaces de dañar al satélite. Estas dependen del cohete en el que se esté lanzando, el documento proveído por JAXA muestra datos para distintos cohetes, los cuales se muestran en las figuras 5 y 6. (JAXA, 2015).

Además de eso, dicho documento también indica que la frecuencia natural mínima debe ser mayor o igual a 100 Hz en la condición que todos los rieles del CubeSat se encuentren rígidamente sostenidos. Si esto no se cumple, se necesita coordinación con JAXA ya que las vibraciones aleatorias a las que se encontrara sometido el satélite podrían causar problemas (JAXA, 2015).

Figura 5: Tabla de vibraciones alatorias indicadas por JAXA en JPAH

HTV		ATV		SpX Dragon		Orbital Cygnus	
Freq. (Hz)	PSD ( $g^2/Hz$ )	Freq. (Hz)	PSD ( $g^2/Hz$ )	Freq. (Hz)	PSD ( $g^2/Hz$ )	Freq. (Hz)	PSD ( $g^2/Hz$ )
20	0.005	20	0.01	20	0.015	20	0.005
50	0.02	100	0.05	25.6	0.027	70	0.04
120	0.031	400	0.05	30	0.08	200	0.04
230	0.031	2000	0.001	80	0.08	2000	0.002
1000	0.0045			2000	0.001		
2000	0.0013						
Overall (grms)	4.0	Overall (grms)	5.48	Overall (grms)	4.06	Overall (grms)	4.4
Duration (sec)	60	Duration (sec)	60	Duration (sec)	7.2	Duration (sec)	60

Figura 6: Gráfico de vibraciones alatorias indicadas por JAXA en JPAH



## I. Ambiente espacial

Además de esto, se debe considerar que el satélite estará expuesto a radiación solar por momentos de su órbita, mientras que en otros se encontrará en eclipse. Esto implicará un gran cambio en el calor que se transfiere al satélite, haciendo que este se caliente y enfríe constantemente. Esto es algo importante a tomar en cuenta en el diseño. Por esta misma razón, es común que el módulo de estructura trabaje de la mano con el módulo térmico para asegurar que el satélite mantendrá su integridad en estas condiciones. En este documento se limitará a discutir las implicaciones que tiene las cargas estáticas y dinámicas en la estructura, pero cabe mencionar que en el proceso de diseño se buscara trabajar junto con el módulo de análisis térmicos para asegurar un resultado final satisfactorio. (JAXA, 2015).

## J. Coeficiente balístico

El poder determinar el largo de la vida en órbita de un satélite es un elemento importante del diseño de una misión espacial y operación de esta. Uno de los parámetros importantes para poder realizar este cálculo es el coeficiente balístico. El coeficiente balístico es un

valor numérico que permite medir que tan bien un objeto penetra en el aire. Este valor es inversamente proporcional a la desaceleración. Un valor alto indica una desaceleración lenta debido a que existe poco arrastre por parte del objeto en relación con su masa (Roberts, 2015).

Conocer este valor también resulta de gran importancia para poder cumplir con los requisitos ya antes establecidos, pues el proveedor de lanzamientos suele tener restricciones sobre el coeficiente balístico máximo que debe tener un CubeSat. En el caso de JAXA se indica que dicho valor debe ser menor a 100 kilogramos partido metro cuadrado. JAXA además indica la ecuación para calcular dicho valor, esta ecuación se muestra a continuación (JAXA, 2015).

$$BC = \frac{m}{C_d A} \quad (1)$$

donde  $m$  es la masa del Cubesat en kilogramos,  $C_d$  es el coeficiente de arrastre del cual se considera un valor de 2 para CubeSats y  $A$  es el área frontal promedio en metro cúbicos (JAXA, 2015).

Para el caso del área promedio, se puede utilizar un modelo de plato plano para una aproximación simple. Con esto se logra tener un valor promedio del área de todas las caras de un satélite. La siguiente ecuación puede ser utilizada para este fin (Oltrogge & Leveque, 2011).

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

Donde  $S_1$ ,  $S_2$ ,  $S_3$  es el área superficial de cada una de las caras principales del satélite (una por cada eje), el lado opuesto a estas caras no puede ser visto al mismo tiempo, por lo que solo se toma un valor por eje principal. Además de esto, en caso se tenga algún arreglo de paneles solares u otra protuberancia, su área se debe sumar ( $S_4 \dots$ ) (Oltrogge & Leveque, 2011).

## K. Agujeros pasados para tornillos

Un agujero pasado, dentro de la estructura de un CubeSat puede ser utilizado como un medio de sujeción por medio de tornillos y tuercas. Se debe tener en cuenta, que el agujero debe tener el diámetro suficiente para que el tornillo pueda entrar libremente con una holgura adecuada. Además de esto, se debe asegurar que el diámetro del agujero sea menor al diámetro de la cabeza del tornillo para que este pueda servir como un método de sujeción. Este último parámetro por lo tanto dependerá específicamente del tornillo que se este utilizando y la cabeza que este tenga. En cambio, el diámetro mínimo para tener un agujero con holgura suficiente se encuentra estandarizado al tomar en cuenta las respectivas normas que definen la geometría de un tornillo. A continuación, en el Cuadro 2 se muestra el diámetro mínimo requerido para que un tornillo de determinado tamaño pueda pasar con holgura adecuada (ProtoLab, s.f.).

Cuadro 2: Diámetros de agujeros pasados para tornillos

Tipo de tornillo	Diámetro de holgura (mm)
M2X0.4	2.05
M3X0.5	3.10
M4X0.7	4.10

## L. Software de análisis de elementos finitos

Existen diversos problemas de ingeniería a los cuales resulta imposible obtener una solución exacta. Esto debido a la complejidad de la naturaleza de las ecuaciones que lo gobiernan o a la dificultad de expresar las condiciones de frontera o condiciones iniciales. Para este tipo de problemas, es común recurrir a aproximaciones numéricas en lugar de soluciones analíticas. Un ejemplo de estas aproximaciones son los métodos numéricos, donde el sistema de interés es dividido en subregiones (elementos) y nodos. En el método de elementos finitos, se utilizan formulaciones integrales para generar un sistema de ecuaciones algebraicas. Se asume una ecuación continua para representar la solución de cada elemento, generando una solución completa del sistema al conectar o ensamblar las soluciones individuales. Con esto se logra una continuidad entre la frontera de cada elemento (Moaveni, 2015).

A pesar de que las ecuaciones que se obtienen para cada elemento resultan ser más simples a una solución analítica del sistema completo, es necesario plantear y resolver un gran número de ecuaciones para lograr la solución completa. Por esta razón, software de análisis de elementos finitos son comúnmente utilizado, como por ejemplo ANSYS. Con estos, el proceso es realizado de forma computarizada para predecir cómo reacciona o se comportara un sistema ante una fuerza, vibración, calor, entre otros efectos físicos (Autodesk, s.f.).

### 1. Factor de seguridad en ANSYS

Uno de los programas más utilizados para el análisis de elementos finitos es ANSYS, caracterizado por sus resultados confiables cuando el sistema se encuentra bien configurado. Uno de los resultados que nos brinda este programa es el factor de seguridad de un sistema ante alguna carga. Pero, habiendo distintas teorías para el calculo de este valor, es necesario comprender que significa realmente el resultado que nos brinda. De esta forma, podremos utilizarlo como un criterio de aceptación en el diseño para una estructura de un CubeSat.

Una de las formas de obtener el factor de seguridad en ANSYS es por medio de la herramienta de Máximo esfuerzo equivalente. Esta se basa en la teoría de falla de máximo esfuerzo equivalente para materiales dúctiles, también referida como teoría de Von Mises-Hencky o energía de distorsión máxima. De las teorías de fallas que se pueden utilizar en el software, esta es considerada la más apropiada para materiales dúctiles como aluminio o acero (ANSYS, Inc., 2020).

Esta teoría indica que la combinación específica de esfuerzos principales puede causar una falla si el esfuerzo equivalente máximo de la estructura se excede. Por lo tanto, el factor de seguridad se define con la siguiente ecuación (ANSYS, Inc., 2020).

$$Fs = \frac{S_y}{\sigma_e} \quad (3)$$

Donde  $F_s$  es el factor de seguridad,  $S_y$  el límite a la fluencia del material y  $\sigma_e$  el esfuerzo de Von Mises que se está evaluando. Cabe destacar que esta teoría no solo se utiliza en ANSYS, si no también para cálculos “manuales”.

## M. Software CAD/CAM

CAD significa Diseño asistido por computadora, mientras CAM significa Fabricación asistida por computadora, ambas por sus siglas en ingles. Los softwares CAD/CAM implementan ambas funciones para poder llevar a cabo un proceso de diseño y fabricación de prototipos hasta productos acabados. La parte de CAM permite diseñar y ensamblar piezas o productos que luego. A este diseño se le pueden aplicar luego las herramientas CAM para programar la manufactura, específicamente en mecanizado CNC. Con este mecanizado se crean rutas de herramientas de corte que luego pueden ser exportadas como instrucciones en Código G para ingresarlas a un equipo CNC y obtener como resultado la pieza diseñada (Autodesk, 2021).

Para poder programar un mecanizado con herramientas CAM, es necesario conocer la herramienta de corte que se estará utilizando. En caso de una fresadora CNC, se necesitan conocer factores como el diámetro de la fresadora, su largo, forma, entre otros parámetros. Resulta importante tomar en cuenta las herramientas disponibles desde el proceso de diseño para que este realmente se pueda manufacturar. Por esta razón, a continuación en la Figura 7, se muestra una imagen de la librería de herramientas de UVG en Autodesk Inventor donde es posible observar distintos parámetros de cada una.

Figura 7: Librería de herramientas para fresadora de UVG

Name	Number	Diameter	Corner Radius	Angle	Type	Vendor	Product ID
#1 - Ø7.9375mm center drill	1	7.9375 ...		118°	Center Drill		
#2 - Ø1/4" flat (GENERAL PURPOSE SOLID CARBIDE END MILL SERIES I4S)	2	0.25"			Flat Mill	WIDIA	5872860
#3 - Ø2.2mm 140° drill (VariDrill)	3	2.2 mm		140°	Drill	WIDIA	4144536
#4 - Ø3/8" flat (4 FLUTE STANDARD LENGTH)	4	0.375"			Flat Mill	TOOLMEX	1-102-4038
#5 - Ø5/8" flat (AluSurf Series 5A03)	5	0.625"			Flat Mill	WIDIA	3336120
#6 - Ø5/64" ball	6	0.078125"	0.0390625"		Ball Mill	WIDIA	M30555
#7 - Ø5/16" flat (GENERAL PURPOSE END MILL SERIES CG-2)	7	0.3125"			Flat Mill	WIDIA	M30696
#8 - Ø1/8"R0.015" bullnose (HIGH PERFORMANCE SOLID CARBIDE END MILL)	8	0.125"	0.015"		Bull-nose Mill	WIDIA	3638629
#9 - Ø3/16" flat	9	0.1875"			Flat Mill	WIDIA	5872855
#10 - Ø7/16" flat (2 FLUTE LONG LENGTH)	10	0.4375"			Flat Mill	TOOLMEX	1-110-20434
#11 - Ø0.12" drill	11	0.12"		118°	Drill		
#12 - Ø1/4" flat (4 FLUTE STANDARD LENGTH)	12	0.25"			Flat Mill	TOOLMEX	1-102-4025
#13 - Ø0.1285" drill (# 30 DRILL)	13	0.1285"		118°	Drill		
#14 - Ø3/8" flat (2 FLUTE LONG LENGTH)	14	0.375"			Flat Mill	TOOLMEX	1-110-20376
#17 - Ø1/4" ball (General Purpose Solid Carbide End Mills Series I2B)	17	0.25"	0.125"		Ball Mill	WIDIA	5878192
#18 - Ø1/2"R0.06" bullnose (AluSurf Series 5AN3)	18	0.5"	0.06"		Bull-nose Mill	WIDIA	3684129
#20 - Ø1/4" flat	20	0.25"			Flat Mill	TOOLMEX	1-102-4025
#21 - Ø1/4" drill	21	0.25"		118°	Drill		
#22 - Ø3.175mm drill	22	3.175 mm		118°	Drill		
#23 - Ø3mm drill	23	3 mm		118°	Drill		
#24 - Ø1/4" flat (GENERAL PURPOSE SOLID CARBIDE END MILL SERIES I4S)	24	0.25"			Flat Mill	WIDIA	5879146
#25 - Ø3/4"R0.12" bullnose (AluSurf series 5A03)	25	0.75"	0.12"		Bull-nose Mill	WIDIA	3649763
#27 - Ø12mm drill	27	12 mm		118°	Drill		
#28 - Ø2.38125mm drill	28	2.38125 ...		118°	Drill		





Para llevar a cabo el proceso de diseño, análisis y planificación de manufactura de una estructura tipo 3U para un CubeSat se siguió la siguiente metodología consistiendo en 6 etapas:

## **A. Fase 1: Investigación y definición de requisitos**

Para poder identificar las necesidades y definir los requisitos que debe cumplir una estructura para un satélite 3U, se llevó a cabo dos actividades principales: investigación de documentación y entrevistas a personas clave para luego continuar con la definición de requisitos. A continuación, se describirá lo realizado en cada actividad.

### **1. Investigación de documentación**

Es necesario comprender que para poder lanzar un satélite al espacio se debe acudir a un proveedor de lanzamiento el cual cuenta con un desplegado orbital para liberar dicho satélite. Con el fin de asegurar la integridad y seguridad de estos dispositivos y éxito de la misión, se cuenta con una serie de especificaciones que se deben cumplir, sin esto no es posible lanzar un satélite. Por esta razón fue necesario investigar la documentación correspondiente para que la estructura diseñada cumpla con estos parámetros establecidos.

En este caso, el satélite que se está diseñando es uno tipo CubeSat 3U, por lo que existe una serie de normas estándar para que todos los satélites de este tipo deben cumplir. Estas normas están definidas por el documento *CubeSat Design Specifications Rev 13* de la universidad de CalPoly. Además de esto, el proveedor de lanzamiento puede fijar requisitos específicos como por ejemplo las condiciones que se deben utilizar para la simulación

y pruebas del satélite. En este caso, se tomó de referencia el documento *JEM Payload Accommodation Handbook* de JAXA, asumiendo que el satélite 3U será lanzado por medio de esta agencia espacial. Ambos documentos fueron leídos detenidamente para obtener toda la información técnica que se debe cumplir y asegurar que todos los requisitos sean tomados en cuenta en el proceso de diseño.

Se investigaron además distintas opciones de estructura comerciales para conocer los diseños que se utilizan en la actualidad. Esto permitió tener una mejor idea de las soluciones y opciones que hay para el diseño de CubeSats y tomar ideas que puedan servir para el diseño de una estructura propia.

## **2. Entrevistas a personas clave del proyecto Quetzal-1**

Tomando en cuenta que para el diseño de esta estructura se espera continuar a partir de lo aprendido con el satélite Quetzal-1, se realizó una serie de entrevistas a personas clave que formaron parte de este proyecto para poder comprender los aspectos a mejorar. Para esto, primero se realizó un análisis de la documentación de Quetzal-1 para conocer los avances y decisiones tomadas a lo largo del proyecto. También se revisaron los diseños CAD de la estructura de Quetzal-1 para comprender como esta se encontraba integrada y partir de esta base al momento de diseñar la nueva estructura. Con esto listo, se realizó un mapa de actores donde se identificó a que personas resultaría importante entrevistar tomando en cuenta su labor dentro del proyecto.

Una vez definido esto, las entrevistas fueron realizadas por medio de preguntas abiertas. Esto se decidió así pues al tener cada uno experiencias diferentes fue necesario adaptarse a lo largo de la conversación para obtener datos de relevancia para este proyecto. Se optó como medio de registro de las entrevistas el grabarlas, teniendo siempre el consentimiento de las personas involucradas. Luego de esto, cada entrevista fue analizada y se extrajeron los comentarios más importantes que se considera agregan valor en la etapa de diseño, estos hallazgos fueron registrados en la sección de resultados.

## **3. Definición de requisitos**

Los datos recabados fueron analizados para poder definir una lista de requisitos que se deben cumplir. Estos requisitos incluyen aspectos desde restricciones indicadas por el proveedor de lanzamiento, como también requisitos funcionales que permitan mejorar el diseño de la estructura de Quetzal-1. Estos datos se pueden encontrar en los Cuadros 5 y 6 de resultados.

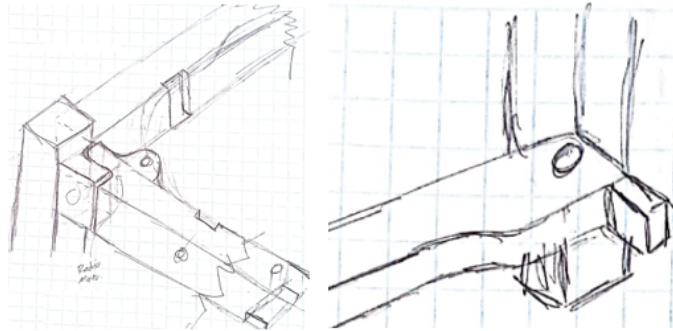
## **B. Fase 2: Diseño e integración**

Tomando en cuenta los requisitos antes definidos, se comenzó a idear un diseño para una estructura 3U que permitirá satisfacerlos. Se le dio importancia tanto a la parte técnica como a la retroalimentación obtenida en las entrevistas. De esta forma, la estructura, además

de ser funcional tenga mayor facilidad de ensamblaje y manufactura respecto a la diseñada para Quetzal-1.

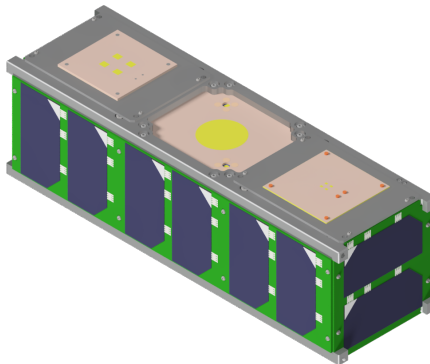
Se comenzó realizando bosquejos a mano iniciales para tener una mejor visualización sobre el diseño e ideas. Fue de principal importancia el considerar y evaluar la interfaz entre piezas para definir el método de sujeción de estas. En la Figura 8 se muestran imágenes de dichos bosquejos iniciales.

Figura 8: Bosquejos iniciales a mano



Teniendo una idea más concreta del concepto de diseño, se comenzó a modelar esto con el software de diseño mecánico Autodesk Inventor 2020. En este diseño se buscó tener bosquejos simples que pudieran ser fácilmente parametrizados y modificados. Una vez que el diseño se encontraba listo, se colocaron componentes como paneles solares, antenas y tarjetas electrónicas para asegurar que no existiera interferencia, esta integración se muestra en la Figura 9. Con esto también se corroboró que la forma de sujeción era adecuada. Cabe mencionar que, al estar el satélite aún en un proceso de diseño, los componentes como paneles solares y tarjetas electrónicas colocados eran solamente una representación simplificada y general. Al tener los componentes finales se debe evaluar de nuevo esta integración.

Figura 9: Integración de estructura y componentes



Con el diseño listo, el CAD de la estructura se repitió desde cero para mejorar el orden de operaciones CAD y parámetros utilizados teniendo ya un mejor entendimiento del resultado final. De esta forma se asegura que estos archivos puedan ser modificados fácilmente al haber definido las relaciones de parámetros adecuadas. De nuevo con esta versión, se colocaron

componentes internos del satélite y se llevo a cabo un análisis de interferencia en el software Autodesk Inventor 2020 siendo el resultado negativo (lo que es deseable) para todas las piezas.

Con esto, fue posible corroborar que la estructura diseñada cumple correctamente con la tarea de sujetar todos los componentes internos sin tener interferencias. En la sección de resultados es posible encontrar una explicación del diseño final obtenido y las razones de por que la forma se definió de esa manera en específico.

## C. Fase 3: Prototipo impreso en 3D

Debido a que al trabajar únicamente con un diseño CAD es posible pasar por alto algún detalle como una interferencia, se imprimió un prototipo a escala natural utilizando tecnología de impresión 3D para corroborar que el diseño de la estructura funcionara como se esperaba. Dicho prototipo fue ensamblado utilizando tornillos y tuercas para simular de mejor forma el proceso que se seguiría con la estructura cuando sea maquinada. Cabe destacar que el prototipo final fue impreso utilizando la impresora 3D Stratasys *Object30 Prime*. Esta utiliza el tipo tecnología de impresión 3D *PolyJet*, con la cual se obtuvo un espesor de capa de 16 micras utilizando como material la resina VeroWhitePlus de Stratasys (Stratasys, s.f.).

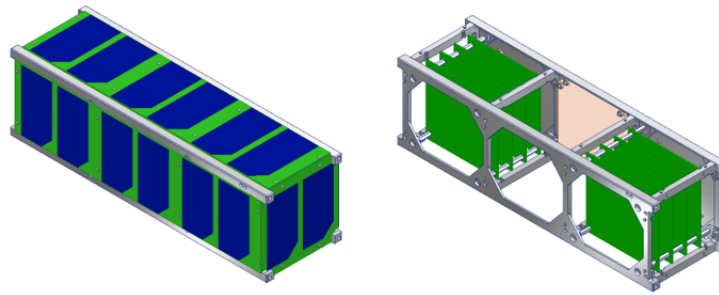
## D. Fase 4: Simulación y análisis

La estructura de un CubeSat debe tener la capacidad de sostener todas sus partes juntas y soportar las cargas aplicadas en las condiciones de lanzamiento espacial. Por esta razón fue necesario realizar un análisis de elementos finitos que permitió simular dichas condiciones. Para lograr esto, se realizó un análisis con un modelo simplificado. Este análisis, aun utilizando un modelo simplificado, brindara resultados útiles teniendo una buena aproximación de los esfuerzos a los que está sometida la estructura diseñada. A continuación, se describirá el proceso utilizado para llevar a cabo la simulación.

### 1. Simplificación del sistema

Para este análisis se decidió utilizar un modelo la estructura y componentes claves simplificados. Dentro del modelo existía geometrías complejas que no agregaban valor real a la solución, como por ejemplo la huella en la cabeza de los tornillos, o la rosca en las tuercas. Por lo tanto, estos elementos fueron simplificados a elementos más simples como cilindros para evitar el simular esta geométrica compleja. Cabe destacar que al trabajar los contactos en el software ANSYS es posible simular los efectos que tendrían estos tornillos y tuercas aún con la geometría simplificada. Los paneles solares y antenas también se simplificaron para representarlos únicamente como un solido con la misma geometría y propiedades del material en lugar de un ensamble con distintos elementos como lo sería en la realidad. En la Figura 10 se muestra el modelo simplificado que se utilizó para dicho análisis.

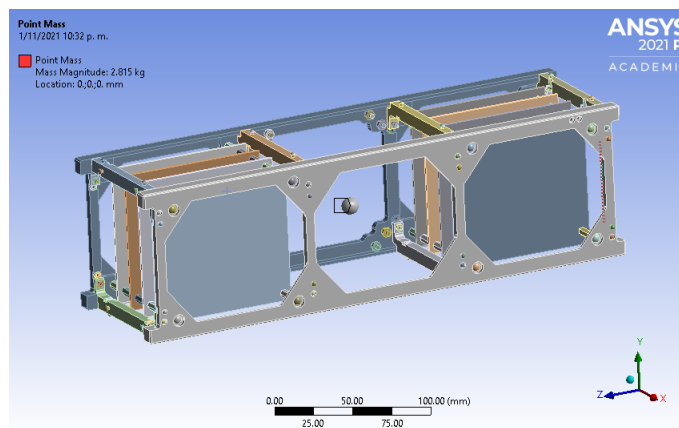
Figura 10: Modelo CAD simplificado de estructura 3U



Se debe tomar en cuenta además que en el satélite existirán otros componentes internos que tendrán una masa e inercia. Ya que aún no se tiene certeza de que componente se colocaran, se agregaron 8 PCBs representativas en la posición que se espera que tenga. Esto se observa en el lado derecho de la F Figura 10. Estas placas se encuentran sin ningún componente electrónico per servirán para verificar que los esfuerzos que se generen las PCBs.

Para que el efecto de los futuros componentes pueda ser tomado en cuenta en la simulación, se agregó un punto de masa en el centro geométrico del satélite tal como se muestra en la Figura 11. Este se configuró con una masa de 2.815 kg para que el satélite tenga la masa máxima posible permitida por las restricciones (3.99 kg), siendo así el peor escenario. Se decidió colocar el punto de masa en el centro geométrico pues se desconoce cuál será la posición del centro de masa real, pero se espera que se encuentre cercano a esta zona. Una de las restricciones definidas por el documento JPAH indica que el centro de masa debe estar dentro de un radio de 20mm del eje Z, haciendo que esta aproximación sea aceptable.

Figura 11: Estructura y centro de masa en ANSYS



## 2. Contactos del sistema

La configuración de los contactos es de gran importancia para el análisis pues de esto depende el comportamiento entre componentes y por lo tanto los resultados. Una combinación entre contactos *frictionless* y *bonded* fueron definidos dentro del software ANSYS.

Cuadro 3: Tipo de contactos entre piezas definidos en ANSYS

Componentes	Tipo de contacto
Celdas solares y paneles exteriores	<i>bonded</i>
Paneles exteriores y estructura	<i>frictionless</i>
Cabeza del tornillo y paneles exteriores	<i>bonded</i>
Cuerpo del tornillo y paneles exteriores	<i>frictionless</i>
Cuerpo del tornillo y estructura	<i>frictionless</i>
Cuerpo del tornillo y tuerca	<i>bonded</i>
Tuerca y estructura	<i>bonded</i>
Tornillo y espaciador	<i>bonded</i>
Espaciador y tuerca	<i>bonded</i>
Espaciador y PCBs internas	<i>bonded</i>

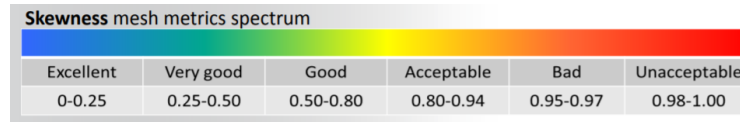
El contacto *bonded* toma las piezas y las considera como una sola (ANSYS, Inc., 2020). Por esta razón, dicho contacto es adecuado para simular las tuercas y tornillos, donde se espera que estos se encuentre sujetos sin ninguna clase de movimiento relativo. El contacto *frictionless* en cambio si permite un movimiento relativo entre piezas, simulando las fuerzas de contacto normal entre estas pero sin tomar en cuenta las fuerzas de fricción (ANSYS, Inc., 2020). Esto es adecuado para simular el comportamiento entre algunas piezas, como los componentes de la estructura. Este tipo de contacto permite tomar en cuenta dentro del análisis que estas partes son distintas y se encuentran sujetas solamente por los tornillos. La fricción se puede despreciar debido a que todos los componentes se sujetan por medio de tornillos y tuercas. Por lo tanto, dicha fuerza no tendrá ningún impacto en la sujeción o forma de distribuir los esfuerzos entre los mismos. En el Cuadro 3 se muestra los contactos para cada componente.

