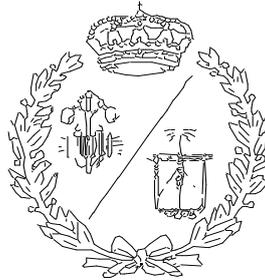


**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS
INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN**

UNIVERSIDAD DE CANTABRIA



Proyecto Fin de Máster

**DISEÑO TÉRMICO DE UN PROTOTIPO DE
SATELITE SAR
(THERMAL DESIGN OF A SAR SATELLITE
PROTOTYPE)**

Para acceder al Título de

**MÁSTER UNIVERSITARIO EN
INGENIERIA INDUSTRIAL**

**Autor: David Echevarría Crespo
Mayo-2024**

TÍTULO	Diseño térmico de un prototipo de satélite SAR		
AUTOR	David Echevarría Crespo		
DIRECTOR / PONENTE	Delfín Silio Salcines / Fernando Fadón Salazar		
TITULACIÓN	<i>Máster Universitario en Ingeniería Industrial</i>	FECHA	24/05/24

PALABRAS CLAVE

Gestión térmica, prototipo, satélite, Cubesat.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Se ha desarrollado un prototipo de sistema SAR para su uso como satélite que requiere ser operado en la estratosfera. Las condiciones climáticas deben ser gestionadas o los componentes electrónicos que utiliza se saldrán de su rango de temperaturas de operación. Además, se debe mantener el peso lo más bajo posible sin comprometer la funcionalidad estructural del conjunto.

DESCRIPCIÓN DEL PROYECTO

Este proyecto se centra en la gestión térmica y optimización estructural del desarrollo y prueba de un prototipo de satélite de radar de apertura sintética (SAR).

La gestión térmica se enfoca en la prueba mediante un globo estratosférico, que alcanzará los 25000 metros de altura sobre el nivel del mar y ofrece la posibilidad de comprobar el funcionamiento del sistema en un ambiente cercano a la órbita baja donde operan los satélites, de manera que habrá una presión muy reducida (0.05 atm) y la radiación solar.

El diseño debe mantener la temperatura correcta durante todo el periodo de operación, para ello se han utilizado elementos activos y pasivos, reduciendo primero la convección forzada sobre los componentes a natural creando una cámara en la que el viento no se filtra, pero sí se igualan las presiones interna y externa, de manera que el movimiento de aire en el interior se vuelve prácticamente nulo. También se han aportado mejoras específicas a los servomotores, mediante aislamiento y con calentadores controlados por el ordenador de a bordo.

Estructuralmente se ha comprobado que todos los elementos cumplían con un margen de seguridad adecuado.

CONCLUSIONES / PRESUPUESTO

Las medidas adoptadas permitirán operar al prototipo en las condiciones supuestas, con suficiente margen de seguridad como para soportar variaciones que pueden darse en las condiciones climáticas.

El presupuesto total de los elementos estructurales y de gestión térmica, es decir, sin incluir los componentes electrónicos ni la antena, es de 1058.22€ por prototipo.

Concepto		Coste (€)
Material	Coste de elementos comerciales	192,02
	Coste de fabricación	404,61
Mano de obra	Costes laborales	307,83
Presupuesto de ejecución material (PEM)	PEM	904,46
	Gastos generales (17%PEM)	153,76
Presupuesto total		1058,22

BIBLIOGRAFÍA

Libro “Diseño en Ing. Mecánica” de Shigley.

Libro “Elementos de máquinas” K.H. Decker.

Libro “Spacecraft Systems Engineering” P.Fortescue, G.Swinerd, J.Stark.