### 3. Mallado

Con el fin de determinar la calidad del mallado que se obtenga, se utilizará el parámetro de calidad de mallado de *skewness*. Este es un valor numérico entre 0 a 1 que indica la diferencia entre la celda real en el mallado y una celda equilátera de volumen equivalente. Se debe considerar que el tener una celda equilátera es lo ideal, y se busca acercarse a esto lo más posible. Un valor de 1 indica la forma menos ideal (un elemento plano). Se considera como valor máximo aceptable un valor promedio de 0.95 con desviación estándar menor a 0.33. El tener un valor mayor a esto puede llevar a problemas de convergencia de la solución (ANSYS, Inc., 2009). El material online de aprendizaje de ANSYS *Lecture 7: Mesh Quality & Advanced Topics* provee la siguiente imagen para tener una referencia respecto a la calidad del mallado.

Para comenzar, se realizó un mallado base en ANSYS. En el Cuadro 4 se puede observar que con este mallado base se obtuvo un promedio de 0.58784 y una desviación estándar de 0.22338. En este mismo cuadro se puede observar el resultado de la calidad del mallado con cada cambio realizado. Este resultado cae dentro de la categoría de un “buen mallado” según la Figura 12. A pesar de esto, se mejoró el resultado utilizando un método de *Sweep* en los paneles solares, esto disminuyó levemente el valor de *skewness*. Un método de *tetrahedrons* se

Figura 12: Métrica de calidad de mallado



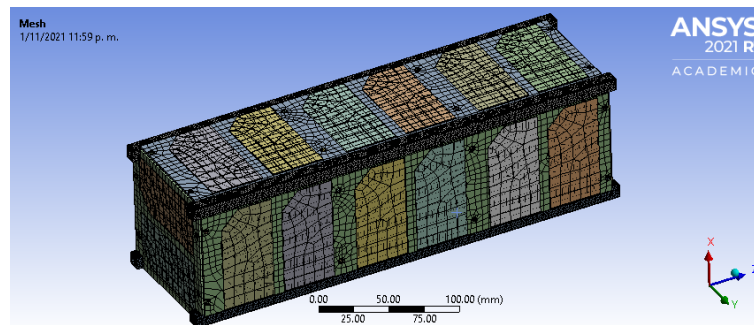
(ANSYS, Inc., 2015)

Cuadro 4: Tabla comparativa de calidad de mallado

No.	No.Descripción	Promedio	Desviación Estándar
1	Mallado base	0.58784	0.22338
2	Sweep en paneles solares y antenas	0.55957	0.24375
3	Tetrahedrons en estructura	0.52778	0.26641
4	Sizing de 2mm en estructura	0.342886	0.12272

aplicó a las piezas de la estructura disminuyendo de nuevo el valor de *skewness*. Por último, se aplicó un *sizing* de 2 mm en las piezas de la estructura, se utilizó dicho valor pues la pared más delgada de estos componentes es de 2 mm. Con estos cambios, se logró un resultado promedio final de 0.34286 con una desviación estándar de 0.12272 de *skewness*. Esto cae dentro de la categoría de un mallado “bastante bueno” según la Figura 12. En la Figura 13 se puede observar el mallado del modelo. Realizando un *sizing* más pequeño seguramente el mallado hubiera tenido aún una mejor calidad, pero esto implicaría una simulación que consumiría muchos más recursos de cómputo que no etaban disponibles al momento de realizar esta simulación.

Figura 13: Mallado del sistema en ANSYS

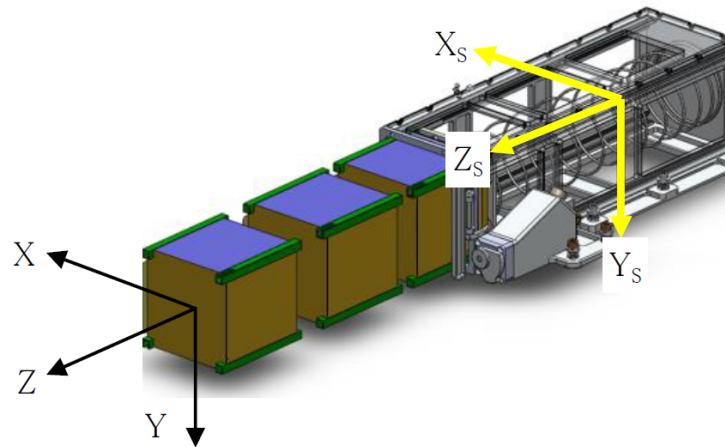


#### 4. Soportes del sistema

Se debe tomar en cuenta que, al momento del lanzamiento del satélite este se encontrará dentro de un desplegador orbital como lo es el J-SSOD de JAXA. Este se muestra a continuación en la Figura 14.

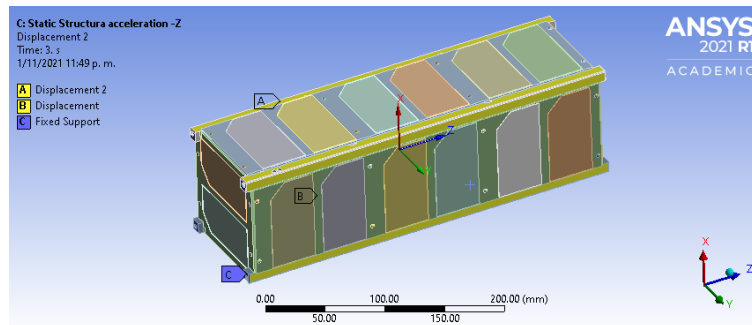
Por la configuración que se tiene, el satélite está restringido en las cara laterales por los rieles (Eje X y Y). Pero debido a que existe una placa base con resortes, existe cierto grado

Figura 14: J-SSOD de JAXA.



de desplazamiento en forma longitudinal al satélite (Eje Z). Para simular esto se definió un *fixed support* en la base de los rieles, y se limitó el desplazamiento lateral de los rieles dejando libre el eje longitudinal. Esto se muestra en la Figura 15.

Figura 15: Soportes en ANSYS



## 5. Cargas del sistema

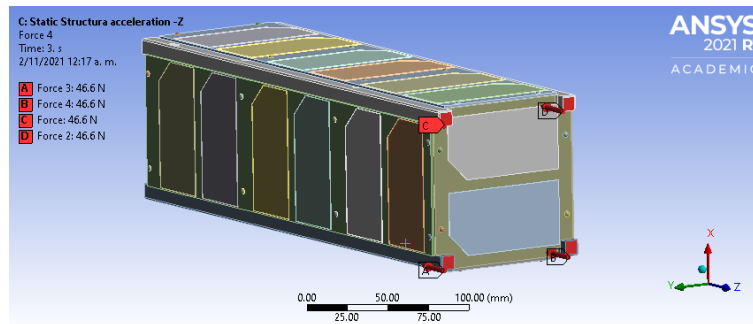
### Análisis estático

El satélite, al estar en el desplegador orbital se encontrará comprimido por otros satélites o por la placa base con resortes. JAXA indica que es necesario asegurar que cada riel tenga la resistencia suficiente para soportar 46.6 N. Para esto se realizará un análisis estático estructural. Las fuerzas fueron aplicadas sobre la base superior de cada riel como se muestra a en la Figura 16.

Además de esto se consideró la pretensión de los tornillos en el análisis. La pretensión fue configurada en ANSYS para cada uno de los tornillos asegurando así que la dirección de esta fuerza se encuentre colineal a la parte cilíndrica de cada tornillo. Los valores para la pretensión se obtuvieron del documento *TAB-MEC-009 Torque for Cubesat Fasteners*



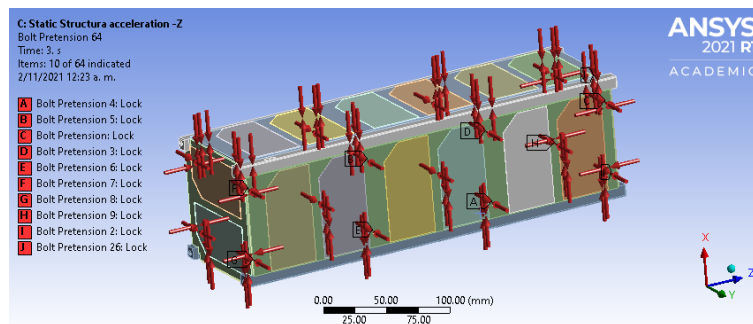
Figura 16: Fuerzas en rieles en ANSYS



*Comparison.* Dichos valores fueron los utilizados para la simulación realizada en el satélite Quetzal-1 y con base en esto se definió el torque utilizado en los tornillos de este satélite. Se decidió utilizar estos mismos valores ya que el valor de la pretensión depende únicamente del material y diámetro del tornillo. Ya que para esta nueva estructura se consideró utilizar los mismos tornillos que en Quetzal-1, los valores definidos en el documento mencionado son válidos. Además, estos valores de pretensión ya fueron utilizados para un satélite que llegó exitosamente al espacio, asegurando que son parámetros correctos para sujetar las piezas.

La pretensión definida para un tornillo M2 de acero inoxidable 18-8 es de 341 N. En el caso de un tornillo M3 de acero inoxidable 18-8 es de 828 N (UVG CubeSat Team, 2019). En la Figura 17 se pueden observar las fuerzas de pretensión definidas en ANSYS.

Figura 17: Fuerzas de pretensión en tornillos en ANSYS



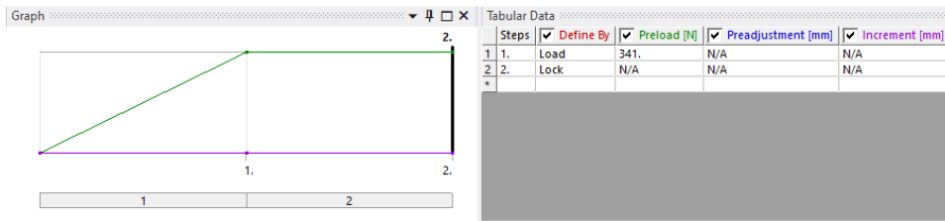
También se configuró en el análisis una carga de dos pasos debido a que la pretensión deberá ser aplicada antes de que se aplique la carga de 46.6 N previamente descrita (primero se ensambla el satélite y luego se coloca en el desplegador orbital). En la Figura 18 se puede observar como la carga de pretensión en los tornillos es aplicada y luego bloqueada para que se mantenga durante el resto de la simulación. En el segundo paso, la carga sobre los rieles es aplicada.

### Análisis cuasi-estático

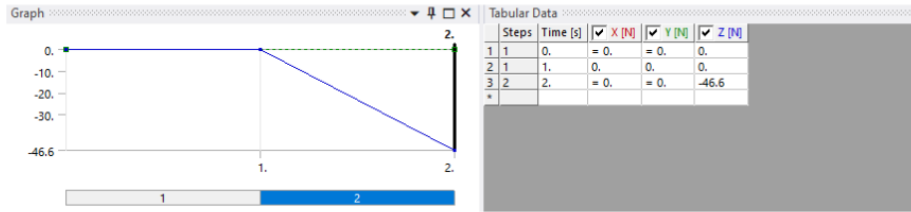
Además de esto se debe tomar en cuenta las cargas cuasi-estáticas de un lanzamiento espacial. Estas se pueden representar con el efecto de aplicar la aceleración constante

Figura 18: Carga de pretensión y de compresión aplicadas en dos pasos

## Fuerza de pretensión



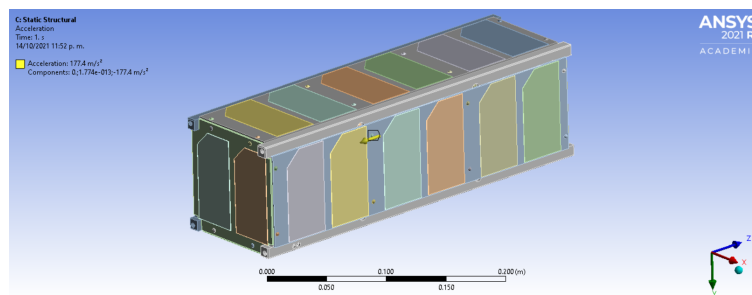
## Fuerza de compresión



característica del vehículo espacial. El documento JEM de JAXA muestra los valores de aceleración para distintos vehículos mostrados en la sección H.2 del marco teórico. Debido a que es incierto que vehículo se utilizará para el satélite en esta fase del proyecto se utilizó la aceleración máxima listada de 18.1 (G) ( $177.56m/s^2$ ) para el cohete Orbital Cygnus (JAXA, 2015). Además de esto, se debe tener en cuenta que se desconoce la posición en la cual el satélite se encontrará colocado dentro del vehículo, por lo que la dirección en donde se aplicará esta aceleración es incierta. Por esta razón, se evaluarán los 3 ejes, para determinar cuál es la posición crítica y si la estructura resiste en cualquiera de las posiciones.

A continuación, se muestra en la Figura 19 un ejemplo de cómo se definió esta aceleración al estar paralela al eje Z. Esto se realizó aplicando una carga de aceleración en ANSYS y se repitió para cada uno de los ejes.

Figura 19: Aceleración cuasi-estática en ANSYS

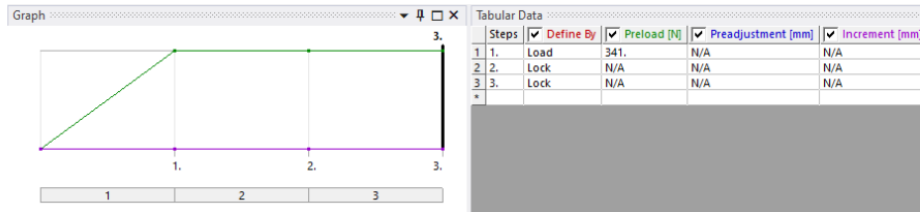


Ya que una tercera carga además de las antes indicadas se está aplicando, para estos análisis se configuró una carga de tres pasos. En el primer paso se aplicará la carga de pretensión en los tornillos. En el segundo paso esta será bloqueada y se aplicará la carga de compresión en los rieles. Para el último paso la pretensión se mantiene bloqueada, la fuerza de compresión sigue activa y se añade la carga cuasi-estática. La Figura 20 muestra la carga

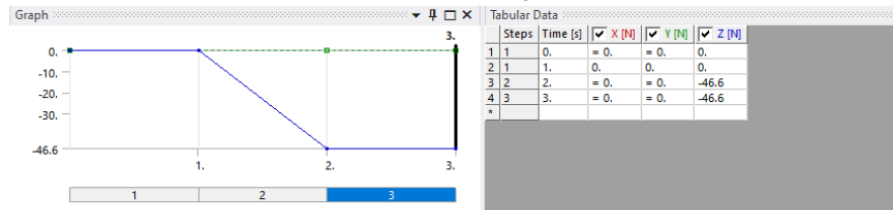
de tres pasos antes descrita.

Figura 20: Carga de pretensión, compresión y aceleración cuasi-estática aplicadas en dos pasos

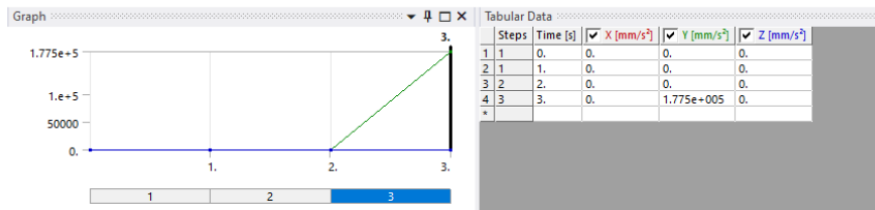
## Fuerza de pretensión



## Fuerza de compresión



## Aceleración cuasi-estática



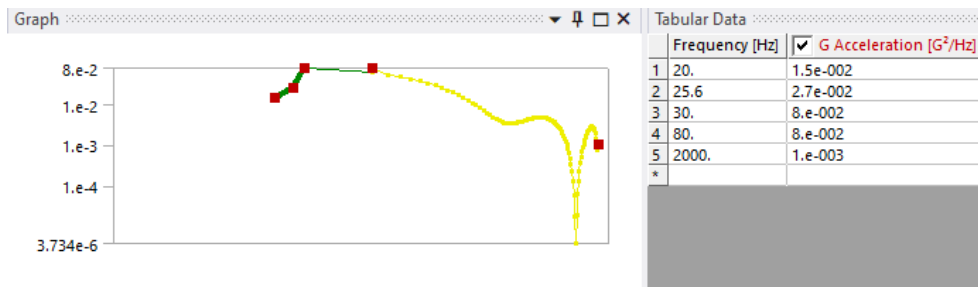
## Análisis de vibraciones aleatorias

Debido a las vibraciones aleatorias que se generan durante el lanzamiento espacial, resulta necesario evaluar que estas no causen ningún daño en los componentes. Para lograr esto primero se debe realizar un análisis modal en ANSYS. Para este estudio, se configuró como precarga el análisis estático antes descrito. Esto se realizó a modo de evaluar el efecto de la carga debido a vibraciones aleatorias de forma independiente de la aceleración cuasi-estática. El resultado de este análisis modal indica la frecuencia fundamental y frecuencias naturales para un sistema dado. Por lo tanto, este resultado sirve además para asegurar que el satélite no entrará en resonancia en ningún momento.

Con el resultado del análisis modal es posible realizar el análisis de vibraciones aleatorias. Para este, el documento JPAH indica los datos de vibraciones aleatorias para distintos vehículos. Estos se muestran en la figura mostrados en las figuras 5 y 6. Debido a que no se tiene certeza de cuál será el vehículo espacial que se utilizará para el lanzamiento de este satélite, se seleccionó el que posee una mayor densidad espectral de potencia (PSD) a lo largo de distintas frecuencias. Por lo tanto, se utilizaron los datos de PSD respecto a frecuencia del cohete SpX Dragon. Como se muestra en la Figura 21, estos fueron ingresados en ANSYS para llevar a cabo la simulación. Cabe destacar que, al igual que con la aceleración cuasi-estática, se desconoce la dirección en la cual estas vibraciones puedan ser aplicadas, por esta

razón se llevó a cabo el análisis para cada eje.

Figura 21: PDS respecto a frecuencia ingresados en ANSYS



## E. Fase 5: Definición de manufactura y documentación

Para esta fase, se utilizaron las herramientas CAM de Autodesk Inventor 2020 para definir el proceso de manufactura de la estructura utilizando el equipo CNC Haas VF-1 disponible en UVG. Por esta misma razón, se utilizaron únicamente las herramientas disponibles indicadas en la Figura 7. Además de esto, se realizó una investigación para definir los parámetros de corte con cada herramienta tales como la velocidad de corte, la velocidad de giro, profundidad de corte axial y radial. También se trabajaron piezas extras de soporte o apoyo que permitan ayudar a sujetar de forma correcta las piezas durante la manufactura. De esta forma se obtuvo un archivo CAD/CAM donde se tiene el ensamblaje de la pieza a maquinar junto con su soporte o sujeción, así como el recorrido de las herramientas de corte indicando que herramienta se utilizará para cada proceso. Se realizó un archivo para cada montaje, simulando así el proceso completo de la manufactura. Habiendo terminado esto, se obtuvo el Código G de cada montaje para dejarlo como registro y que este pueda ser utilizado para la manufactura de cada pieza.

## F. Fase 6: Documentación de diseño

Para esta fase final, se documentó el diseño de la estructura por medio de planos mecánicos. En estos planos se especificó la cantidad de piezas que se requieren, su posición y las medidas de cada una de estas. Además, para que se tenga acceso y registro de los archivos CAD/CAM en caso se requieran modificar, se recopilaron de forma ordenada todos estos y se subieron a un almacenamiento en la nube donde pueden ser descargados. En la sección de resultados se muestra el orden de estas carpetas y la forma en como se puede acceder a dichos archivos.

A continuación, se describen los resultados de cada una de las fases definidas en la sección de metodología.

### A. Investigación y definición de requisitos

De la investigación realizada para definir las restricciones, se recopilaron los requisitos indicados en el Cuadro 5 que deben ser cumplidos para que la estructura cumpla con el estándar CubeSat y restricciones definidas por el proveedor de lanzamiento. Cabe resaltar que el cumplimiento de estos requisitos es indispensable pues de lo contrario se pone en riesgo la misión entera al evitar que el satélite pueda ser enviado al espacio. Por esta misma razón, se aseguró que todos los requisitos que se listan a continuación fueron cumplidos por la estructura diseñada.

Cuadro 5: Restricciones para estructura definida por JPAH

Código	Descripción
R-01	El eje +Z debe estar apuntando hacia la dirección de despliegue, eje -Z hacia la dirección de la instalación en el J-SSOOD, eje +Y hacia la base del "Satélite install case" del J-SSOOD.
R-02	El eje Z debe estar localizado en el centro del Satélite.
R-03	El satélite debe medir $100 \pm 0.1$ mm de largo en X y Y.
R-04	El satélite debe medir $340.5 \pm 0.3$ mm de alto en Z.
R-05	El satélite debe tener cuatro rieles, uno para cada esquina a lo largo del eje Z.
R-06	Los rieles deben tener un ancho mínimo de 8.5 mm
R-07	Los rieles no deben tener una aspereza superficial mayor a Ra1.6 micrómetros
R-08	Las esquinas del riel deben estar redondeadas al menos con un radio de 1 mm

Cuadro 5: Restricciones para estructura definida por JPAH

Código	Descripción
R-09	Los bordes de los rieles en +Z deben tener un área superficial mínima de 6.5 mm x 6.5 mm
R-10	Al menos un 75 % de la superficie de los rieles, excepto en +/-Z, debe estar en contacto con las guías del riel del "Satélite Install Case" del J-SSOD. Esto significa al menos 255.4 mm de contacto.
R-11	Componentes exteriores del Satélite no deben hacer contacto con nada exterior salvo por los rieles.
R-12	La masa del satellite no debe exceder 3.99 Kg.
R-13	El centro de gravedad del satellite debe estar localizado en un radio de 2 cm alrededor del eje Z.
R-14	Aluminio 7075 y 6061 debe ser utilizado para la estructura principal y los rieles.
R-15	Los rieles de la estructura deben ser sometidos a un anodizado duro luego del proceso de maquinado para evitar soldaduras por frio en puntos de contacto con J-SSOD. El grosor del anodizado duro debe ser mas de 10 micrómetros.
R-16	El satélite debe incluir un interruptor de despliegue en el riel designado como punto muerto según figura 5 de JEM Handbook.
R-17	El "dynamic envelope" debe cumplir con la figura 2.1.4-1 de JEM Handbook.
R-18	La estructura principal en +Z debe estar al menos a 7 mm del borde del riel.
R-19	Todos los componentes en +Z deben estar al menos a 0.5 mm del borde del eje.
R-20	La estructura principal en -Z debe estar al menos a 6.5 mm del borde del riel.
R-21	Todos los componentes en -Z deben estar al menos al borde del eje.
R-22	La estructura principal del satélite en +/- X y +/- Y no debe exceder el lado de la superficie del riel.
R-23	Cualquier componente no debe exceder más de 6.5 mm a la superficie normal de los rieles en +/- X y +/- Y.
R-24	Cualquier componente desplegable debe estar restringido por el mismo satélite.
R-25	Todo el equipo que requiera acceso luego de ser instalado el satélite en el J-SOOD debe estar en el área de la ventana de acceso.
R-26	El satélite debe tener un factor de seguridad suficiente para soportar las operaciones en tierra, pruebas, manipulación en tierra, lanzamiento y operación orbital.
R-27	Cada riel debe tener suficiente fuerza estructural para soportar una fuerza de compresión de 46.6 N
R-28	La frecuencia fundamental mínima del satélite no debe ser menor a 100 Hz en la condición donde los cuatro puntos muertos del riel estén fijados rígidamente. Si esto no se cumple, una coordinación con JAXA es requerida.
R-29	Materiales clase .A" debe ser utilizados para el satélite. (TML <= 1.0 %, CVCM <= 0.1 %)

Cuadro 5: Restricciones para estructura definida por JPAH

Código	Descripción
R-30	Todas las esquinas deben estar redondeadas o aplanadas al menos 1 mm.
R-31	Agujeros sin cubiertas deben ser 25 mm o mayores, o 10 mm o menores en diámetro.
R-32	La sección transversal del satélite no debe ser menor a $100 \text{ cm}^2$
R-33	Se debe asumir que el satélite podrá estar hasta un año en almacenamiento hasta el lanzamiento.
R-34	No se debe planear ninguna operación del satélite luego de la instalación en el "J-SSOD Satélite Instaló Case"
R-35	El satélite debe ser diseñado para no producir escombros en operaciones normales.
R-36	El satélite debe soportar una aceleración cuasi-estática en cualquier dirección mayor a 18.1 (g).
R-37	El satélite debe soportar una serie de vibraciones aleatorias. (Indicado en tabla 2.5.1-1)
R-38	El satélite debe soportar una aceleración en órbita de al menos $2 \text{ m/s}^2$
R-39	El satélite debe soportar una aceleración inducida por una parada de emergencia de JEMRMS de al menos $0.69 \text{ m/s}^2$
R-40	EL satélite debe soportar presiones tan altas como 104.8 kPa y tan bajas como 0 kPa.
R-41	El satélite debe soportar una despresurización de al menos 1.33 Kpa/sec.
R-42	El satélite debe soportar la humedad del ambiente de transporte, almacenamiento y de la estación espacial internacional.
R-43	El satélite debe cumplir con los estándares de seguridad de la estación espacial internacional NSTS 1700.7B-ISS.
R-44	El coeficiente balístico del satélite en su forma plegada no debe superar $100 \text{ kg/m}^2$ .
R-45	Los materiales deben cumplir con SSP30233

Se definieron además ciertos requerimientos adicionales que resultan específicos para este proyecto tomando en cuenta la misión del satélite y el contexto de desarrollo en el cual este se está llevando a cabo. Entre estos se encuentran requerimientos funcionales y de rendimiento que se espera cumplir en el diseño de esta estructura. Estos se colocaron en una clasificación diferente pues, si bien es cierto que se deben cumplir, no es una restricción definida por un estándar o el proveedor de lanzamiento ni tendrá un impacto en la definición de si el satélite se lanza o no. En el Cuadro 6 es posible observar los requerimientos específicos definidos.

Para las entrevistas realizadas, se definió el siguiente mapa de actores mostrado en el Cuadro 7, donde se evaluó que las personas seleccionadas hayan tenido un rol donde se hayan relacionado de alguna forma con la estructura de Quetzal-1. Ya sea por el diseño, el ensamble o la manufactura de esta, cada una de las personas aportó sus opiniones respecto a que aspectos se pueden mejorar en esta nueva estructura.

De las entrevistas realizadas, un comentario común entre las personas que ayudaron en el proceso de ensamble del satélite fue que resultaba difícil tener que utilizar el mismo tornillo

Cuadro 6: Requerimientos adicionales específicos a este proyecto

Código	Descripción
RE-01	La estructura debe sujetar todos los componentes del satélite.
RE-02	La estructura debe mantener la posición correspondiente de los componentes.
RE-03	Se debe poder armar y desarmar la estructura utilizando únicamente destornilladores
RE-04	Debe poder ser armada y desarmar junto con todos los componentes del satélite en un máximo de 2 horas.
RE-05	Debe poder ser armada y desarmada junto con los componentes del satélite por menos de 2 personas.
RE-06	Se debe poder manufacturar en el equipo Haas VF1 y con las herramientas disponibles en el taller de manufactura avanzada de UVG.
RE-07	La sujeción de las placas electrónicas debe adaptarse a la posición de agujeros indicada por el estándar PC/104.
RE-08	Las tres antenas del satélite deben ir posicionadas en una misma cara lateral.
RE-09	Las placas electrónicas deben ir posicionadas de forma perpendicular al eje Z del satélite.

y tuerca para sujetar la estructura y paneles solares. Esto complicaba el proceso pues si se requería remover algún panel solar, esto implicaba que la estructura se desensamblara.

Además de esto, el utilizar tuercas sueltas obligaba a las personas a detener con un dedo la tuerca mientras con la otra mano atornillaban, pero al tener el ensamble completo el espacio para hacer esto era limitado. Las personas con esta opinión consideraban que el utilizar otra forma de sujeción, donde no se tenga que detener las tuercas ni se utiliza el mismo tornillo para sujetar los paneles solares y la estructura ayudaría considerablemente el proceso de ensamblaje.

También se comentó que, debido a las paredes tan delgadas en las piezas laterales, estas se pandeaban de riel a riel y dificultaba lograr cumplir con las tolerancias tan estrictas. No existía un soporte fuerte entre rieles. Por esta misma razón, el proceso de ensamblaje era complicado, llegando a tomar hasta dos días para el ensamblaje final y entre tres a seis horas para un ensamblaje menos preciso.

Además de esto, existían algunos problemas de diseño como que existía luz que entraba dentro del satélite y al tener este satélite una cámara en la carga útil resultaba poco adecuado. Tampoco se consideró una forma de acceso fácil para reiniciar la batería pues al realizar pruebas este proceso implicaba desensamblar la estructura cada vez que se quería realizar esto. Tampoco se tomó en cuenta desde el inicio el cableado de las placas, y este se tuvo que adaptar a lo que ya se tenía de la estructura. Por esta misma razón, el proceso para posicionar los cables se llevó a cabo de una forma experimental y empírica.

De la parte de manufactura, los comentarios también indicaron varias complicaciones como por ejemplo que las paredes más delgadas de 1.5 mm se pandeaban al maquinarse. Esto seguramente debido a que, al provenir el material base de un proceso de extrusión y tener una sección tan delgada, los esfuerzos internos del material comenzaban a ser significativos y tener un impacto en el material. Se consideró un tratamiento térmico como un recocido



Cuadro 7: Mapa de actores para entrevistas

Nombre	Puesto dentro del proyecto Quetzal-1	Relación con la estructura
José Bagur	Subdirector del Proyecto	Ayudó en proceso de ensamblaje y recuerda decisiones de diseño tomadas.
Marvin Martínez	Project Manager	Ayudó en proceso de ensamblaje y recuerda decisiones de diseño tomadas.
Rodrigo Aragón	Asesor de Manufactura	Colaboró en el proceso de manufactura y asesoró diseño.
Estuardo Ciprinano	Encargado de laboratorio e implementación de hardware electrónico	Formó parte en el proceso de ensamblaje.
Johannes Köhler	Encargado del diseño de estructura	Diseñó la estructura para Quetzal-1.

del material para ayudar en este aspecto, pero es algo que no se implementó. La sujeción de las piezas fue complicada pues al inicio esta se movía al no poder aplicar una presión tan grande debido a las secciones delgadas. Al ser las tolerancias requeridas tan cerradas, el afinado final se tuvo que realizar utilizando una lija, pues incluso aspectos como mover la estructura del taller al laboratorio tenían un impacto pequeño en las dimensiones debido a la temperatura que afectaban las tolerancias. En estas conversaciones con el Ing. Rodrigo Aragón, él indicó además que en la actualidad se encuentran operando la Hass VF-1 a una velocidad de giro de 7500 rev/min para maquinar.

Por último, se discutió el tener un balance entre facilidad de ensamblaje, manufactura y tolerancias. Por ejemplo, el tener una estructura con menos piezas probablemente implica geometrías más difíciles de manufacturar, pero implica facilidad en ensamblaje y de tener las dimensiones dentro de las tolerancias requeridas. Una estructura con más cantidad de piezas probablemente tendrá una geometría más simple de fabricar por pieza, pero requiere más tiempo de montajes, mayor dificultad de ensamblaje y de obtener las dimensiones dentro de las tolerancias requeridas. Por lo tanto, se debe buscar un balance entre estos factores para que la estructura pueda cumplir en lo mejor que se pueda cada aspecto.

## B. Diseño final

De la investigación sobre estructuras comerciales realizada, fue posible observar que muchas de las estructuras modulares tienen un factor de forma en el cual se tiene dos piezas principales que contienen los cuatro rieles y dos de las caras, y luego otras piezas laterales que unen y dan soporte a los rieles. Dicho factor de forma fue con el cual se basó el diseño pues, si bien requiere más piezas para el ensamble, cada una resulta con una geometría más simple para la manufactura. Además de esto, con este factor de forma es posible maquinar fácilmente en las caras internas de la estructura, pudiendo mitigar la dificultad de ensamblar los paneles solares sin tener tuercas fijas como en la estructura de Quetzal-1 tal como se discutirá más adelante.

Tomando en cuenta los criterios de diseño definidos y retroalimentación de las entrevistas, a continuación, se muestra el resultado del diseño de la estructura para un CubeSat 3U. La configuración definida para esta resultaría en dos piezas principales las cuales tiene integradas dos rieles cada una, junto con ocho piezas de soporte entre las piezas de los rieles tal como se muestra en la Figura 22. Con esta configuración, la estructura es fácilmente escalable a un satélite 1U, 2U o 3U. Ya que las únicas piezas que se deben modificar es el largo de las piezas principales de los rieles mientras las piezas de soporte siguen siendo las misma.

Figura 22: Configuración de la estructura

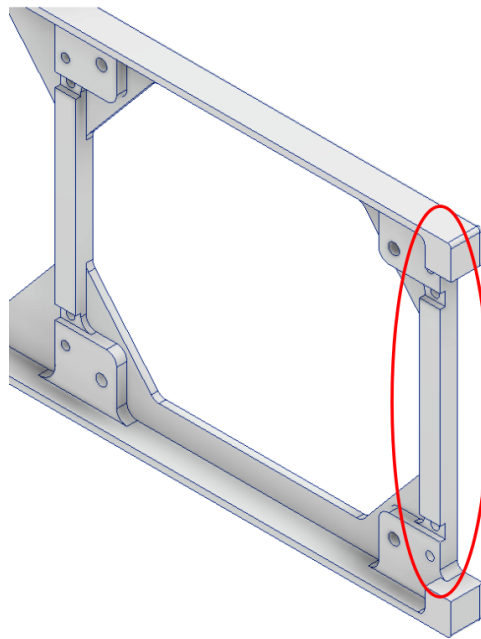


Las piezas principales mostrada en la Figura 23, ayudará a definir directamente en la manufactura las tolerancias en el eje Y y Z del satélite. Las tolerancias en el eje X se verán afectado por el ensamble de las piezas además del proceso de manufactura. Como se muestra en la Figura 24 se tomó en cuenta que los soportes entre los rieles de la pieza principal tengan un grosor adecuado para evitar el pandeo que se tenía entre rieles en Quetzal-1.

Figura 23: Pieza lateral principal



Figura 24: Soporte lateral en pieza principal



Además de esto, en todas las esquinas la pieza principal cuenta con agujero exclusivos para el ensamblaje de la estructura, además de contar con otro juego de agujeros exclusivos para los paneles solares, teniendo estos una ranura interior para acoplar las tuercas y dejarlas pegadas con pegamento epóxico. Esto se muestra en la Figura 25. De esta forma, la estructura y los paneles solares pueden ser ensamblados de forma independiente resolviendo así uno de los mayores problemas de a la estructura utilizada en Quetzal-1. Cabe destacar que, tal como se muestra en la Figura 26, los agujeros exclusivos para la estructura cuentan con un agujero abocardado para esconder la cabeza del tornillo y que el panel solar se pueda colocar sobre estos sin ningún problema.

Figura 25: Sujeción entre piezas

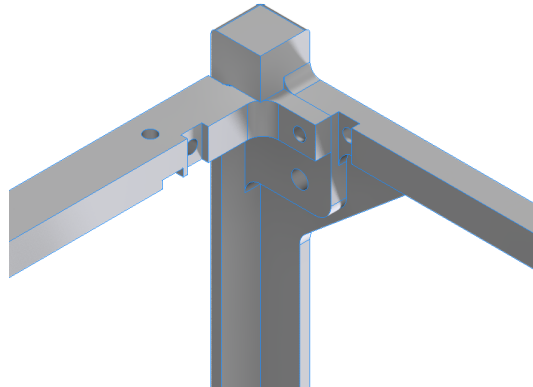
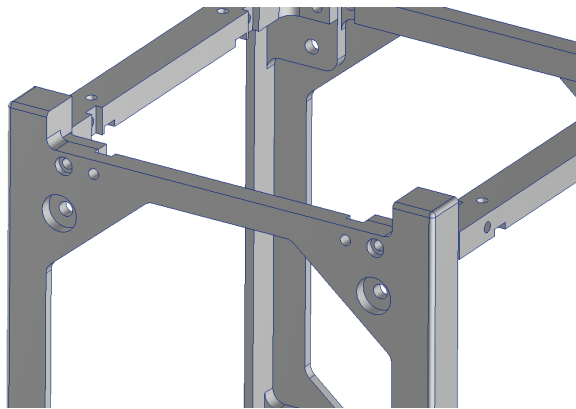
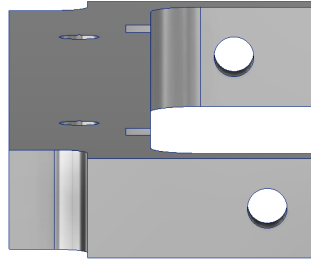


Figura 26: Agujeros abocardados



En la Figura 25 también se observa que, en el caso de los soportes laterales, también se colocaron agujeros distintos para sostener la estructura y los paneles solares. En el caso de los agujeros para sostener la estructura, es posible notar en la Figura 27 que existe una excentricidad en los agujeros. Esto se diseñó de esta forma para que dicha pieza tenga cero grados de libertad al estar ensamblada en la estructura. Si los agujeros se encontraran alineados, estos funcionarían como un pivote sobre el cual la pieza podría girar. De ser este el caso, se dependería únicamente de la fricción que provoquen las tuercas para evitar que gire. La excentricidad colocada ayuda a asegurar que esta pieza se encuentre siempre en la posición esperada.

Figura 27: Excentricidad en agujeros de barra lateral



Debido a que los soportes laterales son independientes para cada lado, es posible maquinarse en la cara interna de estos. Por esta razón, se colocó una ranura para sostener las tuercas y pegarlas con epóxico en los agujeros que sostienen los paneles solares. Con esto, se logró que todos los agujeros de los paneles tengan una sujeción fija sin necesidad de sostener la tuerca por detrás al ensamblarla. Cabe mencionar que se decidió utilizar tuercas como método de sujeción pues el roscar directamente la estructura puede causar problemas si la rosca se llega a dañar. Otra opción hubiera sido utilizar insertos, pero de igual forma estos pueden llegar a dañar la estructura al no disponer de la experiencia para colocarlos. Tomando en cuenta lo complicado que resultaría el manufacturar una estructura con las tolerancias adecuadas, el utilizar tuercas permite reducir el riesgo de perder una estructura ya maquinada por problemas en la sujeción.

Para la sujeción de las placas electrónicas internas, se decidió utilizar separadores hexagonales. Al no tener certeza del orden o componentes que tendrá cada placa, los separadores permiten variar fácilmente la altura entre placas sin necesidad de modificar la geometría de la estructura. Ya que las placas deben estar observando al eje X o Y, se decidió que estas se encuentren con una alineación al eje X para que coincidan con la dirección de las antenas. De esta forma, los separadores ayudarán de forma estructural a sostener las piezas laterales principales. Esto se observa en la Figura 28. Se colocarán agujeros abocardados en la cara exterior de las piezas principales para acoplar los separadores con la estructura por medio de tornillos y tuercas y que estos puedan quedar escondidos debajo de los paneles solares. Esto se muestra en la Figura 29.

Figura 28: Placas colocada en el eje X

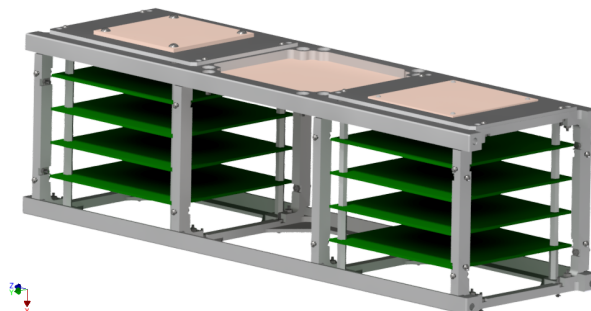
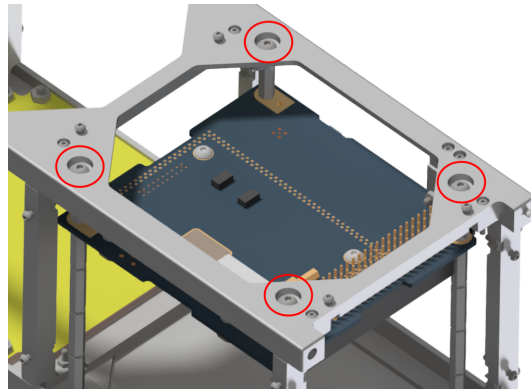
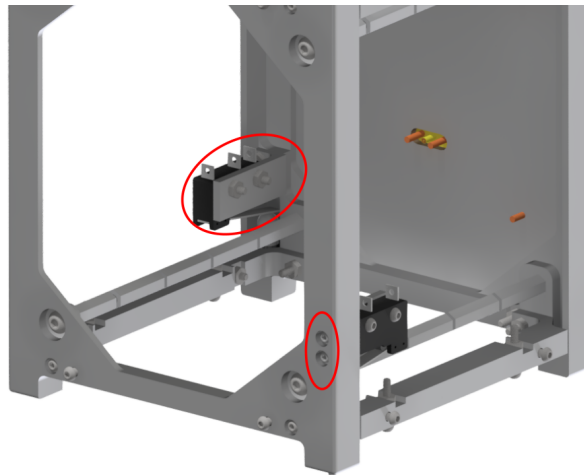


Figura 29: Agujero abocardado para separadores



En la estructura se colocaron además los agujeros para los *deployment dwitches*, utilizando un componente en forma de L que se sujeta por medio de tornillos y tuercas en un agujero abocardado para sujetar el switch en la posición como se observa en la Figura 30. Se implementó esta solución pues el integrar la sujeción del *deployment switch* directamente en la estructura hubiera complicado el proceso de manufactura. La posición de este componente no es crítica como si lo es la tolerancia del satélite. Por esta razón se decidió utilizar este montaje adicional, para que la manufactura de la pieza lateral principal se enfoque en los aspectos más críticos como las tolerancias. Se aseguró, además, que con los agujeros colocados en el riel aún se tenga un 75 % de la superficie en contacto con las guías del desplegador orbital.

Figura 30: Sugeción de deployment switch



En el caso de las antenas que se debían acoplar a la estructura, se planea el utilizar una lámina de aluminio delgada como la que se muestra en la Figura 31. que funcione como soporte para las antenas de los extremos teniendo los agujeros necesarios para atornillarla y dejar libre sus conectores. Esto se definió de esta forma pues así, en caso de tener algún cambio en las antenas, únicamente se requiere modificar la placa metálica en lugar de la estructura. La única antena que se montará directamente a la estructura es la que se

encuentra en la parte del centro. Esto se debe a las dimensiones de dicha placa, la única forma de colocarla sin que interfiriera con los rieles guías era dentro de la estructura. Por lo tanto, los agujeros para su sujeción se encuentran directamente en la estructura siendo estos abocardados para que la cabeza de los tornillos se encuentre escondida tal como se muestra en la Figura 32.

Figura 31: Placa de aluminio para sujeción de antenas

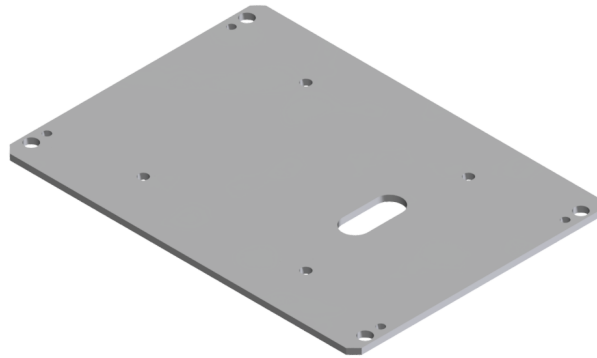
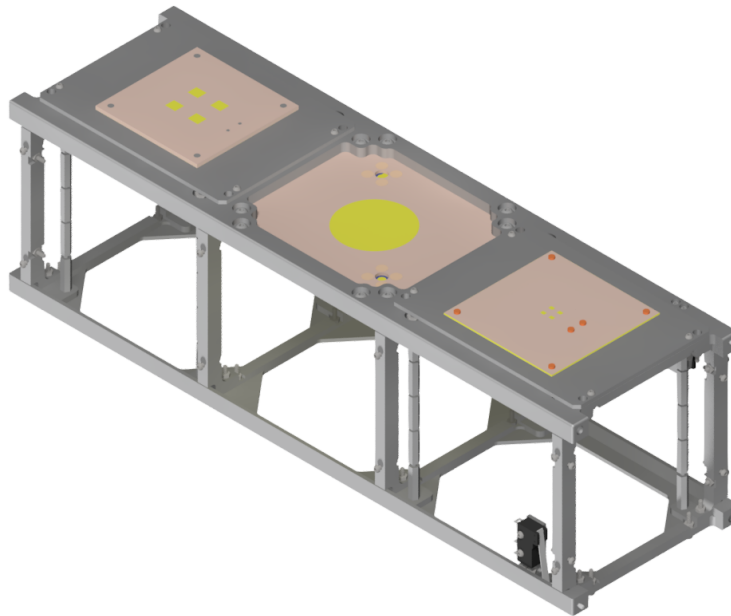


Figura 32: Ensamble de antenas sobre estructura. Se muestra la estructura completa con tres placas de antenas instaladas en la parte superior, sujetas por tornillos que se abocardan en la estructura.



Para el diseño antes descrito, se determinó utilizar este factor de forma para que, si bien se cuenta con más piezas, el ensamblaje pueda ser más sencillo. Al tener más piezas se buscó por lo tanto que cada una de estas tenga geometrías relativamente sencillas para que sean fáciles de manufacturar. Con esta decisión se compromete el tiempo de manufactura pues se requieren más montajes para maquinar la estructura completa. Pero, se consideró que el tiempo de manufactura es un factor que se puede planear y tomando las medidas adecuada esto no debería llegar a ser un problema que comprometa el éxito de la misión. En el caso

de las tolerancias, el tener más piezas también comprometerá este factor, por esa razón, los montajes en la manufactura fueron pensados para que dichas tolerancias fueran fáciles de lograr.

### C. Prototipo impreso en 3D

A continuación, se muestran imágenes y resultados del prototipo impreso en 3D. Con esto se logró corroborar que el diseño antes discutido funciona de la forma esperada. En las figuras 33 y 34 es posible observar en ensamblaje completo del prototipo de la estructura 3U. El proceso para ensamblarlo, tal como se esperaba fue relativamente simple, logrando completar esto en aproximadamente 23 minutos en el primer intento. Lo más complicado fue el hecho de tener que atornillar 32 tornillos y tuercas, lo que puede llegar a ser algo tedioso. La descripción de los tornillos y tuercas utilizados puede ser encontrado en los planos adjuntos en la sección de anexos. Cabe destacar que en ensamblaje fue solamente de la estructura, al tener componentes internos se espera que la dificultad y tiempo se ensamble sean mayores.

Figura 33: Prototipo impreso en 3D completo lado X

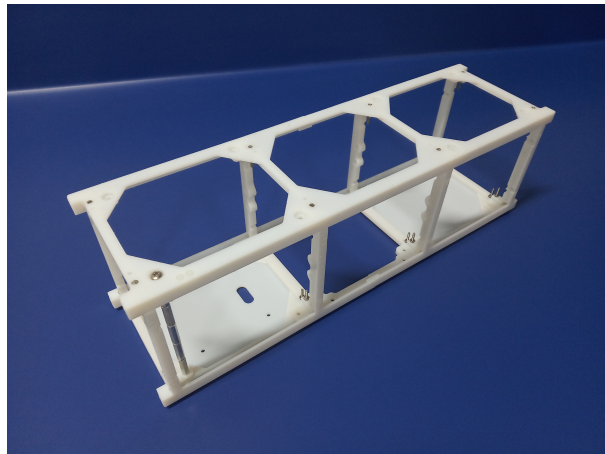
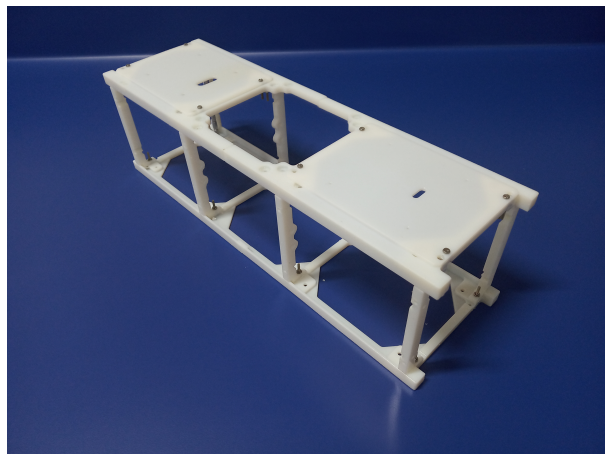


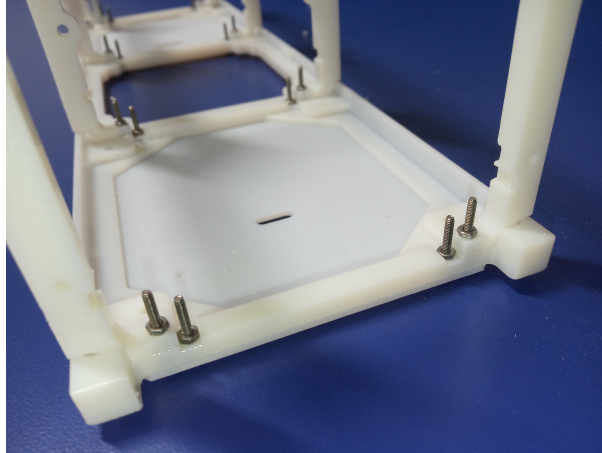
Figura 34: Prototipo impreso en 3D completo lado -X





Como se observa en la Figura 35 fue posible corroborar que las ranuras para detener las tuercas funcionan correctamente. Estas facilitan bastante la tarea de atornillar pues la tuerca prácticamente se detiene sola una vez colocada.

Figura 35: Ranuras en prototipo para tuercas



## D. Análisis de elementos finitos

A continuación, se presentarán los resultados para cada uno de los análisis realizados. Se le dará prioridad a encontrar el esfuerzo equivalente (Von-Mises) máximo, pues este se comparó contra el esfuerzo de fluencia de cada material para determinar el factor de seguridad de los componentes. Los factores de seguridad encontrados se encuentran en una tabla resumen al final de esta sección.

### 1. Análisis estático

Para análisis estático, aplicando la fuerza de 46.6 N en cada uno de los rieles de la estructura y las cargas de pretensión en los tornillos se obtuvo el siguiente resultado. La Figura 36 muestra que la estructura tiene un esfuerzo máximo equivalente de 86.376 MPa. Viendo el detalle de la Figura 37 es posible observar que este esfuerzo máximo se encuentra en uno de los agujeros que sirven para sostener la estructura en el extremo -Z. Este se encuentra en la pieza lateral principal perpendicular al eje +X.

En el caso de los separadores, tal como se aprecia en la Figura 38, se encontró que el esfuerzo máximo equivalente al que se encuentran sometidos es de 88.847 MPa. Este esfuerzo máximo se encuentra en uno de los separadores del grupo del extremo en -Z del satélite. Específicamente en el separador que se conecta a uno de los tornillos paralelos al eje X.