Conductividad pasta térmica: <https://www.ldlc.com/es-es/ficha/PB00263076.html>

Datasheets de los componentes: www.mouser.es

CubeSat estándar: https://librecube.gitlab.io/standards/board_specification/

Comparación pad vs pasta térmica: <https://www.youtube.com/watch?v=k92ibbiYjk0>

Datos técnicos del acero AISI 304: <https://grumeber.com/acero-inoxidable-aisi-304/>

Datos técnicos del Aluminio 6082-H111: <https://www.makeitfrom.com/material-properties/6082-H111-Aluminum>

Datos técnicos del aluminio 1050 vs 5754, con opciones de tratamientos:

<https://www.makeitfrom.com/compare/1050-A91050-Aluminum/5754-AMg3-3.3535-A95754-Aluminum>

Datos técnicos de los materiales usados en impresión 3D:

<https://www.simplify3d.com/resources/materials-guide/properties-table/>

UNE 157001:2014. Criterios generales para la elaboración formal de los documentos que constituyen un proyecto técnico.

TITLE	Thermal design of a SAR satellite prototype		
AUTHOR	David Echevarría Crespo		
DIRECTOR / SPEAKER	Delfín Silio Salcines / Fernando Fadón Salazar		
TITULATION	Master's Degree in Industrial Engineering	DATE	24/05/24

KEY WORDS

Thermal management, prototype, satellite, Cubesat.

PROBLEM STATEMENT

A prototype SAR system has been developed, for it to be used as a satellite, and requires operating in the stratosphere. The effect of weather conditions must be managed or the electronic components it uses will go out of their operating temperature range. Furthermore, the weight must be kept as low as possible without compromising the structural functionality of the assembly.

PROJECTO DESCRIPTION

This project focuses on the thermal management and structural optimization of the development and testing of a synthetic aperture radar (SAR) satellite prototype.

Thermal management focuses on the test using a stratospheric balloon, which will reach 25,000 meters above sea level and offers the possibility of checking the operation of the system in an environment close to low orbit where this kind of satellites operate, so that there will be a very reduced pressure (0.05 atm) and solar radiation.

The design must maintain the correct temperature throughout the entire operating period, for this purpose active and passive thermal control elements have been used, first reducing the forced convection on the components until it is natural convection, creating a chamber in which the wind does not filter, but it has equalized the internal and external pressures, so that the movement of air inside becomes practically nil. Specific improvements have also been made to the servomotors, through insulation and with heaters controlled by the on-board computer.

Structurally, it has been verified that all elements complied with an adequate safety margin.

CONCLUSIONS / BUDGET

The measures adopted will allow the prototype to operate under the assumed conditions, with a sufficient safety margin to withstand the variations that may occur in climatic conditions.

The total budget for the structural and thermal management elements, that is, not including the electronic components or the antenna, is €1058.22 per prototype.

Concept		Cost (€)
Material	Cost of commercial elements	192,02
	Cost of manufacturing	404,61
Labor	Labor cost	307,83
Material execution budget	MEB	904,46
	General costs (17%MEB)	153,76
Total cost		1058,22

BIBLIOGRAPHY

Book “Design in Mechanical Engineering” by Shigley.

Book “Elements of machines” K.H. Decker.

Book “Spacecraft Systems Engineering” P.Fortescue, G.Swinerd, J.Stark.

Thermal paste conductivity: <https://www.ldlc.com/es-es/ficha/PB00263076.html>

Component datasheets: www.mouser.es

CubeSat standard: https://librecube.gitlab.io/standards/board_specification/

Pad vs thermal paste comparison: <https://www.youtube.com/watch?v=k92ibbiYJk0>

Technical data of AISI 304 steel: <https://grumeber.com/acero-inoxidable-aisi-304/>

Technical data of Aluminum 6082-H111: <https://www.makeitfrom.com/material-properties/6082-H111-Aluminum>

Technical data of 1050 vs 5754 aluminum, with treatment options:

<https://www.makeitfrom.com/compare/1050-A91050-Aluminum/5754-AMg3-3.3535-A95754-Aluminum>

Technical data of the materials used in 3D printing:

<https://www.simplify3d.com/resources/materials-guide/properties-table/>

UNE 157001:2014. General criteria for the formal preparation of the documents that constitute a technical project.

ÍNDICE GENERAL:

DOCUMENTO N°1: MEMORIA.

DOCUMENTO N°2: ANEXO DE CÁLCULOS.

DOCUMENTO N°3: PLANOS.

DOCUMENTO N°4: PLIEGO DE CONDICIONES.

DOCUMENTO N°5: PRESUPUESTO.

Documento 1: Memoria.

Índice de contenidos

1. Alcance y objetivos	5
2. Antecedentes.....	6
a) El SAR.....	7
b) Planteamiento del prototipo	7
c) Gestión de calor en satélites	8
3. Programas de cálculo.....	9
4. Bibliografía.....	10
5. Requisitos de diseño.....	11
6. Análisis de soluciones de diseño del sistema.	14
6.1. Componentes base	14
6.2. Opciones de diseño térmico y estructural.....	18
7. Soluciones elegidas.....	19
i. Cubesat	19
ii. Servo inferior	20
iii. Brazo antena	25
iv. Bandejas	26
v. Top plate y Bottom plate	26
vi. Eje, estabilizador y su unión	28
vii. Portatop.....	29
viii. Resultados obtenidos	31
8. Protocolo de pruebas y verificación.	34
9. Costes.....	35

Índice de tablas

Tabla 1: Temperaturas mínimas y máximas a considerar	11
Tabla 2: Coste total	35

Índice de ilustraciones

Ilustración 1: Imágenes SAR.....	6
Ilustración 2: Sistema de despliegue del satélite final.....	8
Ilustración 3: Altura de operación en función del tiempo.....	12
Ilustración 4: Temperatura ambiente con relación de la altura (°C-km).....	12
Ilustración 5: Presión con relación a la altura (kPa-km).....	12
Ilustración 6: Temperaturas sin protección.....	13
Ilustración 7: Bandeja estándar de partida.....	14
Ilustración 8: Bandejas apiladas en los stand-offs ya en la estructura.....	15
Ilustración 9: Estructura.....	15
Ilustración 10: Servomotor.....	16
Ilustración 11: Antena.....	16
Ilustración 12: Bottom plate.....	16
Ilustración 13: Top plate.....	17
Ilustración 14: Aislante de XPS.....	19
Ilustración 15: Placa de XPS de 0.9mm.....	20
Ilustración 16: Estructura final.....	20
Ilustración 17: Portaservo.....	21
Ilustración 18: Portaservo con el PUR resaltado en amarillo.....	21
Ilustración 19: Portaservo en el laminador.....	21
Ilustración 20: Portaservo impreso.....	22
Ilustración 21: Separador del servo.....	22
Ilustración 22: Hueco interior del separador.....	22
Ilustración 23: Separadores servo inferior.....	23
Ilustración 24: Pata de aterrizaje.....	23
Ilustración 25: Pata montada.....	24
Ilustración 26: Pata en el laminador. En verde los soportes de PVA.....	24
Ilustración 27: Pata impresa.....	24
Ilustración 28: Brazo a antena.....	25
Ilustración 29: Elemento de sujeción a la antena.....	25
Ilustración 30: Bandeja del OBC.....	26
Ilustración 31: Top plate.....	26
Ilustración 32: Bottom plate.....	27
Ilustración 33: Sujeta insertos.....	27
Ilustración 34: Sujeta insertos con los insertos.....	27
Ilustración 35: Eje.....	28
Ilustración 36: Unión cruz a eje.....	28
Ilustración 37: Cruz-estabilizador.....	29
Ilustración 38: Vista inferior del portatop.....	29
Ilustración 39: Vista isométrica superior del portatop.....	30
Ilustración 40: Portatop laminado. PLA con soporte de PVA.....	30
Ilustración 41: Portatop impreso.....	30
Ilustración 42: Conjunto.....	31
Ilustración 43: Pisos de componentes.....	31

Ilustración 44: Piso BOT	31
Ilustración 45: Bottom	32
Ilustración 46: TOP.....	32
Ilustración 47: Temperaturas máxima y mínima sin radiación	33
Ilustración 48: Temperaturas máxima y mínima con radiación.....	33

1. Alcance y objetivos

El propósito central de este proyecto es validar el diseño de un prototipo de satélite SAR para las pruebas de funcionamiento previas al desarrollo del satélite, en las que se demostrarán las capacidades del sistema SAR. La esencia radica en asegurar que el dispositivo SAR posea un diseño sólido, permitiendo que pueda someterse a las pruebas sin poner en riesgo la operabilidad de sus componentes, lo cual supondría no poder completar las pruebas.