Figura 36: Esfuerzo equivalente máximo en estructura, análisis estático

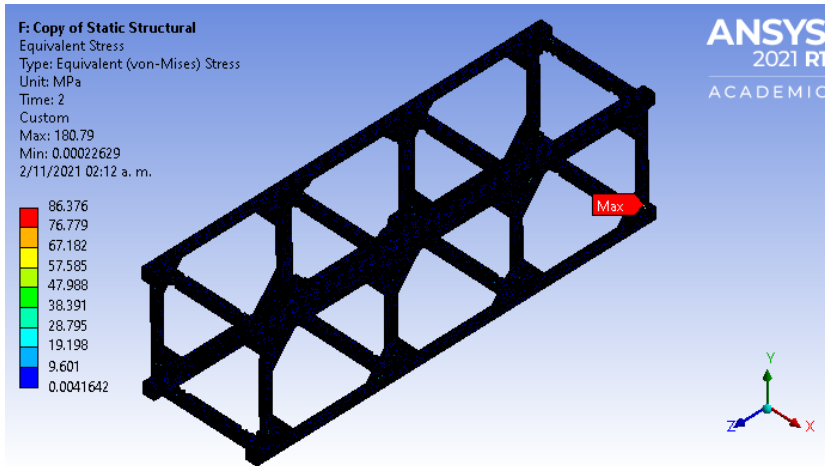


Figura 37: Esfuerzo equivalente máximo en estructura (detalle), análisis estático

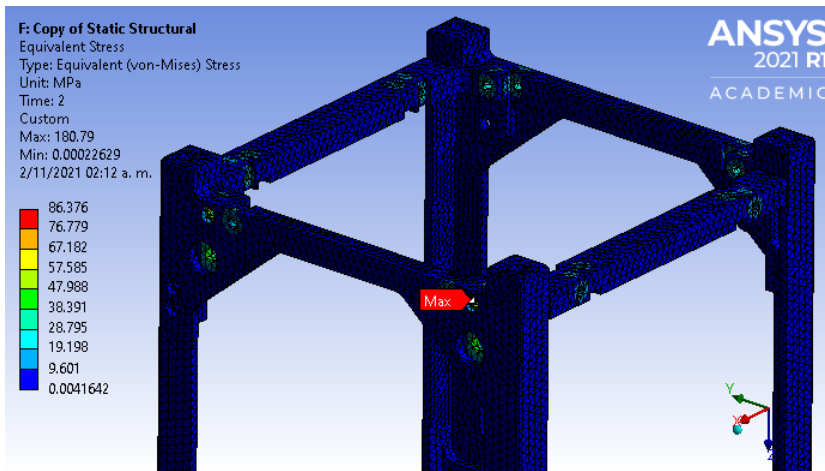
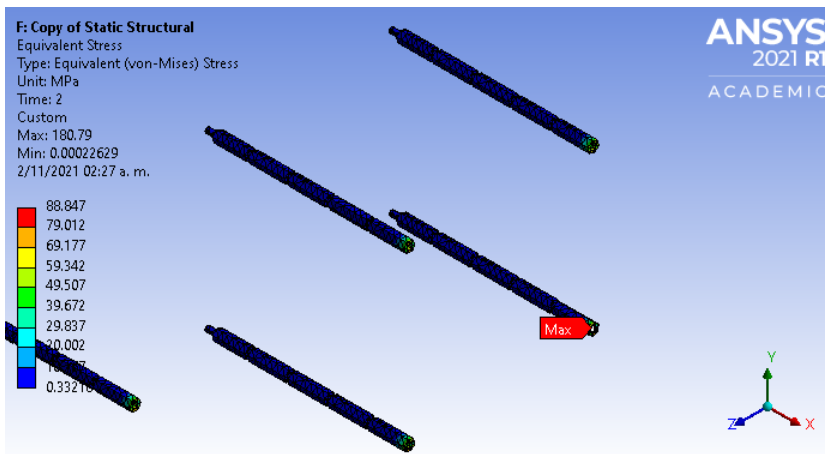
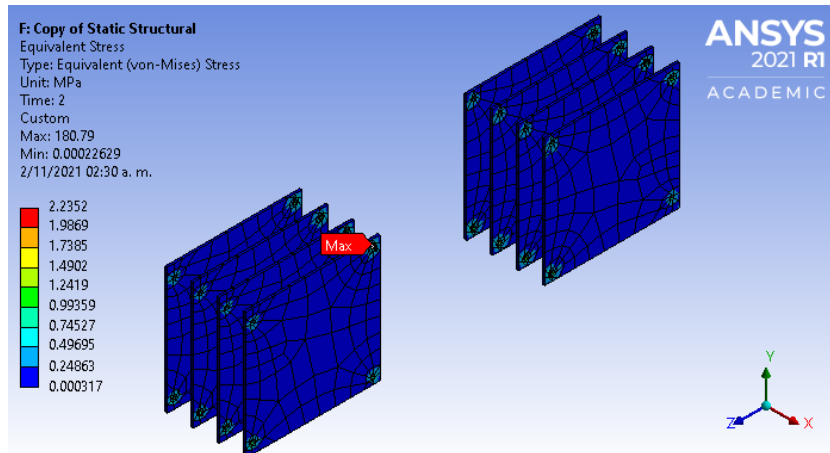


Figura 38: Esfuerzo equivalente máximo en separadores, análisis estático



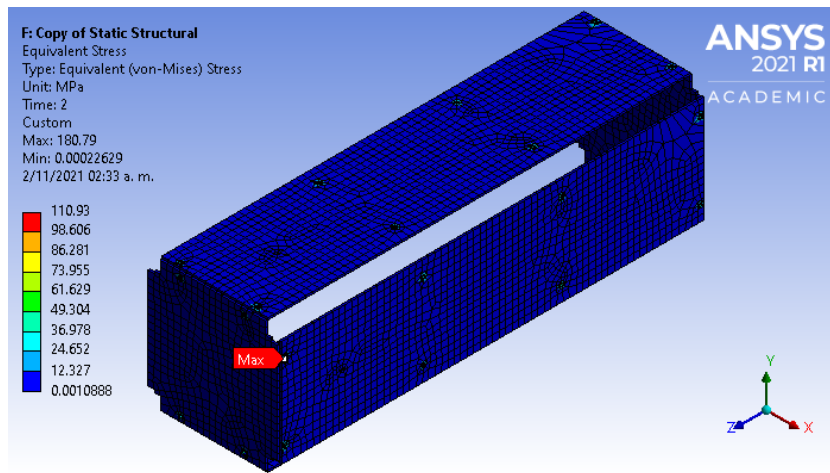
Para las placas internas, la Figura 39 muestra que se tiene un esfuerzo máximo equivalente de 2.2352 MPa. Este se encuentra localizado en uno de los agujeros de la placa del extremo -Z y del lado -X del satélite.

Figura 39: Esfuerzo equivalente máximo en placas internas, análisis estático



En las placas externas de los paneles solares, el esfuerzo máximo equivalente obtenido fue de 110.93 MPa. Este se localiza en uno de los agujeros del panel solar que ve en dirección +X. Esto se observa en la Figura 40.

Figura 40: Esfuerzo equivalente máximo en placas externas, análisis estático



Para las celdas solares, el esfuerzo máximo equivalente obtenido fue de 0.012744 MPa. Este se encuentra en uno de los paneles solares posicionados en la cara que ve hacia +Y tal como se observa en la Figura 41.

Las figuras 42 y 43 muestran que para los tornillos, el esfuerzo máximo equivalente obtenido fue de 178.36 MPa. Este esfuerzo máximo se dio en uno de los tornillos medios que sostienen la estructura. Este tornillo se encuentra posicionado en la cara -X del satélite.

Figura 41: Esfuerzo equivalente máximo en celdas solares, análisis estático

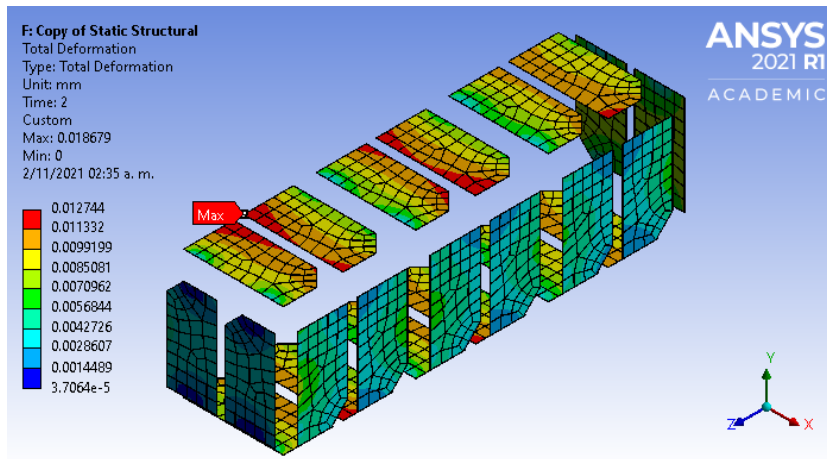


Figura 42: Esfuerzo equivalente máximo en tornillos y tuercas, análisis estático

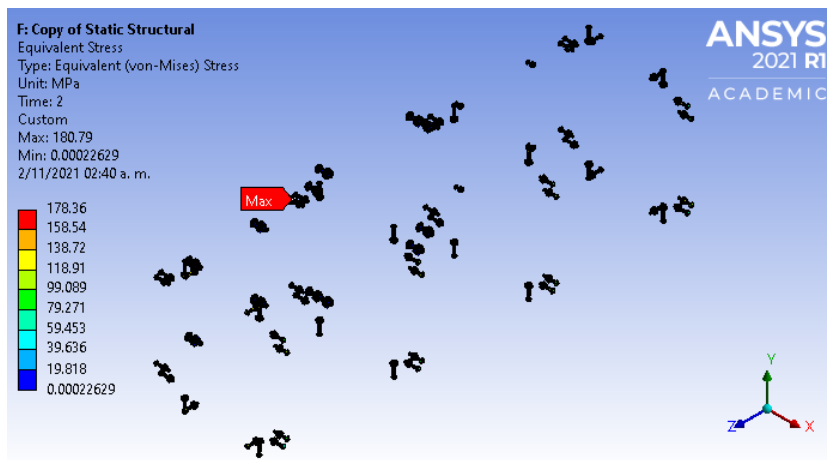
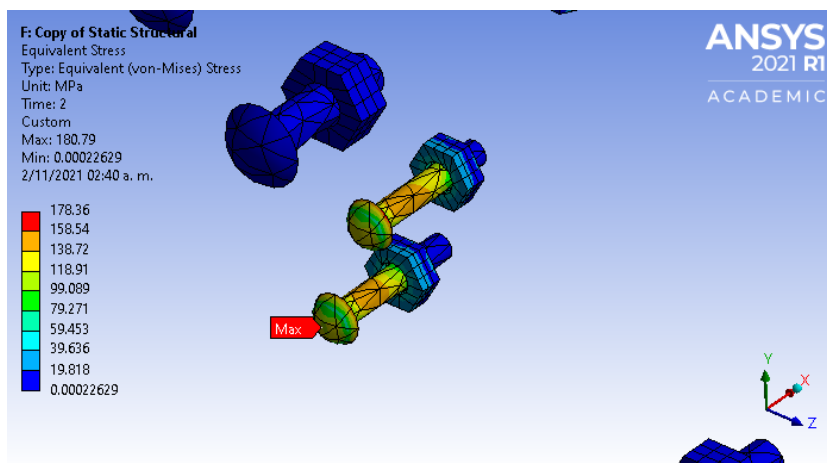


Figura 43: Esfuerzo equivalente máximo en tornillos y tuercas (detalle), análisis estático



## 2. Análisis cuasi-estático

Para el análisis cuasi-estático, agregando la aceleración de 18.1 (G), los esfuerzos fueron mayores en comparación al análisis estático. Cabe destacar que, para cada conjunto de elementos, se analizaron los esfuerzos con la aceleración en dirección de cada uno de los ejes. Los resultados que se muestran a continuación son el del esfuerzo máximo encontrado entre las tres configuraciones de este análisis para cada conjunto de partes.

La Figura 44 muestra que la estructura tiene un esfuerzo máximo equivalente de 89.411 MPa el cual se da cuando la aceleración se encuentra en +Y. Viendo el detalle de la Figura 45 es posible observar que este esfuerzo máximo se encuentra en uno de los agujeros que sirven para sostener la estructura en el medio de la cara que ve hacia la dirección +Y.

Figura 44: Esfuerzo equivalente máximo en estructura, análisis cuasi-estático

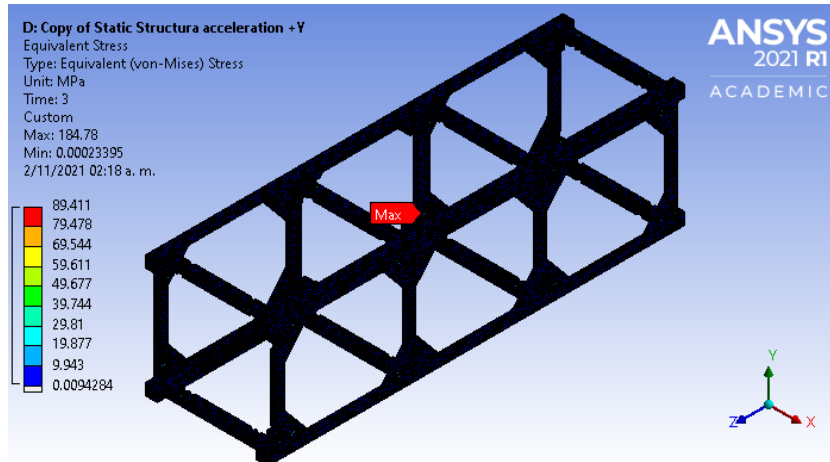
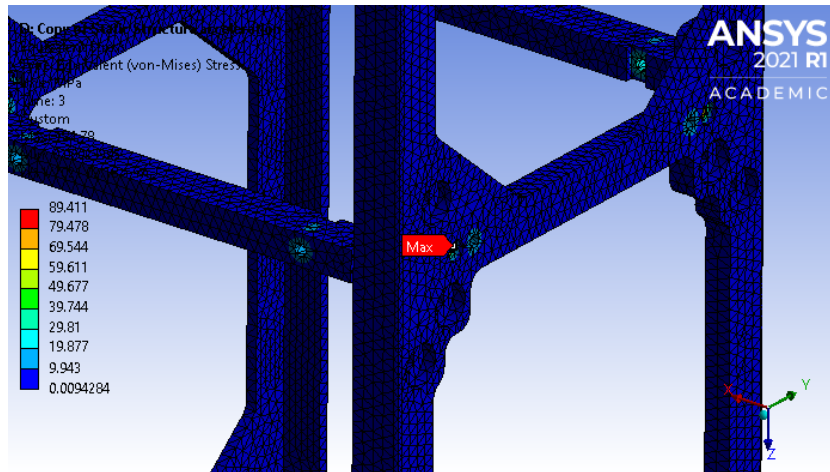


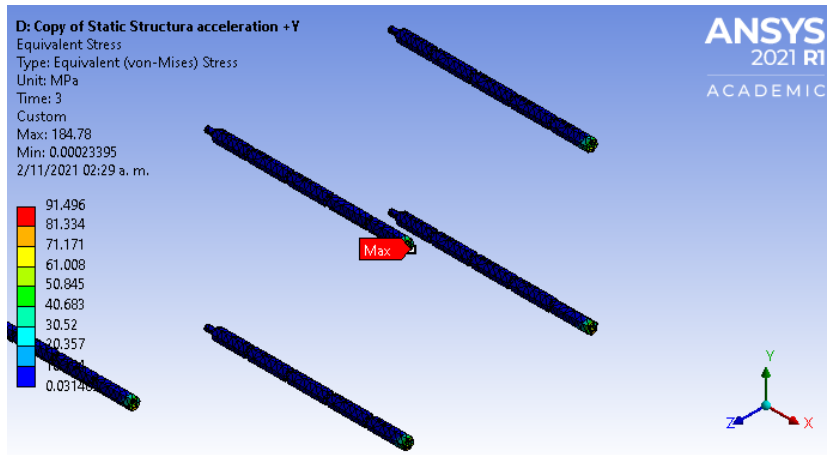
Figura 45: Esfuerzo equivalente máximo en estructura (detalle), análisis cuasi-estático



En el caso de los separadores, tal como se aprecia en la Figura 46, se encontró que el esfuerzo máximo equivalente al que se encuentran sometidos es de 91.496 MPa el cual se

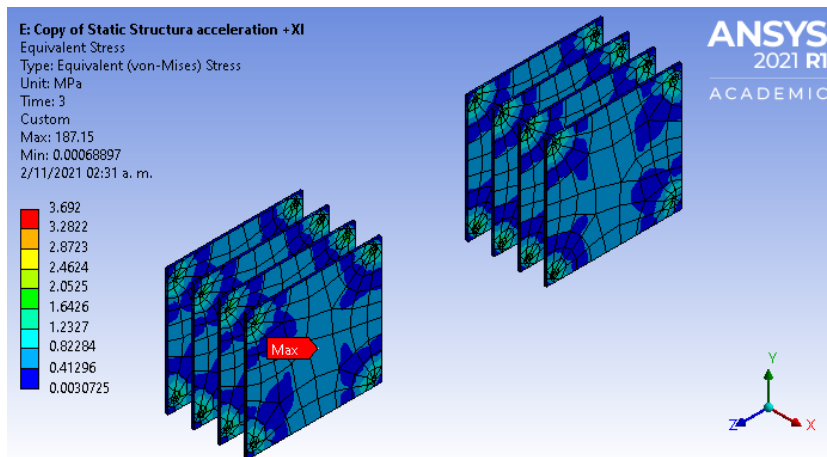
da cuando la aceleración va en la dirección +Y. Este esfuerzo máximo se encuentra en el separador del medio del conjunto del lado -Z.

Figura 46: Esfuerzo equivalente máximo en separadores, análisis cuasi-estático



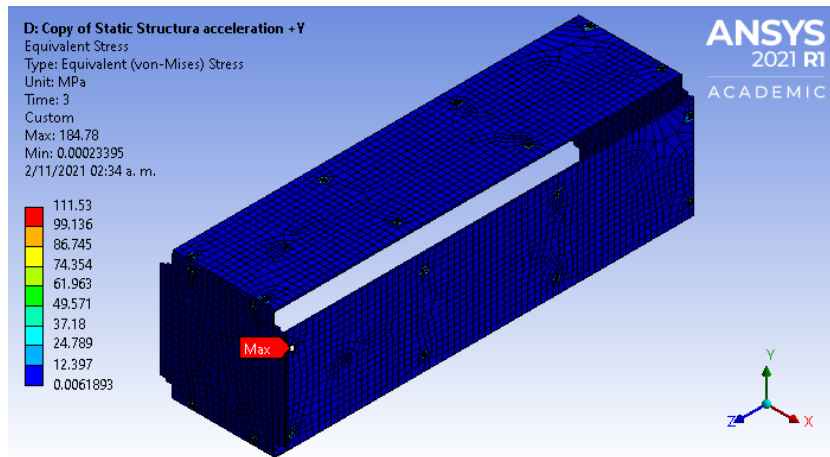
Para las placas internas, la Figura 47 muestra que se tiene un esfuerzo máximo equivalente de 3.692 MPa el cual se da cuando la aceleración va en dirección +X. Este se encuentra en el centro de una de las placas localizada en el conjunto del extremo -Z de placas.

Figura 47: Esfuerzo equivalente máximo en placas internas, análisis cuasi-estático



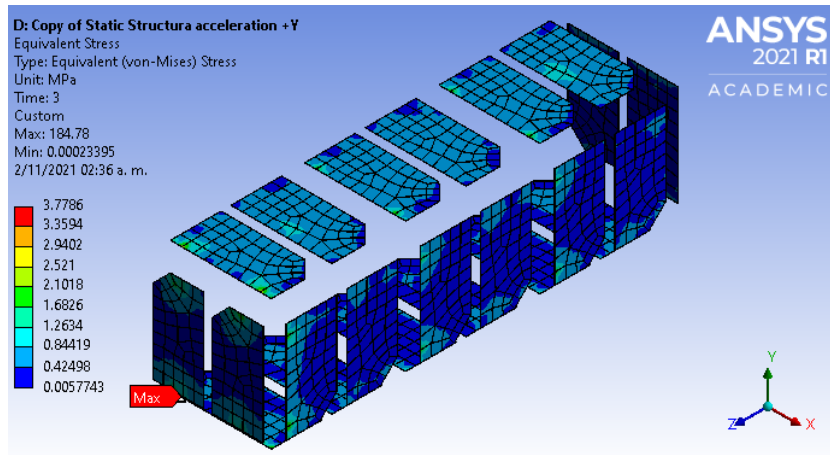
En las placas externas de los paneles solares, el esfuerzo máximo equivalente obtenido fue de 111.53 MPa el cual se da cuando la aceleración va en la dirección +Y. Este se localiza en uno de los agujeros del panel solar que ve en dirección +X. Esto se observa en la Figura 48.

Figura 48: Esfuerzo equivalente máximo en placas externas, análisis cuasi-estático



Para las celdas solares, el esfuerzo máximo equivalente obtenido fue de 3.7786 MPa el cual se da cuando la aceleración va en dirección +Y. Este se encuentra en uno de los paneles solares posicionados en la cara que ve hacia -Y tal como se observa en la Figura 49.

Figura 49: Esfuerzo equivalente máximo en celdas solares, análisis cuasi-estático



Las figuras 50 y 51 muestran que, para los tornillos, el esfuerzo máximo equivalente obtenido fue de 187.15 MPa el cual se da cuando la aceleración va en dirección +X. Este esfuerzo máximo se dio en uno de los tornillos del extremo -Z que sostiene el panel solar que ve hacia -X.

Figura 50: Esfuerzo equivalente máximo en tornillos y tuercas, análisis cuasi-estático

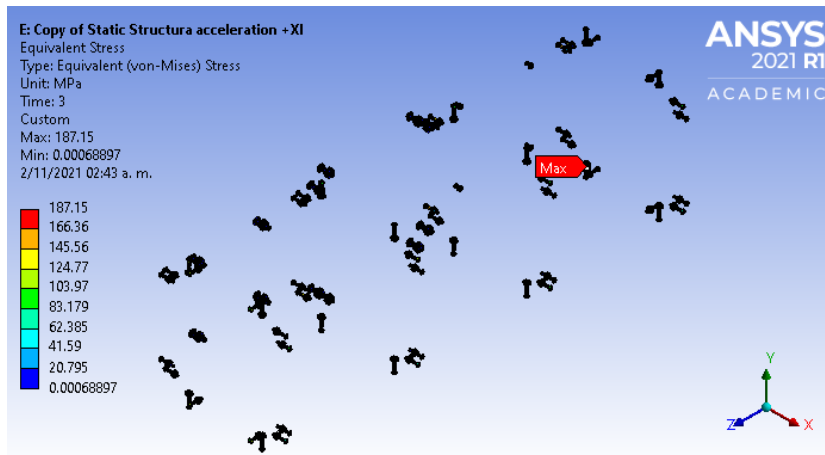
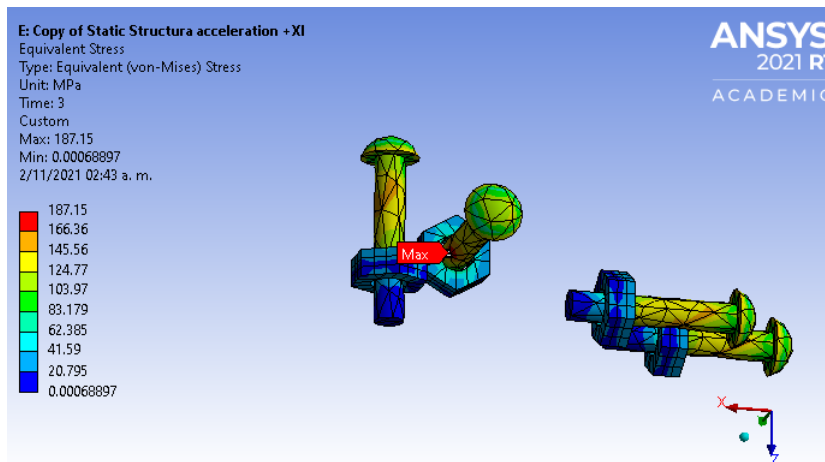


Figura 51: Esfuerzo equivalente máximo en tornillos y tuercas (detalle), análisis cuasi-estático



### 3. Análisis modal

La Figura 52 muestra las primeras seis frecuencias naturales obtenidas para el satélite. Estas van desde 343.85 Hz hasta 394.19 Hz siendo la primera mencionada la frecuencia fundamental del satélite. Cabe destacar al haber realizado una aproximación de la posición del centro de masa del satélite, este análisis no necesariamente será representativo respecto al satélite final que se tenga. Las frecuencias naturales de un sistema dependen directamente de la masa y la distribución de esta. Por esta razón, cuando el diseño del satélite sea completado se debe evaluar si las aproximaciones realizadas son aceptables o si se requiere realizar de nuevo la simulación actualizando estos valores. En el caso del análisis estático y cuasi-estático, la aproximación de la masa si se puede considerar aceptable pues se configuró para que sea el peor escenario. Una aproximación similar no es posible para el análisis modal.

A pesar de esto, se debe considerar que el resultado obtenido es aceptable. JAXA indica en el documento JPAH que se requiere una frecuencia fundamental mayor a 100 HZ



para evitar problemas con las vibraciones aleatorias. El resultado obtenido indica que, si la aproximación realizada resulta ser acertada, el satélite cumple con este requisito.

Figura 52: Frecuencias naturales obtenidas del análisis modal

	Mode	<input checked="" type="checkbox"/> Frequency [Hz]
1	1.	343.85
2	2.	344.22
3	3.	363.97
4	4.	364.58
5	5.	393.85
6	6.	394.19

#### 4. Análisis de vibraciones aleatorias

Para las vibraciones aleatorias ingresadas en ANSYS, se determinó que el mayor esfuerzo obtenido se da cuando estas vibraciones van en la dirección Z. Cabe mencionar que, de todo el ensamble, el esfuerzo máximo equivalente obtenido fue de 1.4988 MPa tal como se muestra en la Figura 53. Este esfuerzo se encuentra en uno de los tornillos medios que sostienen la estructura. Este tornillo es colineal con el eje X. Esto se puede observar en la Figura 54. Este esfuerzo representa solo un 0.8 % del esfuerzo de mayor magnitud obtenido en el análisis cuasi-estático. Por esta razón, se consideró despreciable y se llegó a la conclusión que no vale la pena realizar un análisis de todos los conjuntos de componentes con los esfuerzos obtenidos debido a las vibraciones aleatorias.