En cuanto al alcance del proyecto, se centra en el desarrollo de la distribución de los componentes principales para la validación térmica. Este proceso se inicia a partir de un diseño preexistente de la parte electrónica y de telecomunicaciones, consolidando así la base necesaria para el funcionamiento eficaz del conjunto.

No entra en el alcance de este proyecto el diseño de la antena, circuitos electrónicos ni cableado detallado.

Por lo tanto, se distribuirán los componentes de manera que el comportamiento térmico quede validado y que el cableado pueda ser ordenado, además de garantizar la resistencia de las piezas sometidas a cargas, de manera que se puedan optimizar aquellas que se puedan hacer más ligeras.

2. Antecedentes

La tierra tiene una superficie de más de 510 millones de kilómetros cuadrados y dispone de una orografía compleja y variada, como, por ejemplo, montañas, desiertos, océanos, praderas, bosques y zonas urbanas. Por ello, la monitorización global de la Tierra es una tarea compleja de lograr con medios terrestres puntuales.

La Observación de la Tierra (OT) consiste en la obtención de información geofísica y biológica de nuestro planeta, incluyendo la actividad humana, mediante observaciones por satélite. Se empezó a desarrollar poco después del lanzamiento de los primeros satélites artificiales y desde entonces se han desarrollado en múltiples campos e infinidad de aplicaciones entre las que destacan: pronósticos meteorológicos, impacto y predicción de cambio climático, gestión de recursos y desastres naturales, monitorización de infraestructuras y actividad humana, y servicios de vigilancia e inteligencia.

De entre las diferentes tecnologías utilizadas para la observación terrestre, los instrumentos radar que generan imágenes de la superficie de la Tierra, denominados “radar de apertura sintética” (de Synthetic Aperture Radar en inglés, su abreviatura es SAR), destacan por su versatilidad y amplio número de aplicaciones científicas, de defensa y de vigilancia.

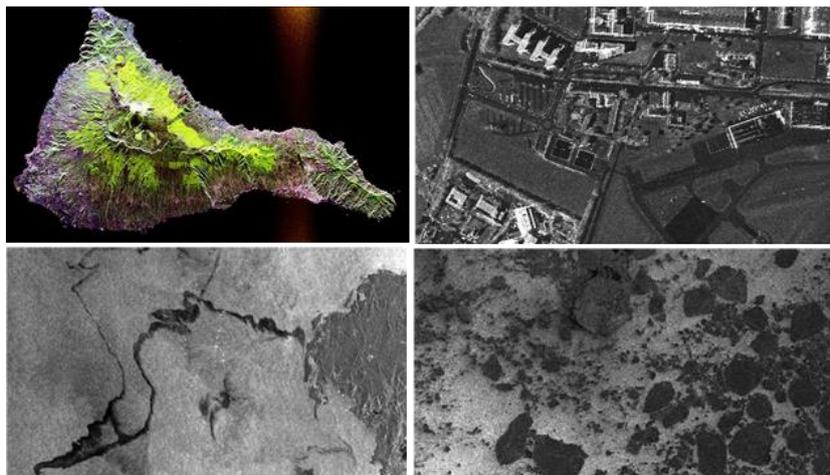


Ilustración 1: Imágenes SAR

a) El SAR.

La tecnología SAR es una técnica avanzada de observación remota. En lugar de depender de una antena grande para lograr una alta resolución espacial, el SAR utiliza una antena más pequeña montada en una plataforma móvil. Durante el movimiento, el SAR emite pulsos de radar y registra la información reflejada desde la superficie de la Tierra. Según avanza, procesa estos datos para crear una imagen de alta resolución de la zona observada. Gracias a la combinación de datos recopilados durante el movimiento logra una apertura sintética equivalente a una antena mucho más grande.