Figura 53: Esfuerzo equivalente máximo en ensamble completo, análisis de vibraciones aleatorias

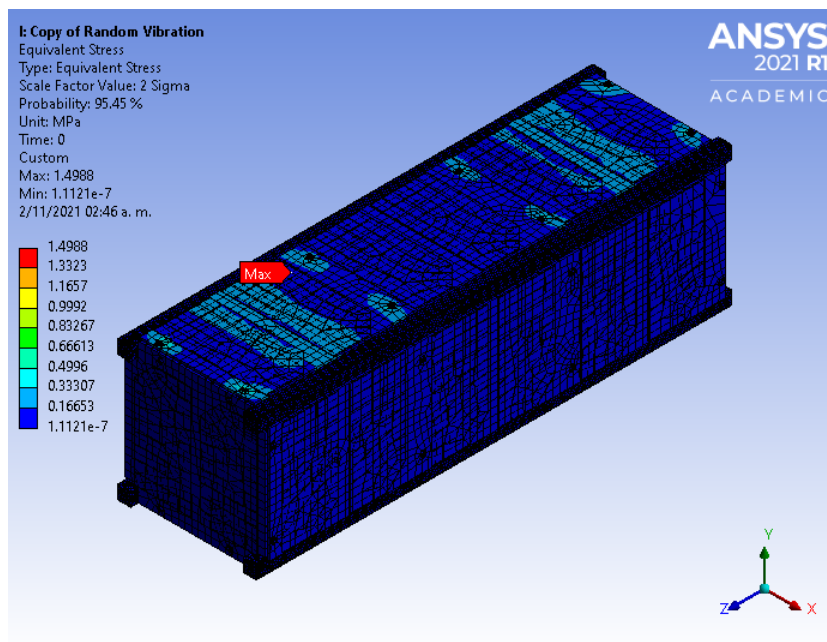
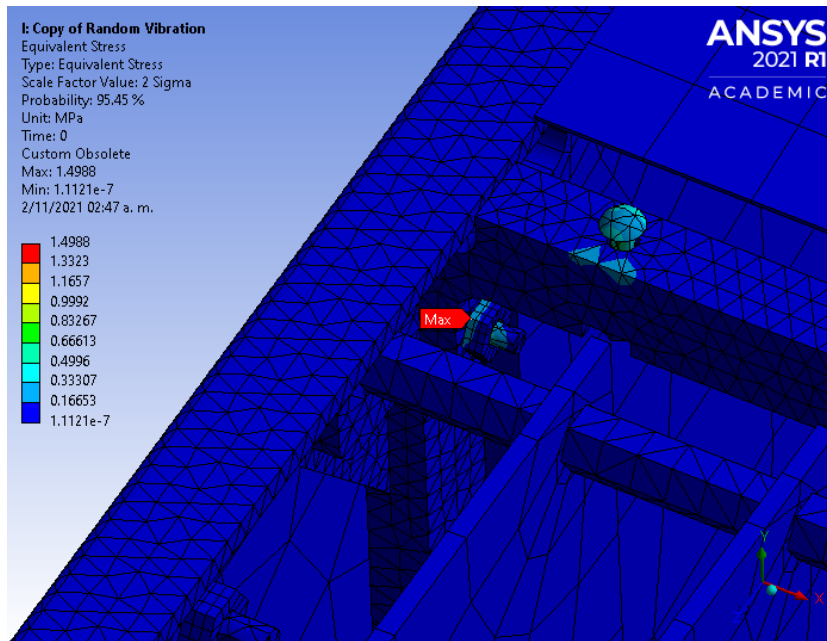


Figura 54: Esfuerzo equivalente máximo en ensamble completo (detalle), análisis de vibraciones aleatorias



## 5. Resultados generales

Para poder corroborar la integridad de los componentes se utilizará como parámetro el factor de seguridad. Este se calculará con base en la teoría de falla de energía de distorsión máxima utilizando la ecuación 3 antes definida en el marco teórico. El documento DOC-STR-001 Rev. D del proyecto Quetzal-1 indica que el proveedor de lanzamiento JAXA indicó como aceptable un factor de seguridad de 1.5 ante el esfuerzo de fluencia y de 2 al compararlo con el esfuerzo último del material (UVG CubeSat Team, 2021). Este parámetro será utilizado para definir si la estructura diseñada soporta o no los esfuerzos del ambiente de lanzamiento.

Cabe destacar que la precarga de los tornillos se calcula con base en llevar los esfuerzos de dicho componente a su límite de fluencia permitido. Por lo tanto, el factor de seguridad para el límite de fluencia se espera sea un valor cercano a 1. Por esta razón, el factor de seguridad de este componente se calculó respecto la resistencia última del material.

A continuación, se muestra en el Cuadro 8 el factor de seguridad obtenido ante las cargas del análisis estático. En el Cuadro 9 se observa el factor de seguridad obtenido ante las cargas del análisis cuasi-estático.

En los cuadros 8 y 9 se utilizó la resistencia de fluencia para todos los materiales menos para los tornillos y tuercas y para las placas electrónicas (ver Cuadro 1 para referencia) donde el esfuerzo último fue utilizado a la hora de calcular el factor de seguridad.

Es posible observar que, para ambos casos, todos los componentes analizados tienen un factor de seguridad mayor al definido como parámetro de comparación. Además, la baja magnitud del esfuerzo obtenido en el análisis de vibraciones aleatorias indica además que

Cuadro 8: Factor de seguridad ante la carga máxima equivalente del análisis estático

Componente	Resistencia del material (MPa)	Esfuerzo Máximo equivalente (MPa)	Factor de seguridad
Estructura	503	86.376	5.82
Separadores	276	88.847	3.11
Placas internas	416	2.235	186.11
Placas externas	416	110.930	3.75
Celda solar	140	0.012744	10985.56
Tornillos y tuercas	505	178.360	2.83

Cuadro 9: Factor de seguridad ante la carga máxima equivalente del análisis cuasi-estático

Componente	Resistencia del material (MPa)	Esfuerzo Máximo equivalente (MPa)	Factor de seguridad
Estructura	503	89.411	5.63
Separadores	276	91.496	3.02
Placas internas	416	3.692	112.68
Placas externas	416	111.530	3.73
Celda solar	140	3.778600	37.05
Tornillos y tuercas	505	187.150	2.70

resulta poco probable que estas puedan causar un daño o desprendimiento de alguno de los componentes. Por lo tanto, se considera que la estructura diseñada cumple con el objetivo de soportar el ambiente de un lanzamiento espacial, así como también de distribuir los esfuerzos de modo que no se comprometan otros componentes del satélite.

Estos resultados muestran que la estructura diseñada es bastante robusta y soporta de forma correcta las cargas a las que será sometido. Cabe destacar que se podría considerar que la estructura se encuentra sobredimensionada. Pero tomando en cuenta la complejidad que genera el trabajar secciones delgadas a la hora de maquinar la estructura se decidió que esta se dejará con las dimensiones ya establecidas. Esto solo se reconsiderará en caso que el peso de la estructura llegue a ser un factor crítico.

## E. Planificación de manufactura

A continuación, se muestra el proceso de manufactura definido para las piezas del satélite utilizando el software de Autodesk Inventor 2020 con las herramientas CAD/CAM disponibles dentro de este. A lo largo de esta explicación se entrará en detalle en las operaciones de corte que se deben hacer en el equipo CNC. Las operaciones para preparar el material serán descritas, pero no se explicarán con detalle ni se trabajaron en el software CAM pues se planea que estas sean realizadas con equipo de maquinado convencional. Cabe mencionar que para el proceso de maquinado siempre se utilizaron las herramientas disponibles en UVG, las cuales se muestran en la Figura 7.

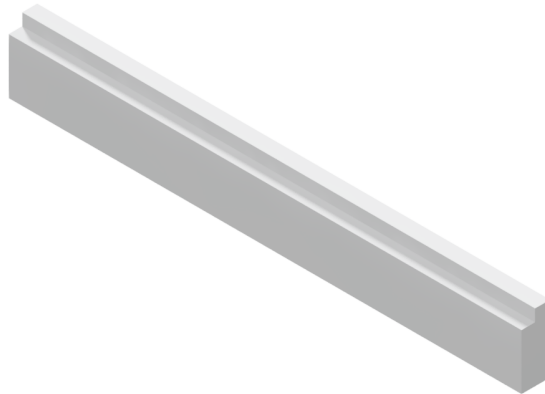
## 1. Piezas principales laterales

### Piezas de soporte

Para maquinar las piezas laterales principales primero se necesita trabajar las piezas de sujeción que permitirán detener las piezas de forma correcta durante el proceso de manufactura. Las piezas de sujeción se diseñaron para que fueran fácil de manufacturar y se pudieran trabajar en su mayoría en fresadora convencional para un proceso de manufactura más rápido.

El primer soporte (soporte 1) consiste en un perfil sólido de aluminio con una ranura que sirve para elevar, sujetar y dar soporte al material para la estructura. Este soporte se observa en la Figura 55. Para fabricar este soporte se puede cortar y carear un rectángulo de 45 mm x 340.5 mm en una lámina de aluminio de  $\frac{3}{4}$  de pulgada. Luego de esto, se puede realizar el maquinado de la ranura con una fresadora convencional.

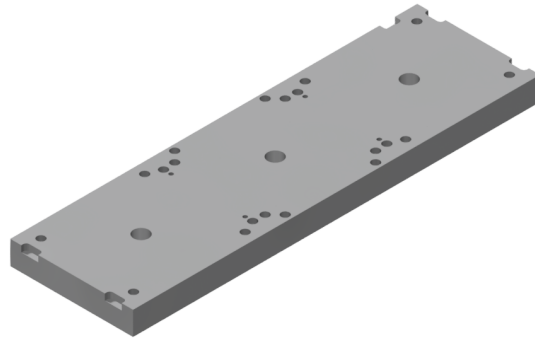
Figura 55: Soporte 1 para manufactura



El segundo soporte (soporte 2) consiste en una lámina de aluminio de un espesor de  $\frac{3}{4}$  de pulgada cortado y careado en un rectángulo de 98x324.3mm. La lámina posee agujeros que ayudarán a sujetar la pieza durante el maquinado por medio de tornillos y tuercas, así como también para que cuando se realice un agujero pasado en la pieza de la estructura, la broca pueda salir completamente sin colisionar con el soporte. La Figura 56 muestra el soporte 2.

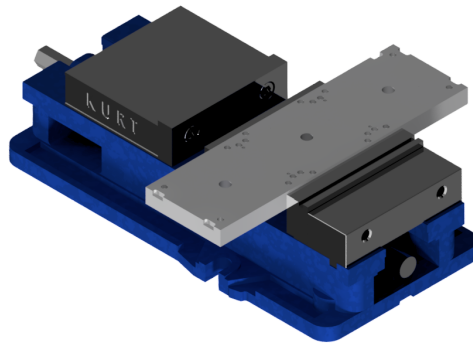
El proceso de corte y careado es posible realizarlo en una máquina convencional, sin embargo, para los agujeros si se requiere tener mayor precisión y exactitud pues esto podría provocar una colisión de la broca con el soporte o no permitiría alinear de forma correcta la pieza de la estructura para maquinarla. Por esta razón, se decidió utilizar el equipo CNC para realizar los agujeros. En la Figura 57 se muestra el montaje que se realizaría en el equipo CNC para lograr esto. El proceso para maquinar esta pieza se describe a continuación.

Figura 56: Soporte 2 para manufactura



- Careado en la cara superior utilizando fresadora plana de 5/8 in de diámetro.
- Taladrado de agujeros pasados de 12 mm de diámetro utilizando una broca de 12 mm con un proceso de rotura de viruta con retracción parcial de la herramienta cada 5 mm de taladrado.
- Taladrado para agujeros de 1/4 in de diámetro con profundidad de 4 mm con broca de 1/4 in
- Proceso de *pocket* en las ranuras de los extremos con una fresadora de 3/16 in de diámetro.

Figura 57: Montaje para soporte 2



### Preparación de material para estructura

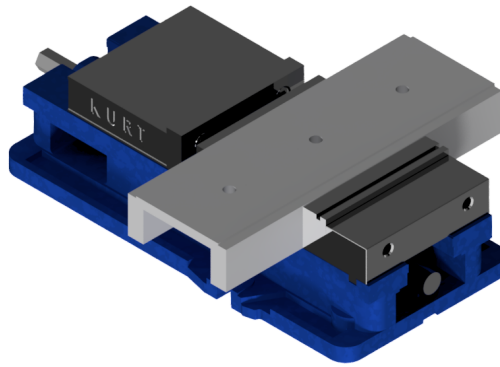
Para la pieza principal lateral, se piensa utilizar como material base una lámina de aluminio lisa de  $\frac{1}{2}$  de pulgada. Se planea cortar y carear el material para asegurar tener una superficie lisa de referencia. Este careado inicial se realizará en una fresadora convencional, llevando el material base a tener una medida aproximada 101 mm x 341.50 mm x 11 mm.

## Maquinado de pieza

Para maquinar la pieza, se realiza un primer montaje utilizando el soporte 1 el cual se muestra en la Figura 58. Debido a que la pieza lateral principal es relativamente larga, el soporte 1 brinda un apoyo para evitar flexión en el material mientras la herramienta corta en los extremos más alejados de la prensa. Además, ayuda a distribuir la fuerza de la prensa a lo largo de toda la pieza. En este montaje, el proceso de maquinado se describe a continuación.

- Se realiza un careado en la cara superior con una fresadora plana de 5/8 in para dejar una superficie pareja.
- Se realizan tres agujeros de 12 mm de diámetro con la broca de 12 mm.

Figura 58: Montaje 1 para pieza lateral principal

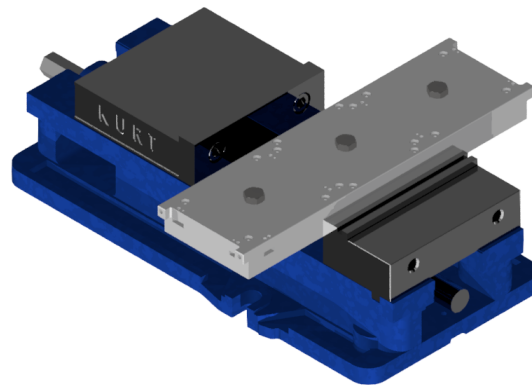


El proceso continúa con un segundo montaje utilizando el soporte 2 como se muestra en la Figura 59. Los tres agujeros en el medio se alinean y se colocan tornillos y tuercas en estos para sujetar la pieza y el soporte. El soporte es luego prensado, dejado así a la pieza en una montura que permite realizar un corte en todo su contorno, así como también los agujeros en la cara superior. El proceso se diseñó de esta forma pues así, en un mismo montaje se pueden realizar los maquinados que definen las tolerancias más críticas que en este caso es la distancia máxima lateral entre los rieles y el largo de estos. Además, de definir también la posición de los agujeros que se requiere coincidan con la pieza lateral del otro extremo por lo que su posición también resulta crítica. El proceso de maquinado para esta etapa consiste en:

- Contorno de desbaste alrededor de toda la estructura con la herramienta de diámetro de 5/8 in dejando 0.2 mm antes de la dimensión final.
- Contorno de afinado utilizando la herramienta de 1/4 in de diámetro, a una menor velocidad para dejar un buen acabado y asegurar la tolerancia adecuada.
- Con la herramienta de 1/8 in de diámetro, se terminan de realizar los filetes del contorno que las herramientas anteriores no lograron definir.

- Con la herramienta de 1/4 in de diámetro se realiza un *pocket* para los orificios exteriores del agujero abocardado que sostiene los separadores y la antena central.
- Con la herramienta de 1/8 in de diámetro se realiza un *pocket* para los orificios exteriores del agujero abocardado que sostiene a la estructura y para los deployment switches.
- Se perfora el taladrado para los agujeros de 2.4 mm de diámetro y los de 3.2 mm de diámetro.
- Por último, se realiza una operación de *flow* utilizando una fresadora de bola redonda de 5/64 in de diámetro para lograr el radio exterior en las esquinas de los rieles.

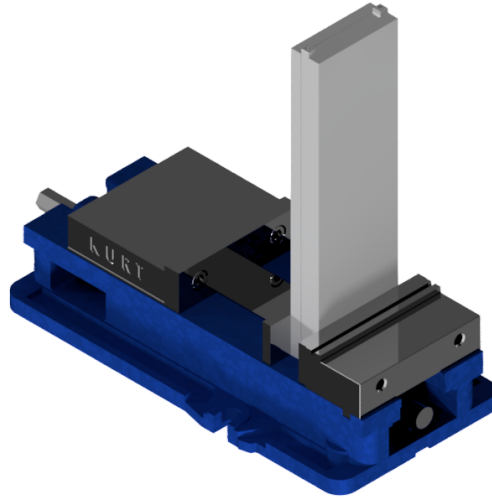
Figura 59: Montaje 2 para pieza lateral principal



Se continua el proceso con un montaje en donde se coloca la estructura con su lado más largo en el eje vertical del lado donde se deben de colocar los deployment switches. Se colocan unas láminas de aluminio a los lados a fin de dar más rigidez y distribuir de mejor forma la fuerza de presión de la prensa. La Figura 60 muestra este montaje. En este caso el proceso de maquinado es el siguiente.

- Realizar un agujero de 8mm de profundidad en cada uno de los rieles con la broca de 1/8 in de diámetro.
- Con la broca de 1/8 in de diámetro, se termina de ajustar el diámetro del agujero a la medida correspondiente. De forma manual, utilizar un machuelo para roscar el agujero.

Figura 60: Montaje 3 para pieza lateral principal



Para el último montaje, mostrado en la Figura 61, se utiliza de nuevo el soporte 1 para dar apoyo al maquinado en los extremos y asegurar la correcta sujeción de la pieza. El proceso de maquinado se describe a continuación.

- Se realiza un careado con la herramienta de 5/8 in de diámetro para llevar el grosor a 9.5mm.
- Con la herramienta de 5/8 in de diámetro, se realiza un *pocket* con tres niveles bajando con un paso de 1 mm de profundidad por cada pasada. Con esto se logra quitar la mayor parte de material dejando los tres niveles de la geometría requerida.
- Con la herramienta de 1/8 in de diámetro, se terminan de afinar todas las esquinas que el proceso anterior dejó.
- Por último, se realizan con la fresadora de 1/8 in de diámetro las ranuras para detener las tuercas.

La pieza lateral principal del lado contrario no es exactamente igual a esta, pues al ser un espejo, los agujeros se encuentran en una posición distinta respecto a un punto de referencia como el centro geométrico. No obstante, el proceso de maquinado resulta ser prácticamente el mismo, cambiando únicamente detalles como el antes mencionado. Por esta razón no resulta necesario explicar el proceso de maquinado para esta segunda pieza lateral principal.

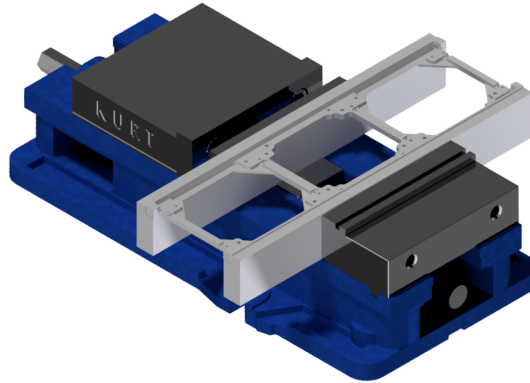
## 2. Barras laterales

### Pieza de soporte

Para la manufactura de las barras laterales, se requiere fabricar un soporte (soporte 3) que facilitará el proceso de manufactura y permitirá una correcta sujeción de las piezas. Este

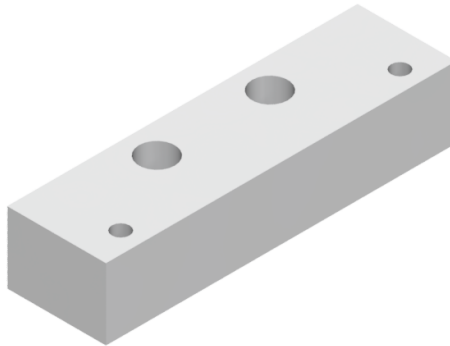


Figura 61: Montaje 4 para pieza lateral principal



soporte consiste en un rectángulo de 17.5x62mm que puede ser cortado de una lámina de aluminio de  $\frac{1}{2}$  de pulgada. Este soporte además tiene unos agujeros como se muestra en la Figura 62 que sirven para sujetarla a la pieza y tener espacio para el proceso de taladrado de los agujeros pasados de la barra lateral.

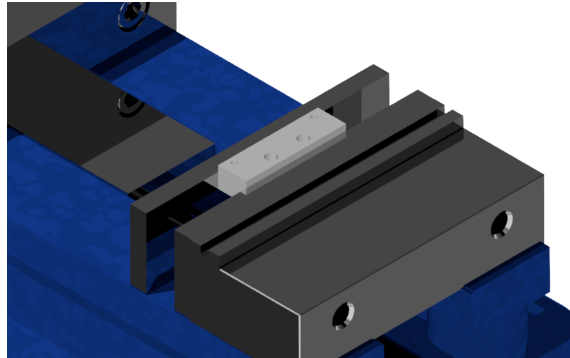
Figura 62: Soporte 3 para manufactura



El corte y careado de este soporte puede ser realizado con maquinaria convencional pues no requiere una tolerancia cerrada para cumplir su propósito de forma correcta. La única parte de este soporte que se realizará en CNC, al igual que con el soporte 2, son los agujeros. Esto para asegurar que casen de la mejor manera con los agujeros que se llevarán a cabo en la barra lateral. El montaje para lograr esto se muestra en la Figura 63 y el proceso consiste en lo siguiente.

- Careado con la fresadora plana de 5/8 in de diámetro.
- Taladrado con la broca de 1/4 in de diámetro para generar agujeros pasados.
- Taladrado con la broca de 1/8 in de diámetro para genera agujeros con una profundidad de 4 mm

Figura 63: Montaje para maquinar el soporte 3



### Preparación de material para estructura

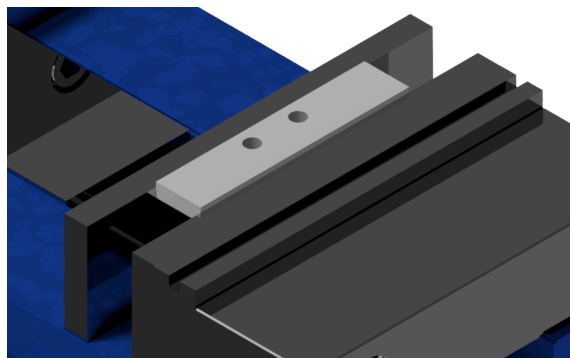
Para la barra lateral, se piensa utilizar como material base una lámina de aluminio lisa de  $\frac{1}{2}$  de pulgada. Se planea cortar y carear el material para asegurar tener una superficie lisa de referencia. Este careado inicial se realizará en una fresadora convencional, llevando el material base a tener una medida aproximada 91 mm x 19.5 mm x 7 mm.

### Maquinado de pieza

El primer montaje de esta pieza consiste en colocarlo directamente sobre la prensa a modo que la cara de mayor área quede viendo en dirección al eje Z de la maquina CNC. La Figura 64 muestra el montaje que se realizará. El proceso para esta pieza se describe a continuación.

- Un careado inicial con la herramienta de  $\frac{5}{8}$  in de diámetro llevando la pieza a medir 6mm de alto.
- Se realiza un taladrado con la broca de  $\frac{1}{4}$  in de diámetro para tener dos agujeros pasados.

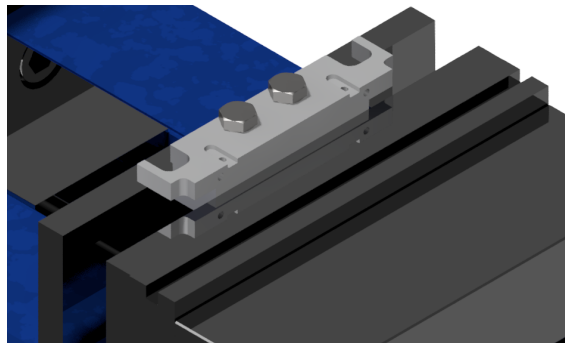
Figura 64: Montaje 1 para barra lateral



Para el segundo montaje, se utiliza el soporte 3 colocando la barra lateral sobre esta y sujetándola con tornillos y tuercas como se ve en la Figura 65. De esta forma, se pueden cortar los contornos de la barra lateral en un mismo montaje para asegurar que las tolerancias más críticas sean las correctas. En este caso, se debe tener mayor cuidado con la dimensión entre los extremos más largos de la barra lateral que definirán la dimensión lateral de la estructura al estar ya ensamblada. El proceso de maquinado para este montaje consiste en:

- Contorno de desbaste para darle la forma que se observa en la Figura 65 utilizando la herramienta de 1/4 in de diámetro dejando 0.2 mm de la medida final.
- Contorno de afinado utilizando la herramienta de 1/8 in de diámetro para poder dejar los filetes en las esquinas.
- Se realiza un pocket de las ranuras con la herramienta de 1/8 in de diámetro para sujetar las tuercas.
- Se realiza un proceso de taladrado para definir agujeros pasados de 2.4 mm de diámetro.

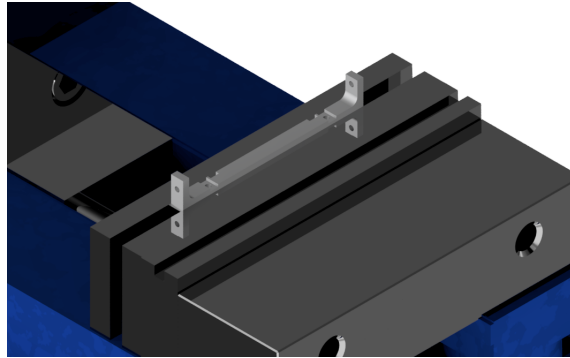
Figura 65: Montaje 2 para barra lateral



El tercer montaje se puede observar en la Figura 66. En este se coloca la pieza directamente sobre la prensa de la forma en como se muestra en la imagen. Con este montaje se termina de definir la forma general de la barra lateral utilizando las siguientes operaciones.

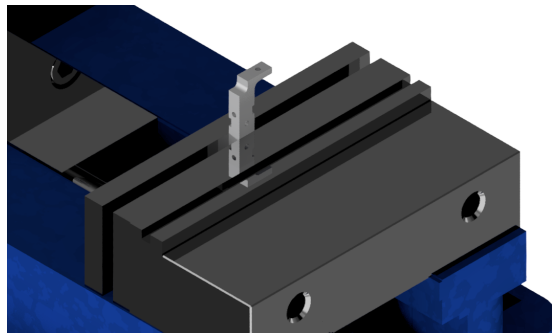
- Se realiza un pocket para quitar el exceso de material antes utilizado para detener la pieza en el soporte 2. Se utiliza la herramienta de  $\frac{1}{4}$  in de pulgada con bajando la herramienta con un paso de 1 mm por cada pasada.
- Luego, se realiza un pocket para definir las ranuras que detendrán las tuercas para los paneles solares laterales.
- Se realiza un proceso de taladrado para definir un agujero de 2.4 mm pasado.

Figura 66: Montaje 3 para barra lateral



El cuarto montaje consiste en colocar la pieza con su lado más largo alineado con el eje Z de la maquinaria CNC tal como se muestra en la Figura 67. En este montaje únicamente se hace un taladrado para definir un agujero de 2.4 mm pasado en el extremo de la pieza.

Figura 67: Montaje 4 para barra lateral



Un quinto montaje es requerido dándole vuelta 180° y sujetándola de forma similar al cuarto montaje. De nuevo, se realiza un taladrado para definir un agujero de 2.4 mm pasado en el otro extremo de la barra lateral.

Las demás barras laterales resultan no ser exactamente iguales debido de nuevo a que las de un lado son un espejo de su otro extremo, por lo que los agujeros se encuentran definidos en otra posición. Además de esto se tiene que tomar en cuenta que las barras laterales del centro no requieren agujeros en la cara que coincide con el eje Z en el satélite pues no se colocara un panel solar en esa dirección. Además, la barra lateral en el extremo del eje -Z posee una forma en su contorno levemente diferente para dejar el espacio necesario para el deployment switch. A pesar de estos cambios, el proceso de maquinado es prácticamente el mismo que el ya explicado por lo que no resulta necesario entrar en detalle para cada una de las piezas.

### 3. Parámetros de corte

Para terminar de definir el proceso de manufactura, se establecieron los parámetros de corte iniciales. Cabe destacar que los parámetros de corte que se indicaran a continuación

se basan en recomendaciones del fabricante de la herramienta o recomendaciones generales para el maquinado de materiales. Por lo tanto, estos pueden ser utilizados como una base para la definición inicial de los parámetros, pero estos podrán variar de forma experimental a la hora de realizar el maquinado para obtener el resultado y dimensiones con sus tolerancias adecuadas.

Como se indicó en la sección de resultados de investigación y definición de requisitos, actualmente con el equipo Haas VF-1 en UVG se utiliza una velocidad de giro de husillo de 7500 rev/min. Por lo tanto, se utilizará dicha velocidad de giro como parámetro inicial para los distintos procesos de maquinado. Con este se calculará la velocidad de corte utilizando la ecuación 4 (Norseman, s.f.). En el caso del avance, se buscará como referencia una recomendación del fabricante o una recomendación general acorde al material y herramienta que se esté utilizando.

$$V_c = (0.2618)(D_h)(RPM) \quad (4)$$

Donde SFM es la velocidad de corte en SFM (Pies de superficie por minuto),  $D_h$  es el diámetro de la herramienta en pulgadas y RPM es la velocidad de giro en rpm (revoluciones por minuto)

Para la fresadora plana de 5/8 in, utilizando la ecuación 4 se obtiene una velocidad de corte aproximada de 1227 SFM. Esta misma ecuación será utilizada en todas las herramientas para calcular la velocidad de corte. El fabricante recomienda un avance por diente de .0056 in/diente. Para ranuras, el fabricante indica una profundidad de corte axial máxima de 0.625 in y una profundidad de corte radial máxima de 0.625 in (Widia, s.f.-d). En el caso del maquinado de esta estructura se definió una profundidad de corte axial máxima de 2 mm debido a las geometrías que se estaban generando, donde no había oportunidad para una mayor profundidad. Esto, además, ayudará a reducir los esfuerzos que se generan en la pieza para evitar pandeos.

En el caso de la fresadora plana de 1/4 in, se definió una velocidad de corte aproximada de 491 SFM. El fabricante recomienda un avance por diente de .0018 in/diente. Para ranuras, el fabricante indica una profundidad de corte axial máxima de 0.125 in y una profundidad de corte radial máxima de 0.625 in (Widia, s.f.-a). En el caso del maquinado de esta estructura se definió una profundidad de corte axial máxima de 2.5 mm debido a las geometrías que se estaban generando.

Con la fresadora plana de 3/16 in, se utilizará una velocidad de corte aproximada de 368 SFM. El fabricante recomienda un avance por diente de .0013 in/diente. Para ranuras, el fabricante indica una profundidad de corte axial máxima de 0.09375 in y una profundidad de corte radial máxima de 0.1875 in (Widia, s.f.-b). En el caso del maquinado de esta estructura se definió una profundidad de corte axial máxima de 0.5 mm para evitar altos esfuerzos en la herramienta y material.

Con la fresadora *bullnose* de 1/8 in, se obtuvo una velocidad de corte aproximada de 245 SFM. El fabricante recomienda un avance por diente de .0011 in/diente. Para ranuras, el fabricante indica una profundidad de corte axial máxima de 0.125 in y una profundidad de corte radial máxima de 0.125 in (Widia, s.f.-c). En el caso del maquinado de esta estructura se

definió una profundidad de corte axial y radial máxima de 0.5 ya que se utiliza principalmente para los procesos de acabado.

Con la fresadora con punta de bola de 5/64 in, se definió una velocidad de corte aproximada de 154 SFM. Ya que esta se utilizará para el radio externo, la profundidad axial de corte máximo será de 0.0625 mm definido para lograr la geometría deseada.

En el caso de las herramientas para taladrar, se utilizará la misma velocidad de giro antes definida. Por lo tanto, utilizando la ecuación 4 es posible definir que para la herramienta de 2.38125 mm de diámetro se tiene una velocidad de corte aproximada de 184 SFM. Para este diámetro de brocas, una recomendación general para el avance es de 0.001 a 0.003 IPR (Norseman, s.f.). Se tomará un valor intermedio de 0.002 IPR.

La broca de 1/8 in de diámetro tendrá una velocidad de corte aproximada de 245 SFM. Para este diámetro de herramienta, una recomendación general para el avance se encuentra entre 0.002 a 0.006 IPR. Se tomará un valor intermedio de 0.004 IPR (Norseman, s.f.).

La herramienta para taladrar de 1/4 in de diámetro tendrá una velocidad de corte aproximada de 491 SFM. Para este diámetro de herramienta, una recomendación general para el avance se encuentra entre 0.002 a 0.006 IPR (Norseman, s.f.). Se tomará un valor dentro de este rango de 0.005 IPR.

La broca de 12 mm de diámetro tendrá una velocidad de corte aproximada de 927 SFM. Para este diámetro de herramienta, una recomendación general para el avance se encuentra entre 0.004 a 0.010 IPR (Norseman, s.f.). Se tomará un valor intermedio de 0.007 IPR.

## F. Documentación de diseño y manufactura

Para documentar de forma correcta el diseño, se dejó constancia de los archivos CAD del modelo completo y del simplificado, así como también los archivos CAM y simulaciones realizadas. Esto se logró subiendo dichos archivos a la siguiente carpeta en Google Drive donde se encuentra disponibles para su descarga. La carpeta compartida cuenta con una carpeta para cada uno de los archivos antes indicados. Se puede acceder a esta carpeta con el siguiente enlace: [https://drive.google.com/drive/folders/1xHFyUW37XPX3tW\\_bh7PLiqanFivEn3uI?usp=sharing](https://drive.google.com/drive/folders/1xHFyUW37XPX3tW_bh7PLiqanFivEn3uI?usp=sharing)

Además de esto, se trabajó el juego de planos mecánicos el cual pueden ser encontrados en la sección de anexos.

- Se logró diseñar, analizar y planificar la manufactura de una estructura para un CubeSat 3U asegurando un método de sujeción adecuado que soporta además las cargas del ambiente de lanzamiento espacial.
- Se definió un listado de requisitos tomando en cuenta tanto los definidos por el estándar de CalPoly y por el proveedor de lanzamiento JAXA como los funcionales. Esta lista fue utilizada como base para el diseño del satélite por lo que se aseguró de cumplir todos estos requisitos.
- Todos los componentes quedaron completamente restringidos con la sujeción diseñada para cada uno. Con la simulación se corroboró además que la estructura sostiene las cargas sin transmitir las de forma significativa a los componentes asegurando así la integridad de estos.
- Las simulaciones mostraron que la estructura logra resistir las cargas indicadas por JAXA en el documento JPAH. La carga más crítica se dio en el análisis cuasi-estático. Los factores de seguridad obtenidos se pueden observar en la tabla 9.
- Se trabajó y presentó un juego de planos mecánicos definiendo y registrando de esta forma la geometría de cada pieza.
- Utilizando las herramientas CAM, fue posible planificar el proceso de manufactura diseñando los soportes y definiendo los montajes y operaciones necesarias para cumplir la manufactura.
- Se fabricó un prototipo utilizando impresión 3D que permitió corroborar que el diseño planteado es funcional y que factores como las dimensiones son correctas para la integración de componentes.
- A lo largo de este trabajo se documentó la toma de decisiones en el diseño y proceso de manufactura, además de dejar un registro de los archivos utilizados en una carpeta compartida para dejar un acceso disponible a estos.





## CAPÍTULO VIII

---

### Recomendaciones

---

Tomando en cuenta lo aprendido durante la etapa de investigación y entrevistas, se recomienda que el proceso de prototipado del satélite comience en una etapa mucho más temprana de un proyecto de esta índole. Utilizando impresión 3D, es posible fabricar replicas de básicamente cualquier componente del satélite. A pesar de no tener los componentes maquinados, vale la pena el interactuar con estos para conocer las fortalezas y fallas del diseño que se está trabajando. Con esto se da lugar a un proceso de mejora continua que lograra mejores resultados.

De nuevo, tomando en cuenta la etapa de entrevistas, se recomienda el llevar un registro de la toma de decisiones de diseño dejando definida siempre la razón por la que se llevo a cabo. El diseño de una estructura, al ser un proceso iterativo, se deriva de muchas decisiones que buscan mejorar el resultado final. Pero, a pesar de lograr un buen resultado final, si estas decisiones no se encuentran documentadas en cambios futuros se puede recurrir a cometer errores o volver a evaluar problemas que ya habían sido antes resueltos, haciendo el proceso iterativo ineficiente. Habiendo dejado la base para una estructura 3U, se recomienda trabajar un documento simple donde se registren los cambios que se realicen a esta estructura para futuras referencias así como registrar revisiones de planos en caso estos ya hayan sido liberados para fabricación.

Por último, analizando el proceso de manufactura, es posible notar que existen algunos aspectos que podrían mejorar si se dispusiera de herramientas más especializadas. Por ejemplo, una fresadora para radios exteriores permitirá realizar el radio de las esquinas de los rieles en menos tiempo y con una mejor calidad.



- ANSYS, Inc. (2009). 6.2.2 Mesh Quality. Consultado el 1 de enero de 2021, desde <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node167.htm>
- ANSYS, Inc. (2015). Lecture 7: Mesh Quality & Advanced Topics. Consultado el 1 de enero de 2021, desde [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](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, Inc. (2020). *Mechanical User's Guide 2021*.
- Autodesk. (s.f.). Análisis de elementos finitos | Autodesk. Consultado el 1 de enero de 2021, desde <https://www.autodesk.mx/solutions/finite-element-analysis>
- Autodesk. (2021). CAD/CAM Diseño y fabricación asistidos por ordenador. Consultado el 1 de enero de 2021, desde <https://www.autodesk.es/solutions/cad-cam>
- Cal Poly. (2015). CubeSat Design Specification (CDS) REV. 13.
- Cal Poly. (2017). *CubeSats 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*.
- Calvi, A. (2010). Spacecraft Structural Dynamics & Loads An Overview. [https://www.researchgate.net/publication/268296036\\_Spacecraft\\_Structural\\_Dynamics\\_Loads\\_-\\_A\\_Calvi\\_Spacecraft\\_Structural\\_Dynamics\\_Loads\\_An\\_Overview/link/5559c04308aeaaff3bf9c0cc/download](https://www.researchgate.net/publication/268296036_Spacecraft_Structural_Dynamics_Loads_-_A_Calvi_Spacecraft_Structural_Dynamics_Loads_An_Overview/link/5559c04308aeaaff3bf9c0cc/download)
- E&T Fasteners. (s.f.). Plastic materials: FR-4/G10 Plastic Fasteners. Consultado el 1 de enero de 2021, desde <http://www.fastenercomponents.com/news/fr-4-g10/>
- JAXA. (2015). JEM Payload Accommodation Handbook - Vol. 8 - Small Satellite Deployment Interface Control Document.
- Kaule, F., Wang, W. & Schoenfelder, S. (2013). Modeling and Testing the Mechanical Strength of Solar Cells. [https://www.researchgate.net/profile/Stephan-Schoenfelder/publication/261003169\\_presentation\\_on\\_conference/links/02e7e532ffcea1bd4100000/presentation-on-conference.pdf](https://www.researchgate.net/profile/Stephan-Schoenfelder/publication/261003169_presentation_on_conference/links/02e7e532ffcea1bd4100000/presentation-on-conference.pdf)
- KINGBOARD LAMINATES HOLDINGS LIMITED. (s.f.). KB-6160/6160A/6160CANSIFR-4. Consultado el 1 de enero de 2021, desde [https://www.smart-prototyping.com/image/data/1\\_services/1\\_electrical/PCB%20parameter.pdf](https://www.smart-prototyping.com/image/data/1_services/1_electrical/PCB%20parameter.pdf)

- Matweb.com. (s.f.-a). 304 Stainless Steel. Consultado el 1 de enero de 2021, desde <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=abc4415b0f8b490387e3c922237098da>
- Matweb.com. (s.f.-b). Aluminum 6061-T6. Consultado el 1 de enero de 2020, desde <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=b8d536e0b9b54bd7b69e4124d8f1d20a>
- Matweb.com. (s.f.-c). Aluminum 7075-T6. Consultado el 1 de enero de 2020, desde <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=4f19a42be94546b686bbf43f79c51b7d>
- Matweb.com. (s.f.-d). Mateck Gallium Arsenide (GaAs). Consultado el 1 de enero de 2021, desde <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=35d83b4453ed448a801549422dac6b7e>
- Moaveni, S. (2015). *Finite element analysis: theory and application with ANSYS* (4. ed., global edition). Pearson.
- NASA. (2015). Small Spacecraft Technology State of the Art.
- Norseman. (s.f.). Feeds & speeds for drills. Consultado el 1 de noviembre de 2021, desde <http://www.norsemandrill.com/feeds-speeds-drill.php>
- Oltrogge, D. & Leveque, K. (2011). An Evaluation of a CubeSat orbital decay. <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1144&context=smallsat>
- ProtoLab. (s.f.). Threaded holes guidelines for machining. Consultado el 1 de enero de 2021, desde <https://www.protolabs.co.uk/services/cnc-machining/threaded-holes-guidelines/>
- Roberts, G. (2015). Ballistic coefficients - explained.
- Stratasys. (s.f.). Impresoras 3D PolyJet Sistemas y materiales.
- UVG CubeSat Team. (2019). TAB-MEC-009 Torque for Cubesat Fasteners Comparison.
- UVG CubeSat Team. (2021). DOC-STR-001 Rev. D Finite Element Analysis of the Satellite Assembly.
- Widia. (s.f.-a). General purpose solid carbide end mills • roughing/finishing - series i2s • inch. Consultado el 1 de noviembre de 2021, desde <https://www.widia.com/es/es/products/p.series-i2s-gp-2-flute-square-end-end-mills.5872860.html>
- Widia. (s.f.-b). General purpose solid carbide end mills • roughing/finishing - series i2s • inch. Consultado el 1 de noviembre de 2021, desde <https://www.widia.com/es/es/products/p.series-i2s-gp-2-flute-square-end-end-mills.5872855.html>
- Widia. (s.f.-c). General purpose solid carbide end mills • roughing/finishing - series i2s • inch. Consultado el 2 de noviembre de 2021, desde <https://www.widia.com/es/es/products/p.series-i2s-gp-2-flute-square-end-end-mills.5872855.html>
- Widia. (s.f.-d). High-performance solid carbide end mills • alusurf<sup>TM</sup> - series 5a03 • aluminum • inch. Consultado el 1 de noviembre de 2021, desde <https://www.widia.com/es/es/products/p.series-5a03-alusurf.3336120.html>

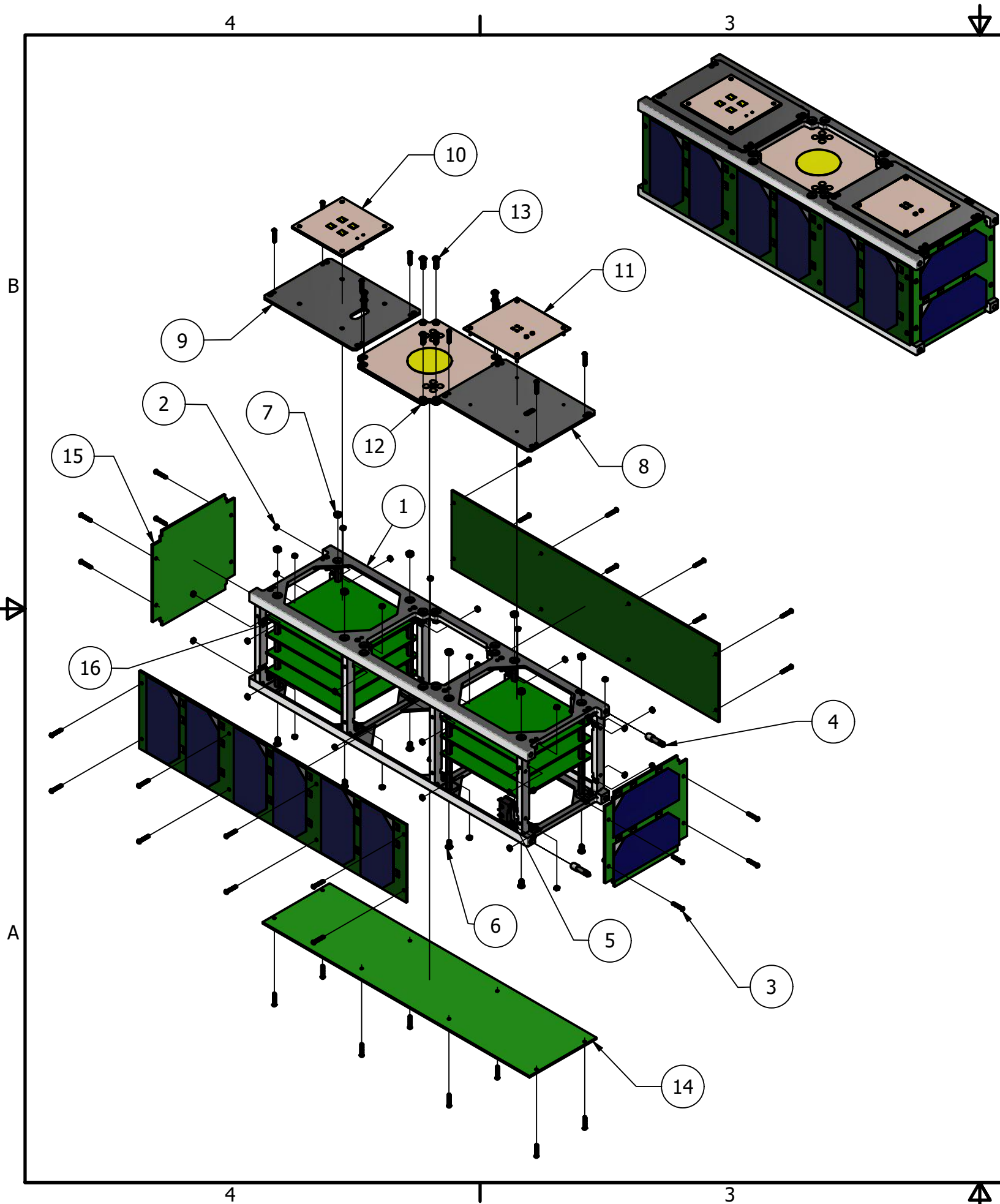
## CAPÍTULO X

---



### Anexos

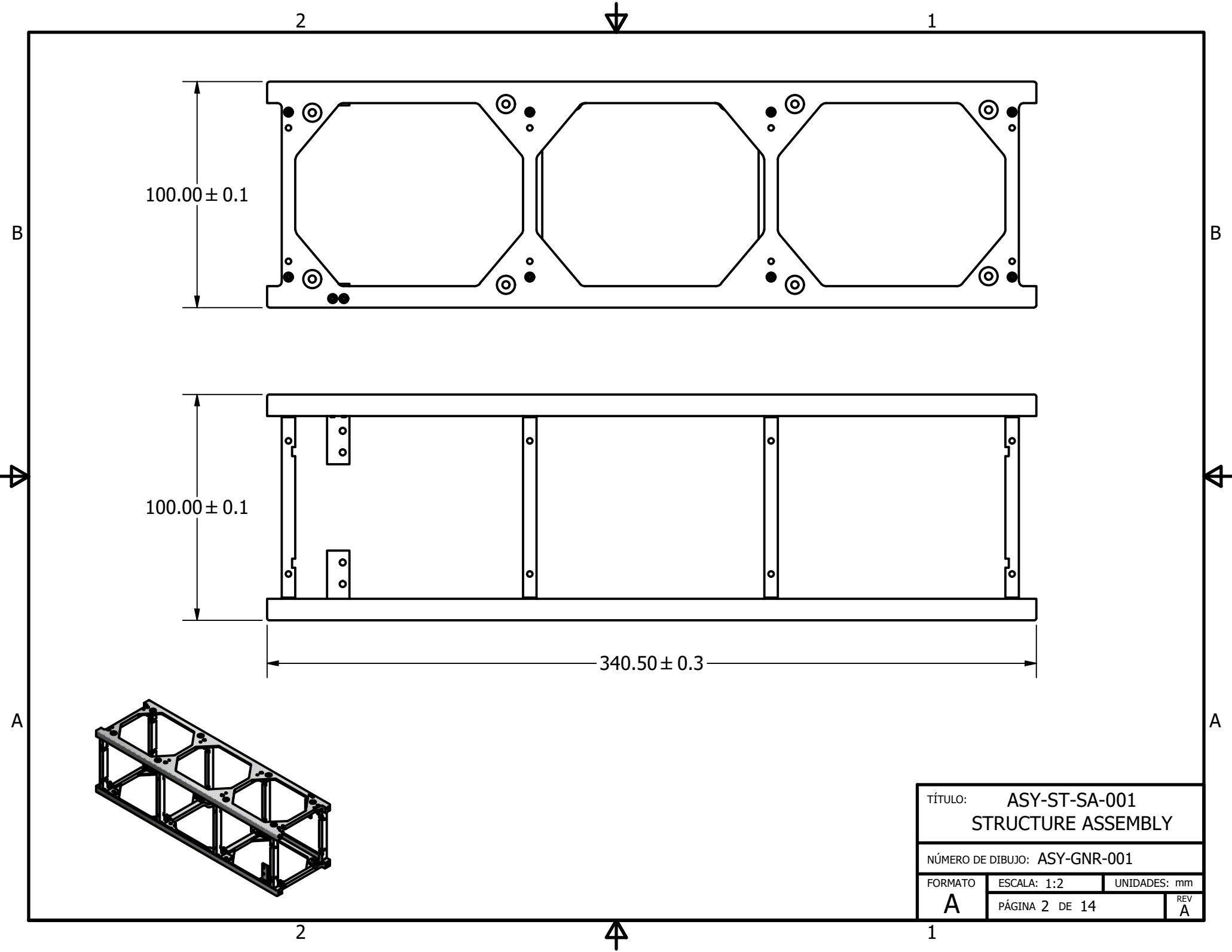
---

A continuación se presenta el juego de planos completo de la estructura diseñada.