La tecnología SAR se utiliza en una variedad de aplicaciones, como la cartografía, la monitorización ambiental, la gestión de desastres, la agricultura, la vigilancia marítima y la observación de la tierra en general.

El proceso comienza con la emisión de pulsos de radar desde la antena del sistema SAR. Al llegar a la superficie de la Tierra, los pulsos de radar interactúan con los objetos y las características presentes en la zona observada. Parte de la energía es reflejada de vuelta hacia la antena del SAR.

La antena del SAR recoge la información reflejada en diferentes momentos a medida que la plataforma se desplaza. Los componentes que acompañan a la antena procesan esa información y un programa crea las imágenes a partir de esos datos ya refinados.

Aunque la antena es pequeña, al acumular datos a lo largo de su trayectoria, se simula el efecto de tener una antena mucho más grande.

Ahora que ya se ha visto qué es, cómo funciona y para qué se puede utilizar la tecnología de radar por apertura sintética, pasemos a entender cómo opera el sector concretamente.

b) Planteamiento del prototipo

Se ha desarrollado un sistema de componentes electrónicos que debe ser funcional, por lo que debe poder someterse a las condiciones para alcanzar los 25km.

Se busca hacer funcionar el prototipo de forma que valide el funcionamiento del satélite a desarrollar posteriormente. Para ello se buscará aligerar peso y ahorrar costes, garantizando las condiciones adecuadas y con suficiente margen de seguridad para completar la puesta en operación, que durará media hora tras una hora de ascenso.

Deberá tener un elemento del que colgar el prototipo al globo y debe tener un sistema que anule la transmisión de rotación, para lo que se usará un servomotor.

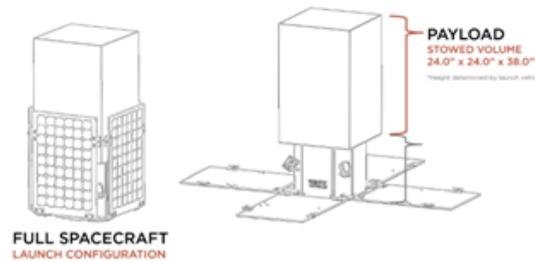


Ilustración 2: Sistema de despliegue del satélite final

En cuanto a la reducción del peso de la antena, se conseguirá mediante técnicas de impresión 3D de polímeros y/o compuestos de baja densidad y bajo coeficiente de expansión. Después de su fabricación, la antena se metalizará con métodos de electrodeposición. Es importante esto ya que debe ser conductora.

c) Gestión de calor en satélites

Es cierto que, en el espacio, donde no hay aire, los componentes electrónicos de un satélite SAR no pueden disipar el calor mediante convección, que es el método de transferencia de calor que se produce a través de un fluido, como el aire. En lugar de depender de la convección, se emplean métodos específicos para gestionar la disipación de calor en el vacío del espacio:

- Radiación Térmica: Se utilizan recubrimientos que tienen una absorptividad y una emitancia efectivas diferentes. Esto se debe a las longitudes de onda diferentes entre lo que radia el sol y lo que radia al espacio un cuerpo.
- Elementos pasivos: Se utilizan elementos como aislamientos, para evitar que el sistema se enfríe.
- Elementos activos: Se utilizan también elementos activos para calentar o refrigerar. Esto pueden ser componentes eléctricos o de fluidos.

Estas estrategias combinadas permiten que los componentes electrónicos operen en el entorno espacial. La gestión térmica es un aspecto crítico del diseño de satélites espaciales para garantizar el rendimiento óptimo y la longevidad de los sistemas electrónicos en condiciones extremas.