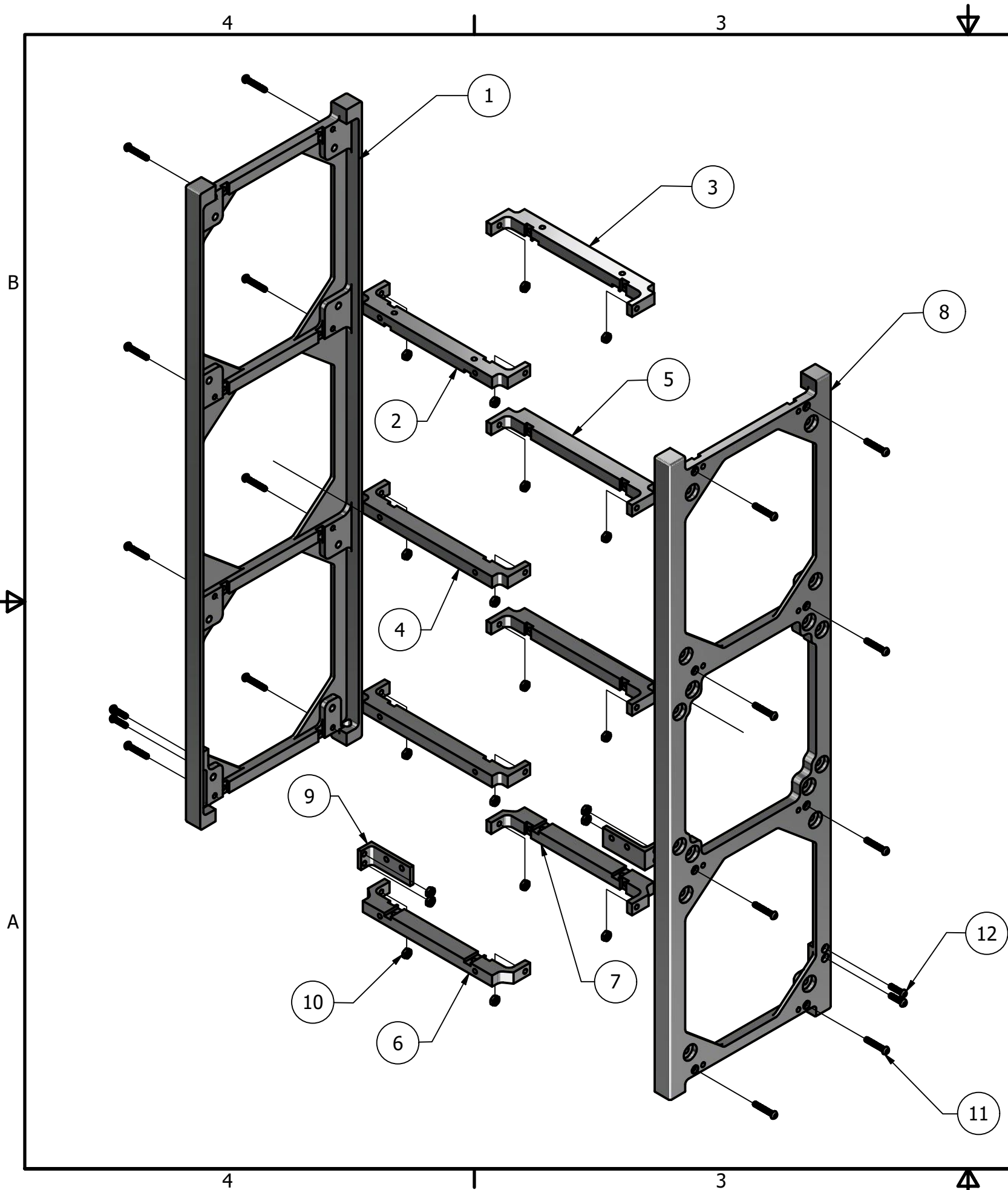


LISTADO DE PARTES				
NO.	CANTIDAD	NÚMERO DE PARTE	DESCRIPCIÓN	MATERIAL
1	1	ASY-ST-001	STRUCTURE COMPLETE ASSEMBLY	N/A
2	44	PT-ST-NUT-002	SS HEX NUT M2X04 mm THREAD PN 91828A111	STAINLESS STEEL
3	44	PT-ST-SCR-004	SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M2X04 12 mm LONG PN 92000A019	STAINLESS STEEL
4	2	ASY-PWR-DSW-001	DEPLYMENT SWITH CILINDER AND BUSHING ASSEMBLY	N/A
5	2	PT-PWR-DSW-001	CubeSat Kit Separation Switch	N/A
6	8	PT-STR-SCR-001	SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M3X05 6 mm long PN 92000A116	STAINLESS STEEL
7	16	PT-ST-NUT-001	SS HEX NUT M3X05 mm THREAD PN 91828A211	STAINLESS STEEL
8	1	PT-ST-ARP-009	ANTENNA RETENTION PLATE	Aluminum 6061
9	1	PT-ST-ARP-010	ANTENNA RETENTION PLATE 2	Aluminum 6061
10	1	PT-COMM-ANT-002	CUBESAT KU BANDCMT ANTENNA	N/A
11	1	PT-COMM-ANT-003	CUBESAT KA BAND ANTENNA	N/A
12	1	PT-COMM-ANT-004	CUBESAT S BAND ANTENNA 210611	N/A
13	8	PT-ST-SCR-007	SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M3X05 10 mm long PN 92095A182	STAINLESS STEEL
14	3	ASY-PWR-SCA-001	LATERAL PANEL WITH SOLAR CELLS ASSEMBLY	N/A
15	2	ASY-PWR-SCA-002	UPPER & LOWER PANEL WITH SOLAR CELLS ASSEMBLY	N/A
16	2	ASY-GNR-001	INTERNAL ASSEMBLY	N/A

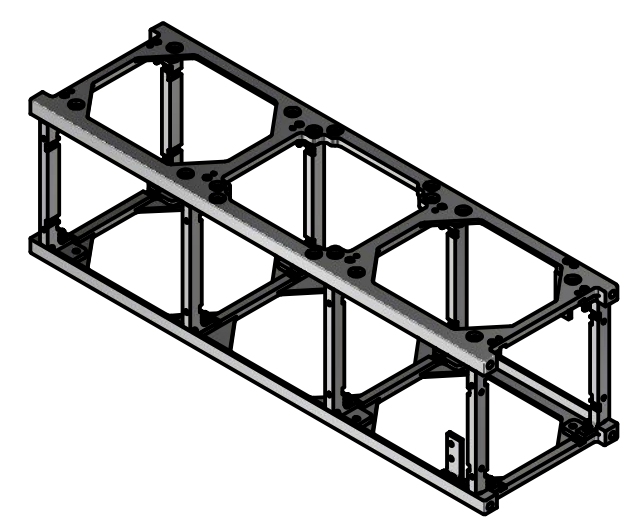
TODAS LAS MEDIDAS EN MILÍMETROS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO. INTERPRETAR SEGÚN ASME Y14.5 - 2009.  <b>TOLERANCIAS GENERALES</b> LINEAL .X ± 0.3 .XX ± 0.2 .XXX ± 0.1 ANGULAR ± N/A FRACCIONES ± N/A RUGOSIDAD SUPERFICIAL N/A	DIBUJADO POR <b>R. PAZ</b>	FECHA <b>17/10/2021</b>	 UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt
	DISEÑADO POR <b>R. PAZ</b>	FECHA <b>01/10/2021</b>	
	REVISADO POR <b>A. VIAU</b>	FECHA	
	APROBADO POR <b>A. VIAU</b>	FECHA	
MATERIAL SEE PL TRATAMIENTO N/A MASA: 0.934 kg	 TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN	NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO <b>3U CUBESAT STRUCTURE</b>	TÍTULO: <b>ASY-GNR-001 COMPLETE ASSEMBLY</b>
		NÚMERO DE DIBUJO: <b>ASY-GNR-001</b>	FORMATO: <b>B</b>
		ESCALA: <b>1:4</b>	UNIDADES: mm
		PÁGINA 1 DE 14	REV <b>A</b>



TÍTULO: ASY-ST-SA-001		
STRUCTURE ASSEMBLY		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:2	UNIDADES: mm
A	PÁGINA 2 DE 14	REV A

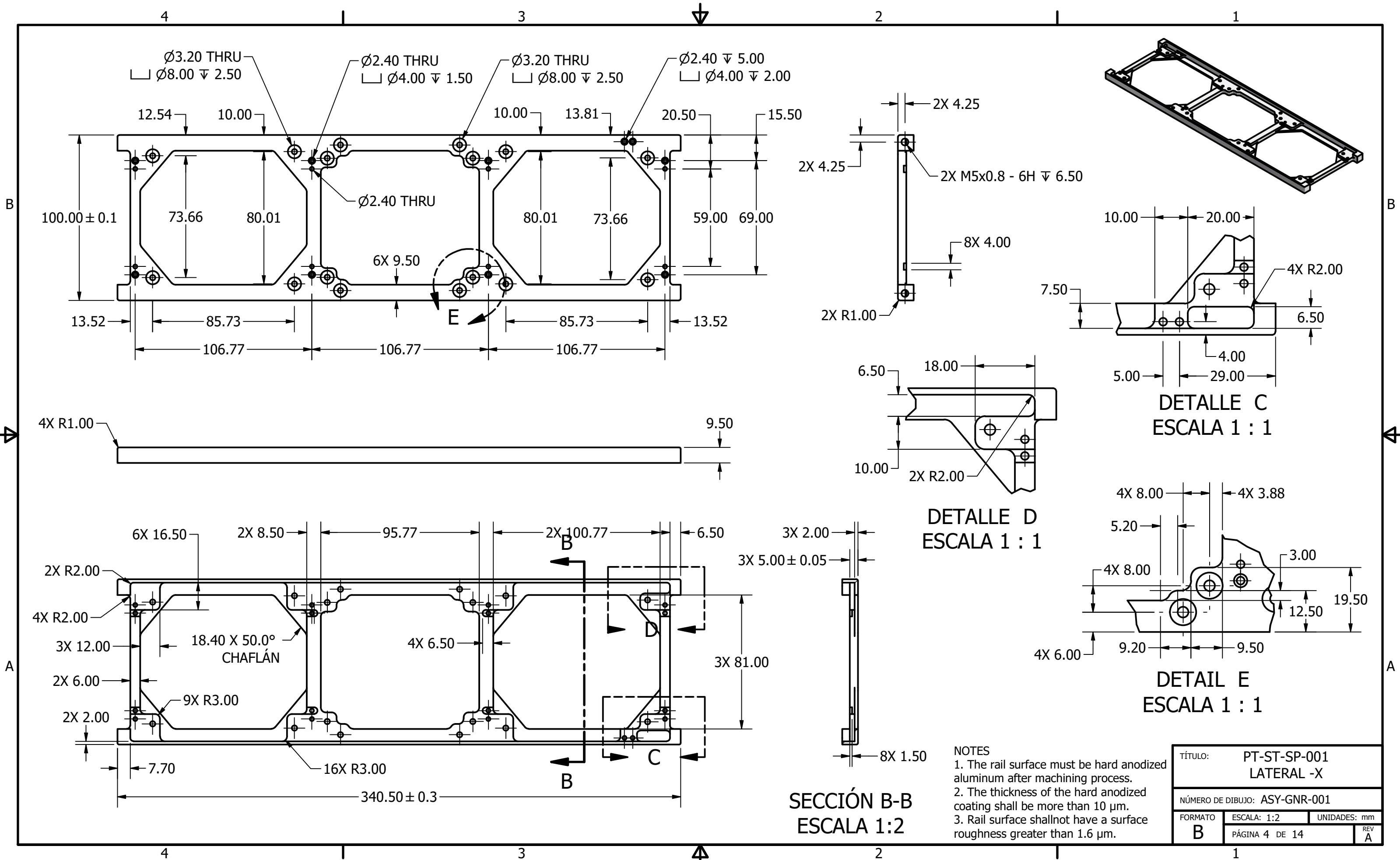


LISTADO DE PARTES				
NO.	CANTIDAD	NÚMERO DE PARTE	DESCRIPCIÓN	MATERIAL
1	1	PT-ST-SP-002	STRUCTURE LATERAL PART +X	ALUMINUM 7075
2	1	PT-ST-SP-003	UPPER LATERAL BAR +Y	ALUMINUM 7075
3	1	PT-ST-SP-004	UPPER LATERAL BAR -Y	ALUMINUM 7075
4	2	PT-ST-SP-005	MIDDLE LATERAL BAR +Y	ALUMINUM 7075
5	2	PT-ST-SP-006	MIDDLE LATERAL BAR -Y	ALUMINUM 7075
6	1	PT-ST-SP-007	BOTTOM LATERAL BAR +Y	ALUMINUM 7075
7	1	PT-ST-SP-008	BOTTOM LATERAL BAR -Y	ALUMINUM 7075
8	1	PT-ST-SP-001	STRUCTURE LATERAL PART -X	ALUMINUM 7075
9	2	PT-ST-DSW-011	DEPLOYMENT SWITCH BASE	ALUMINUM 7075
10	20	PT-ST-NUT-002	SS HEX NUT M2X04 mm THREAD PN 91828A111	STAINLES STEEL
11	16	PT-ST-SCR-004	SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M2X04 12 mm LONG PN 92000A019	STAINLES STEEL
12	4	PT-ST-SCR-006	SS BUTTON-HEAD SOCKET CAP SCREW M2X04 8 mm long PN 92095A454	STAINLES STEEL



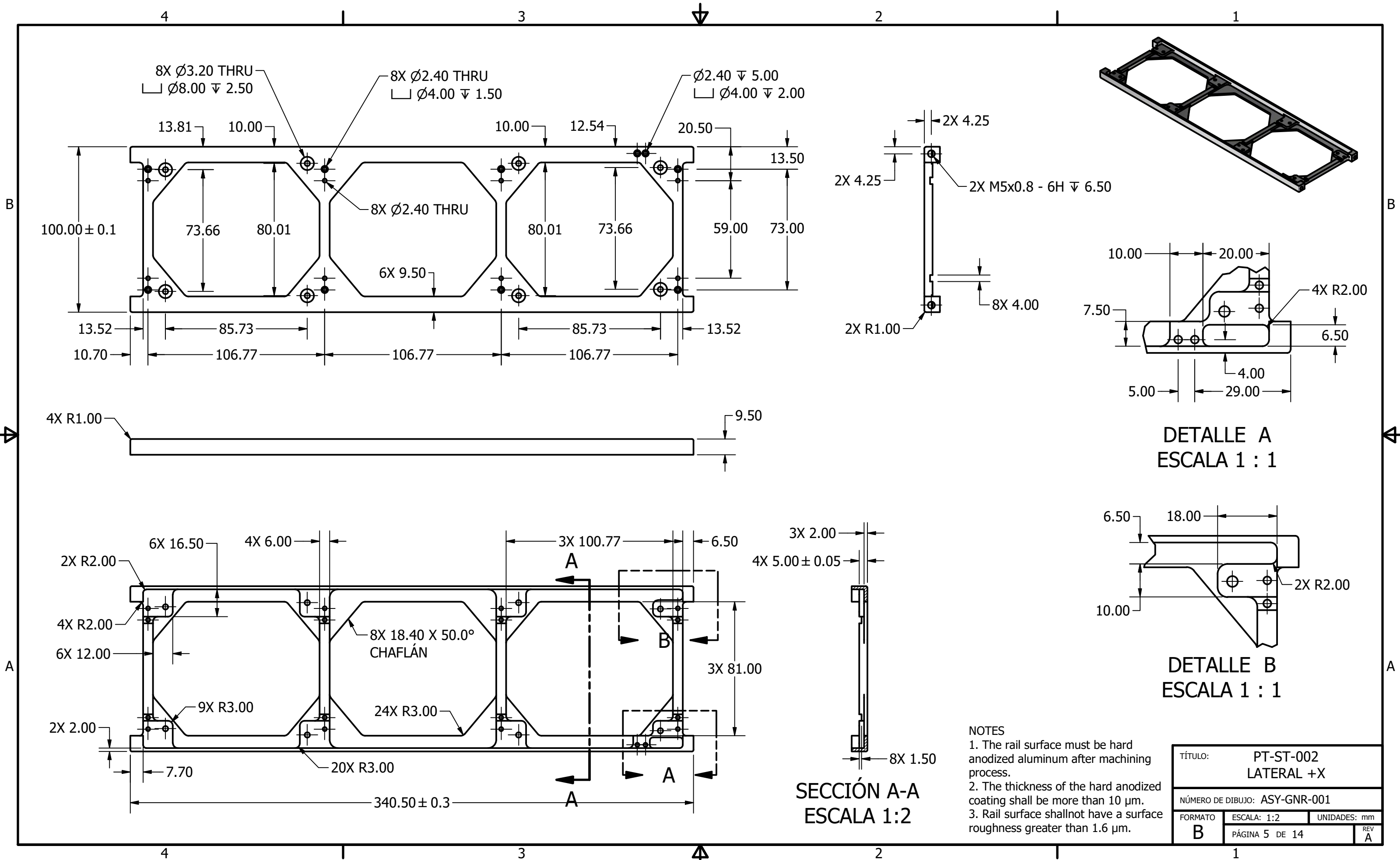
TÍTULO: ASY-ST-SA-001 STRUCTURE ASSEMBLY		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO <b>B</b>	ESCALA: 1:2	UNIDADES: mm
	PÁGINA 3 DE 14	REV A





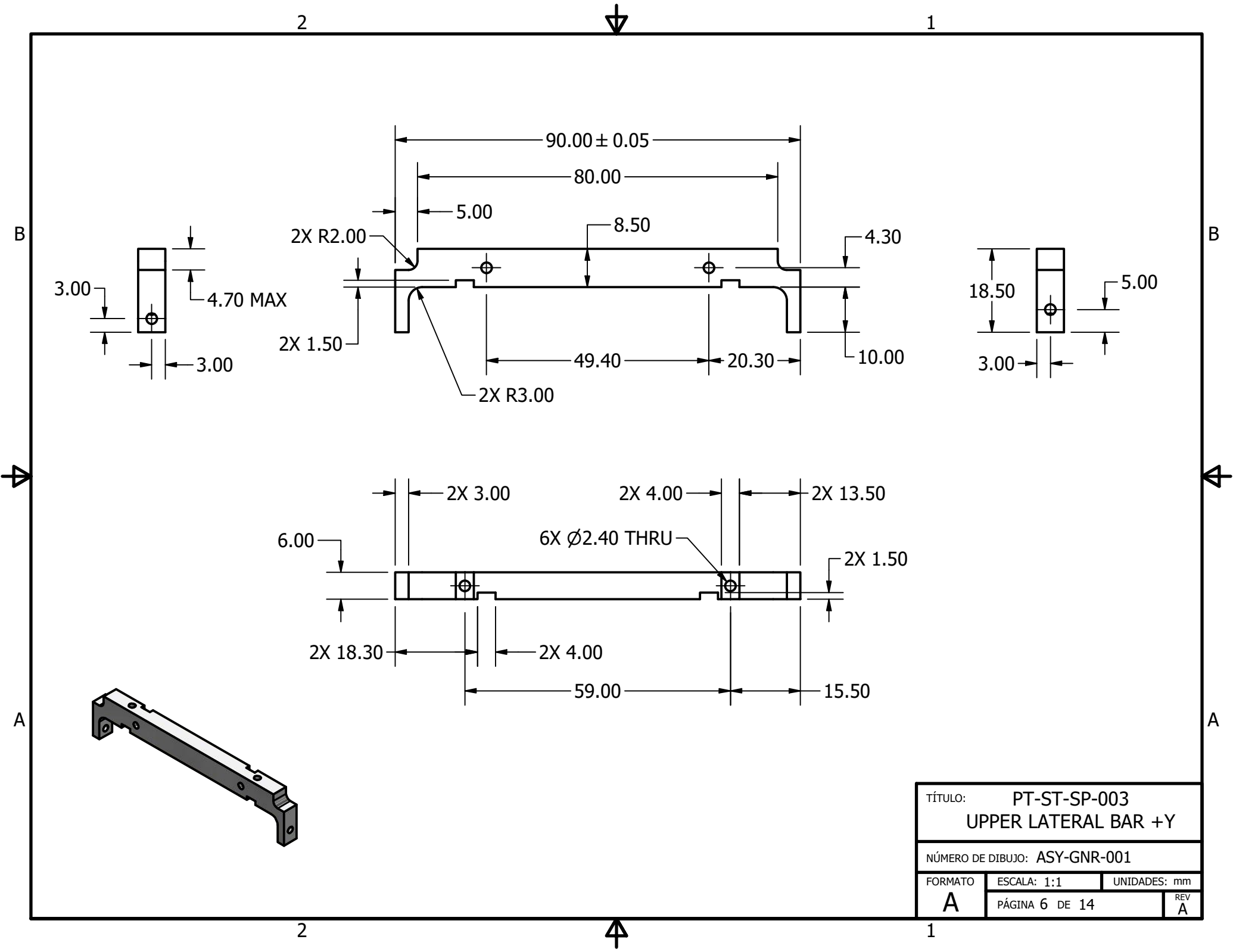
- NOTES
1. The rail surface must be hard anodized aluminum after machining process.
  2. The thickness of the hard anodized coating shall be more than 10  $\mu$ m.
  3. Rail surface shall not have a surface roughness greater than 1.6  $\mu$ m.

TÍTULO: PT-ST-SP-001 LATERAL -X		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO <b>B</b>	ESCALA: 1:2	UNIDADES: mm
	PÁGINA 4 DE 14	REV A

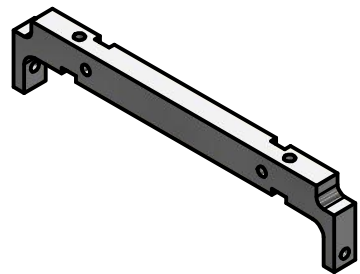
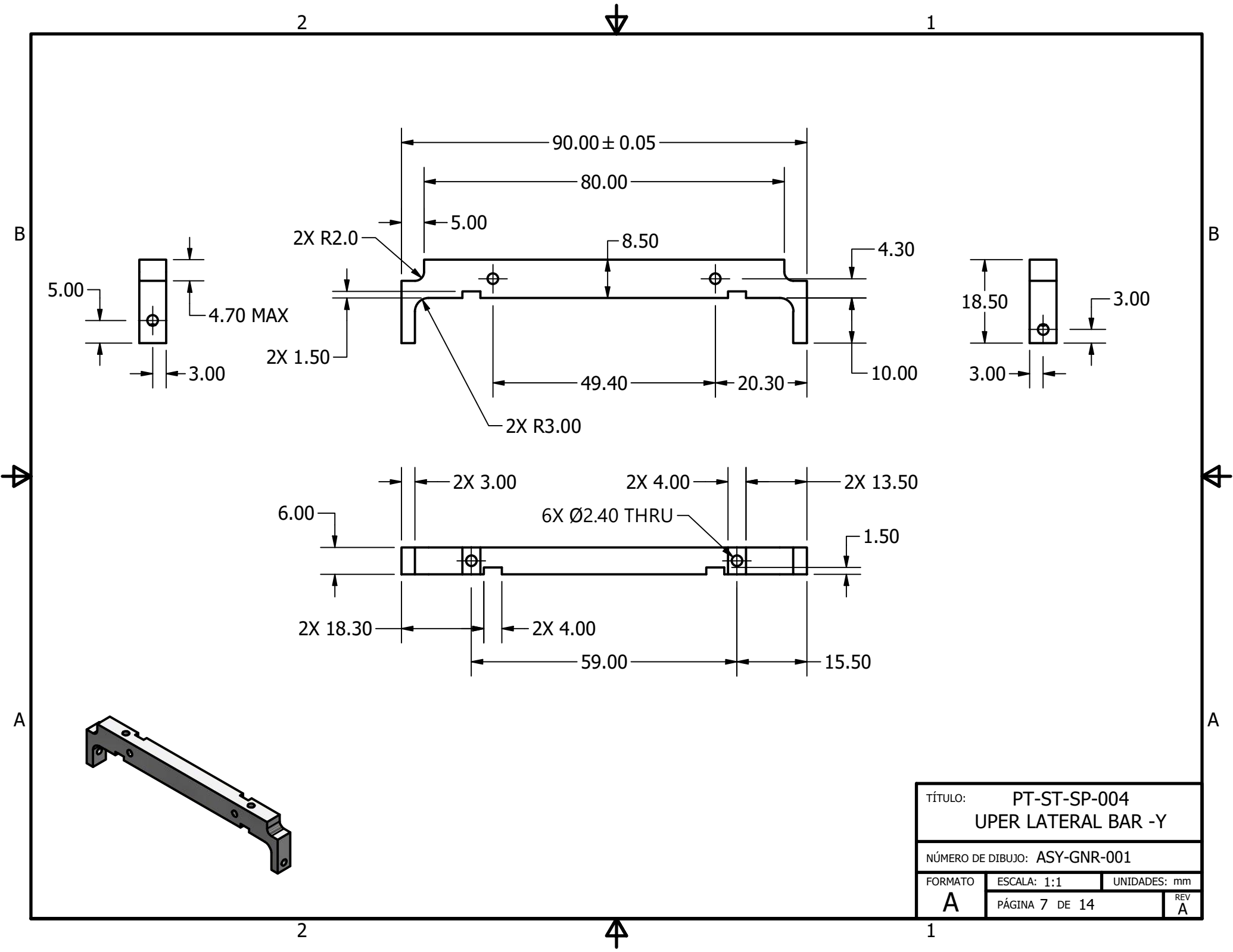


- NOTES
1. The rail surface must be hard anodized aluminum after machining process.
  2. The thickness of the hard anodized coating shall be more than 10 µm.
  3. Rail surface shall not have a surface roughness greater than 1.6 µm.

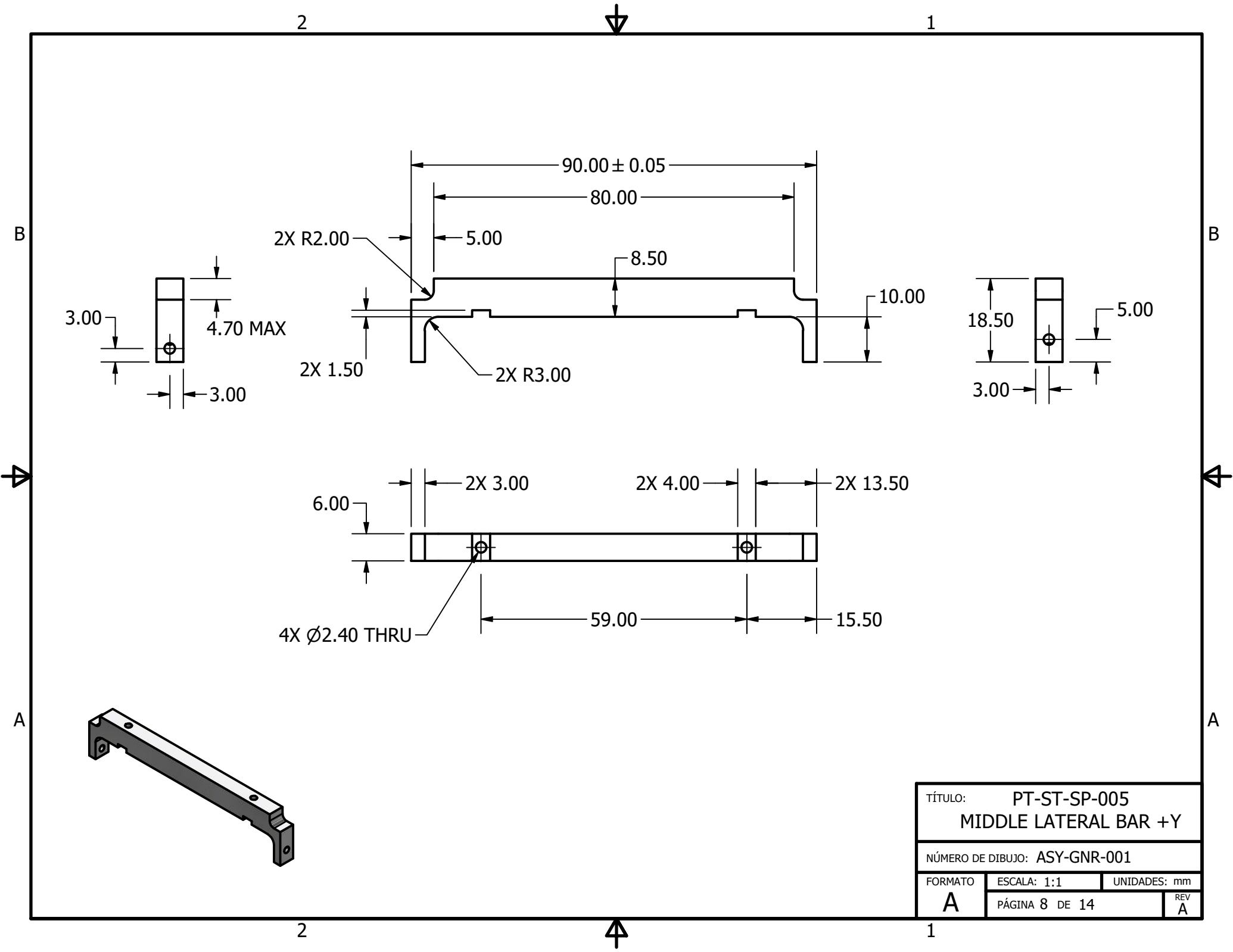
TÍTULO: PT-ST-002 LATERAL +X		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO <b>B</b>	ESCALA: 1:2	UNIDADES: mm
	PÁGINA 5 DE 14	REV A



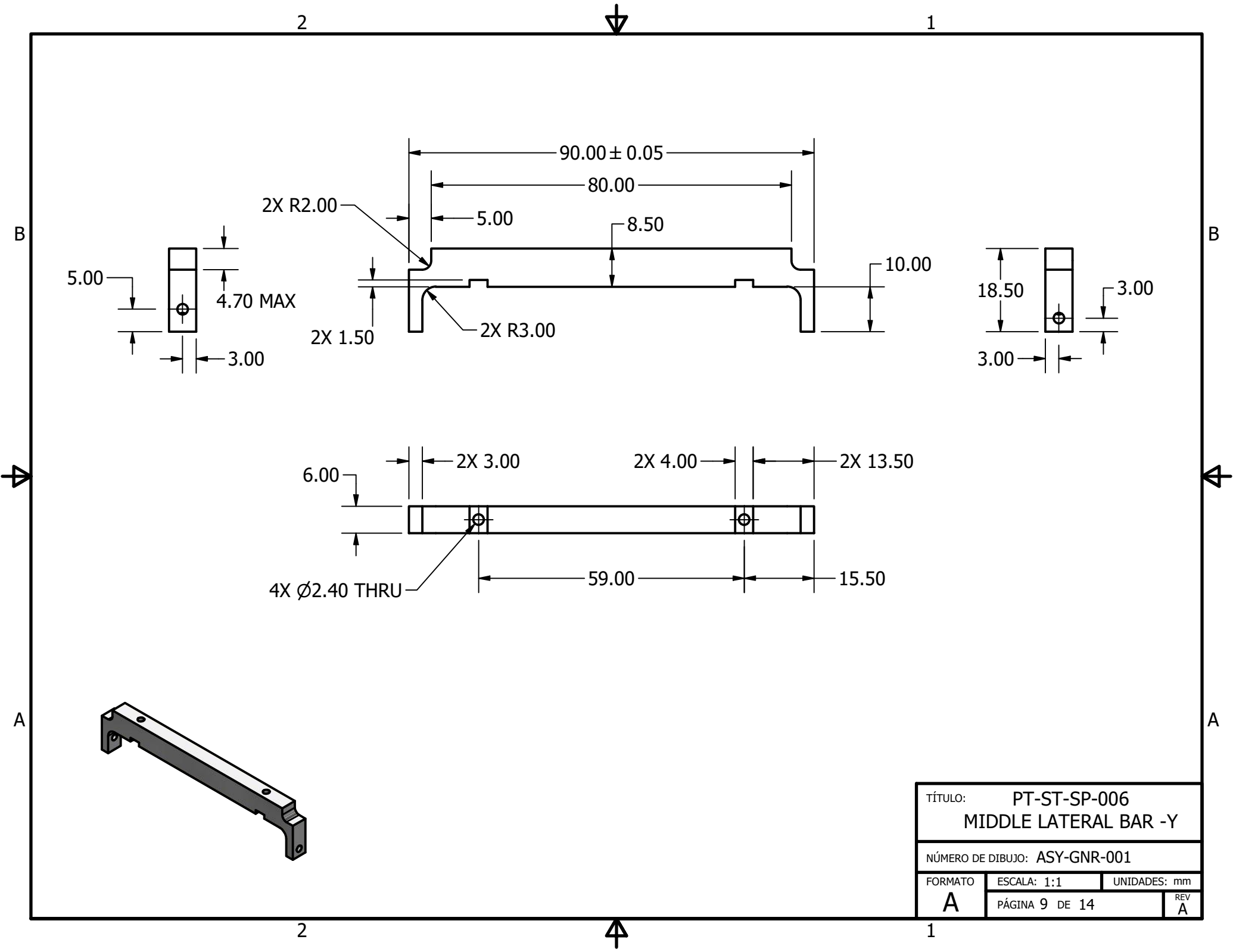
TÍTULO: PT-ST-SP-003		
UPPER LATERAL BAR +Y		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
<b>A</b>	PÁGINA 6 DE 14	REV A



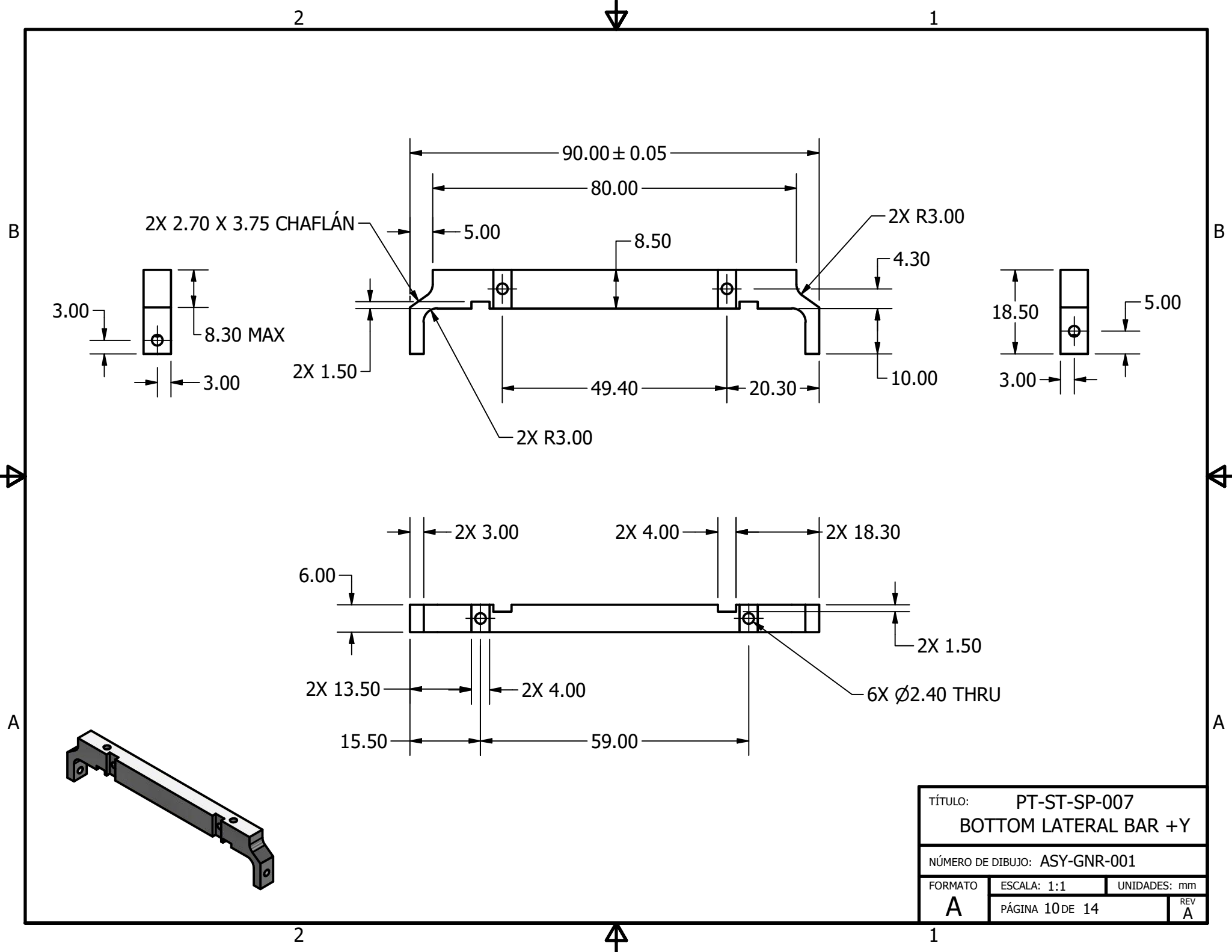
TÍTULO: PT-ST-SP-004		
UPER LATERAL BAR -Y		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
<b>A</b>	PÁGINA 7 DE 14	REV A



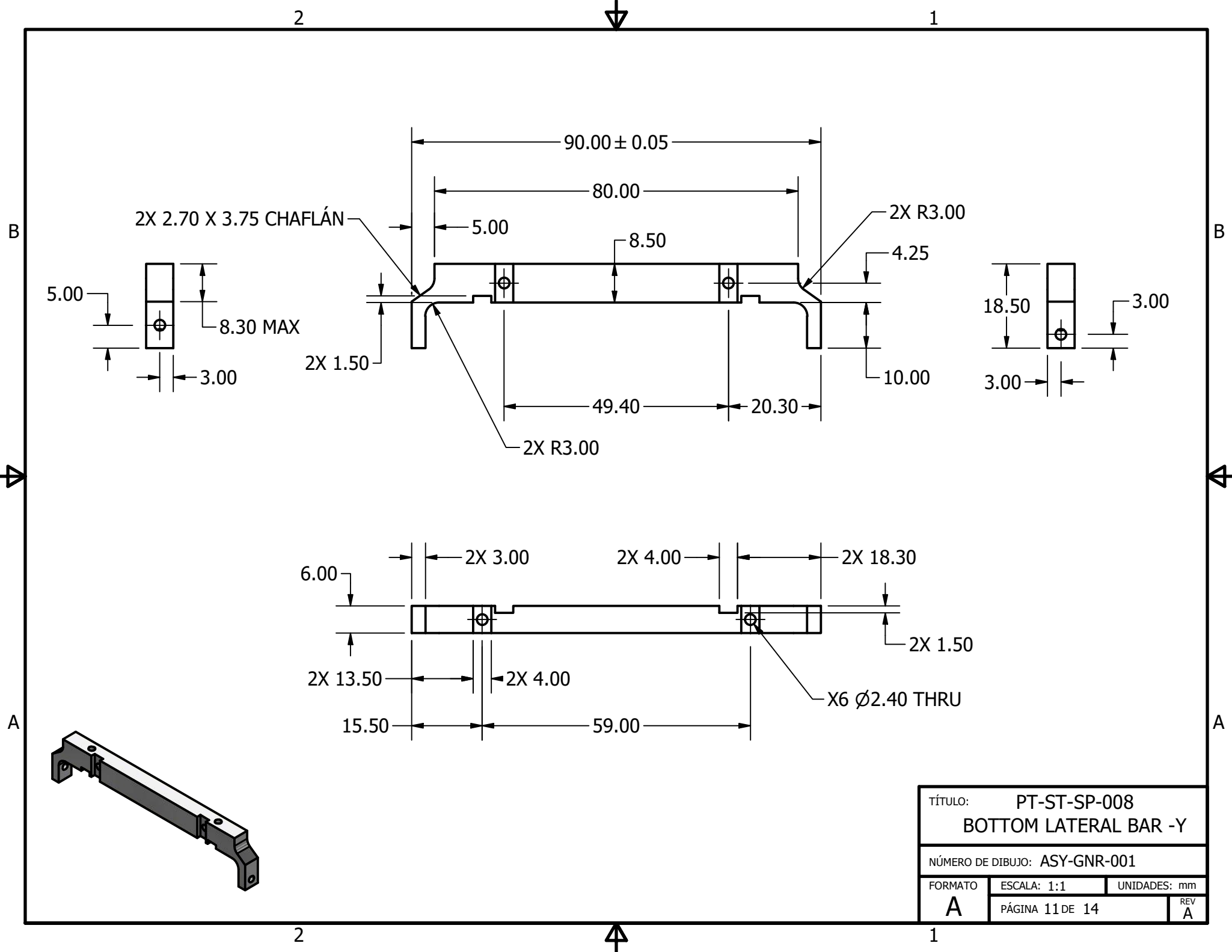
TÍTULO: PT-ST-SP-005		
MIDDLE LATERAL BAR +Y		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
<b>A</b>	PÁGINA 8 DE 14	REV A



TÍTULO: PT-ST-SP-006		
MIDDLE LATERAL BAR -Y		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
<b>A</b>	PÁGINA 9 DE 14	REV A

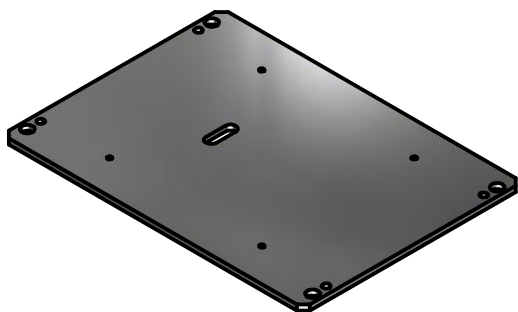
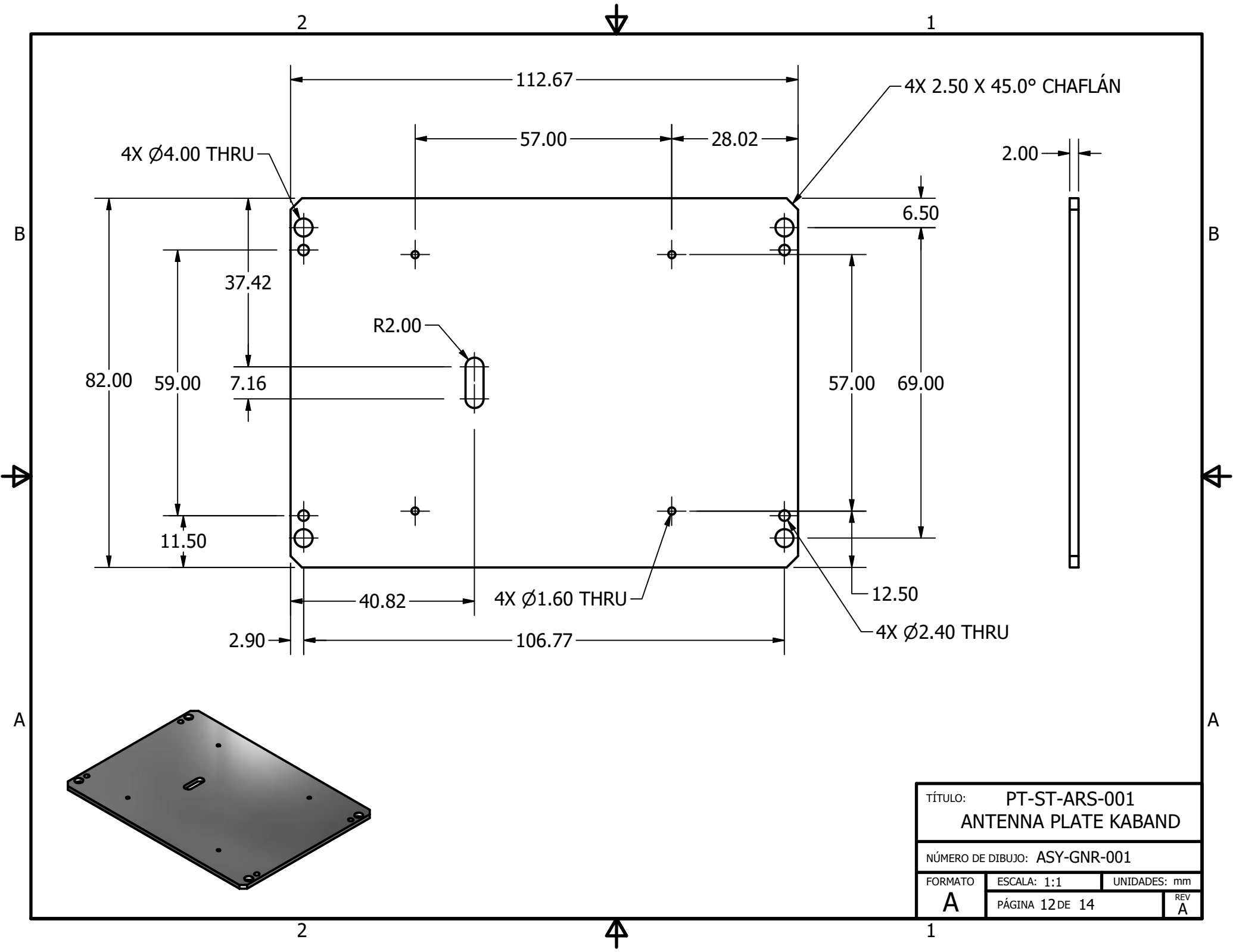


TÍTULO: PT-ST-SP-007		
BOTTOM LATERAL BAR +Y		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
A	PÁGINA 10 DE 14	REV A

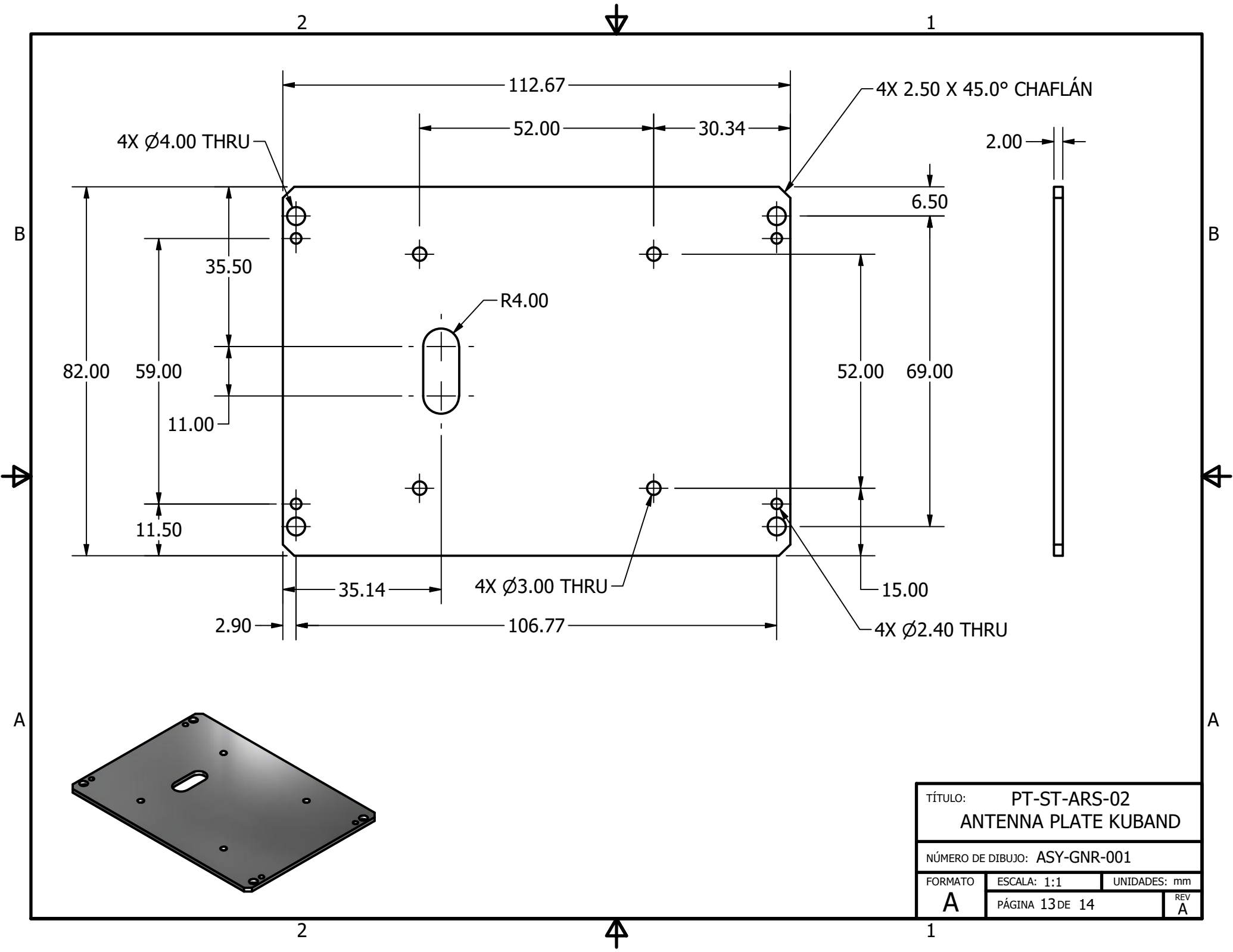


TÍTULO: PT-ST-SP-008		
BOTTOM LATERAL BAR -Y		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
<b>A</b>	PÁGINA 11 DE 14	REV A

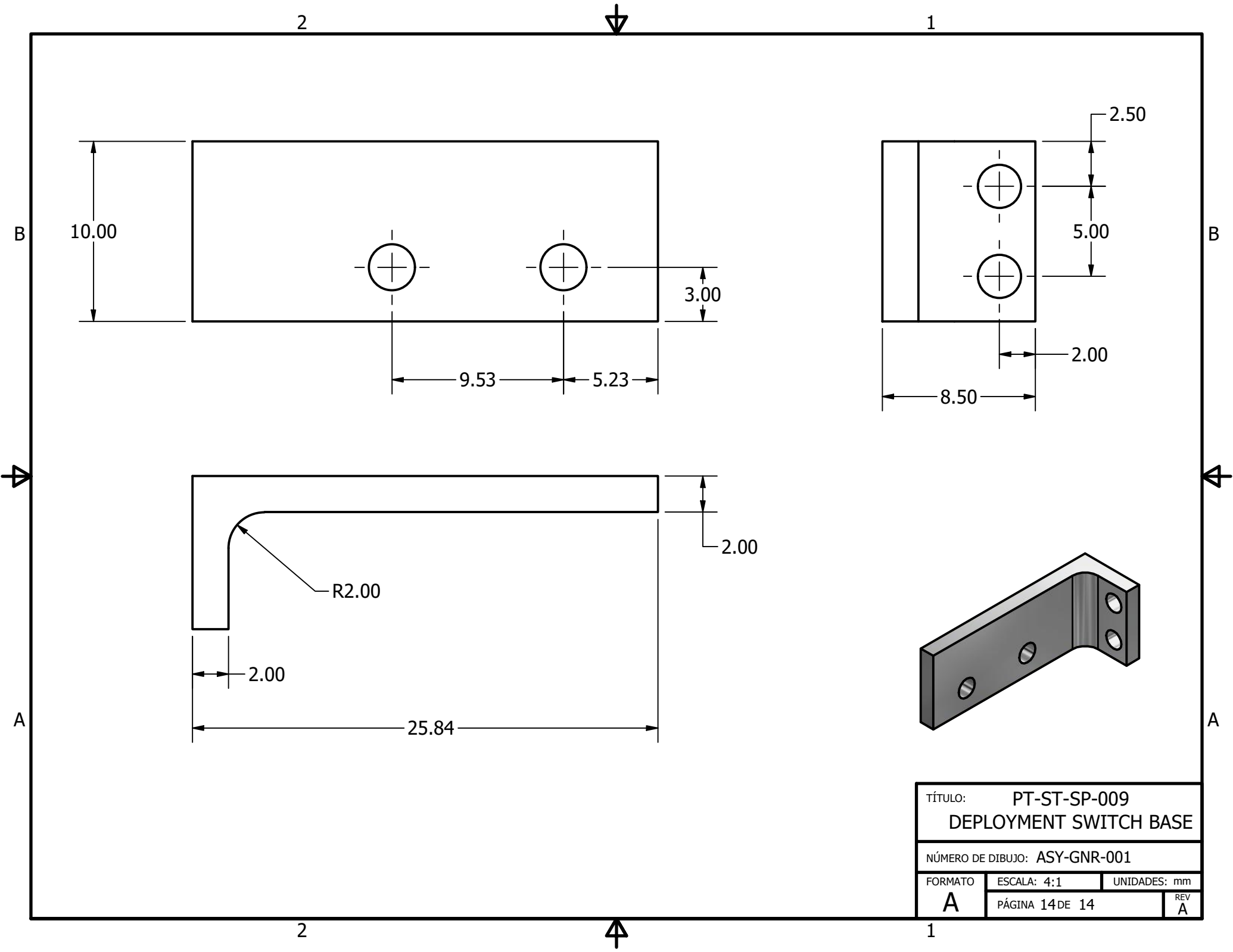




TÍTULO: PT-ST-ARS-001		
ANTENNA PLATE KABAND		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
<b>A</b>	PÁGINA 12 DE 14	REV A



TÍTULO: PT-ST-ARS-02		
ANTENNA PLATE KUBAND		
NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
<b>A</b>	PÁGINA 13 DE 14	REV A



TÍTULO: PT-ST-SP-009  
 DEPLOYMENT SWITCH BASE

NÚMERO DE DIBUJO: ASY-GNR-001

FORMATO	ESCALA: 4:1	UNIDADES: mm
<b>A</b>	PÁGINA 14 DE 14	REV A