3. Programas de cálculo.

Para el desarrollo de este proyecto se han utilizado las siguientes herramientas:

- Autodesk Inventor para el desarrollo de los componentes en CAD y planos, así como el análisis de tensiones.
- Flow Simulation de SolidWorks para las simulaciones térmicas transitorias con convección y radiación.
- Simulador de caídas de SolidWorks.
- La herramienta de CAD de SolidWorks para arreglar la transferencia de documentos de Inventor.
- Microsoft Office Excel para gestionar datos y elaborar tablas.
- Microsoft Office Word para redactar el documento.
- REXprint como laminador de las piezas fabricadas por fabricación aditiva FDM.

4. Bibliografía.

Se comparten a continuación las fuentes de información utilizadas.

- Libro “Diseño en Ing. Mecánica” de Shigley.
- Libro “Elementos de máquinas” K.H. Decker.
- Libro “Spacecraft Systems Engineering” P.Fortescue, G.Swinerd, J.Stark.
- Conductividad pasta térmica: <https://www.ldlc.com/es-es/ficha/PB00263076.html>
- Datasheets de los componentes: www.mouser.es
- CubeSat estándar: https://librecube.gitlab.io/standards/board_specification/
- Comparación pad vs pasta térmica: <https://www.youtube.com/watch?v=k92ibbiYJk0>
- Datos técnicos del acero AISI 304: <https://grumeber.com/acero-inoxidable-aisi-304/>
- Datos técnicos del Aluminio 6082-H111: <https://www.makeitfrom.com/material-properties/6082-H111-Aluminum>
- Datos técnicos del aluminio 1050 vs 5754, con opciones de tratamientos: <https://www.makeitfrom.com/compare/1050-A91050-Aluminum/5754-AMg3-3.3535-A95754-Aluminum>
- Datos técnicos de los materiales usados en impresión 3D: <https://www.simplify3d.com/resources/materials-guide/properties-table/>
- UNE 157001:2014. Criterios generales para la elaboración formal de los documentos que constituyen un proyecto técnico.

5. Requisitos de diseño.

Se requiere desarrollar la estructura para sujetar los componentes electrónicos del satélite en cuestión, de forma que dichos componentes queden fijados a la estructura. Esta estructura debe usar el exoesqueleto denominado “Cubesat” como base. El Cubesat es una estructura de un tamaño estándar adaptado a uno de los compartimentos de los cohetes.

El peso se debe tratar de mantener lo más bajo posible, ya que es un condicionante clave para el ascenso en globo aerostático. Antes de su diseño, se realiza la estimación de que pesará unos 5kg.

En el aterrizaje se abrirá un paracaídas que limitará la velocidad de descenso a 5 m/s en vertical. Para proteger la antena en la medida de lo posible se diseñará un dispositivo móvil que procure evitar un impacto (o que evite al menos que sea un impacto directo) sobre la antena, para tratar de conservarla en las pruebas previas al lanzamiento de demostración. Este dispositivo no debe añadir complejidad al diseño, ya que no es prioritaria su función, y no debe entorpecer el correcto funcionamiento de la antena.

Además, se tendrá que mantener la temperatura dentro del rango de operación de cada componente, a lo que afectará el tiempo de operación, que se estima según datos experimentales externos. Habrá una cámara en el interior que debe poder grabar el exterior, si es posible hacerlo sin comprometer el objetivo principal del prototipo.

Tabla 1: Temperaturas mínimas y máximas a considerar

COMPONENTE	T_{min} en °C	T_{máx} en °C
Componentes	-40	85
Pilas y batería	-20	85
Servos	-5	85
Otros materiales	-	-

Durante el ascenso, el satélite pasará de unos 1000m de altitud sobre el nivel del mar (se realizará en la meseta, norte de Castilla y León) alcanzando los 25.000m, momento en el que comienza su operación.

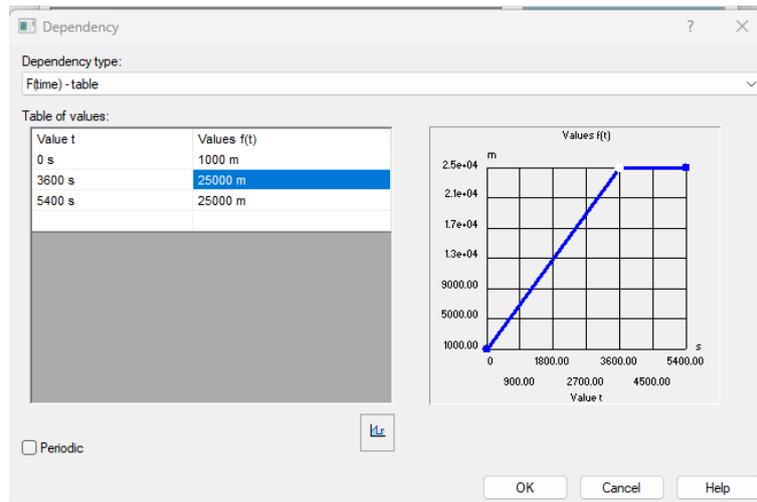


Ilustración 3: Altura de operación en función del tiempo

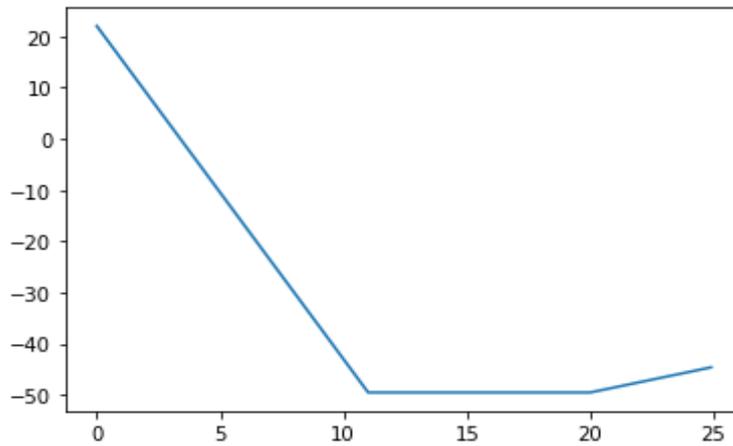


Ilustración 4: Temperatura ambiente con relación de la altura (°C-km)

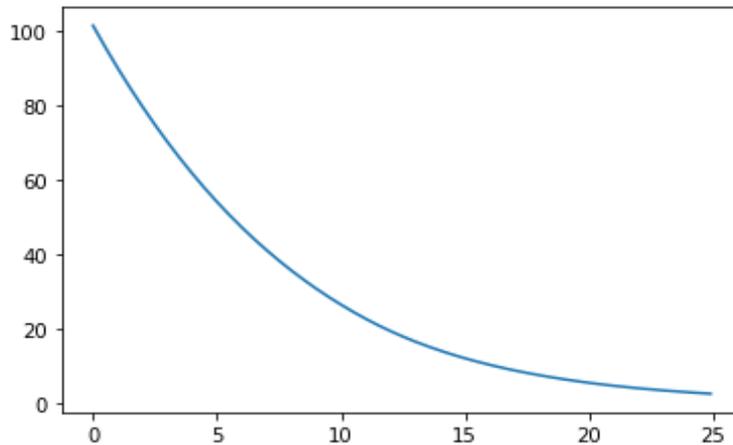


Ilustración 5: Presión con relación a la altura (kPa-km)

Se debe poder montar todo sin introducirlo en el Cubesat y de forma modular, para poder realizar un montaje más sencillo.

Para comenzar se procede a distribuir todos los componentes en el exoesqueleto, en sus pisos, y a simular la operación. Antes de ejecutar la simulación, ya se espera que la temperatura de aquellos cuerpos que no disipen calor estará aproximadamente a la temperatura ambiente, dado que el tiempo de ascenso es cercano a una hora, lo cual da tiempo a que el sistema esté cerca del estado estacionario. Se observan los resultados de esta simulación preliminar en la *Ilustración 6*.

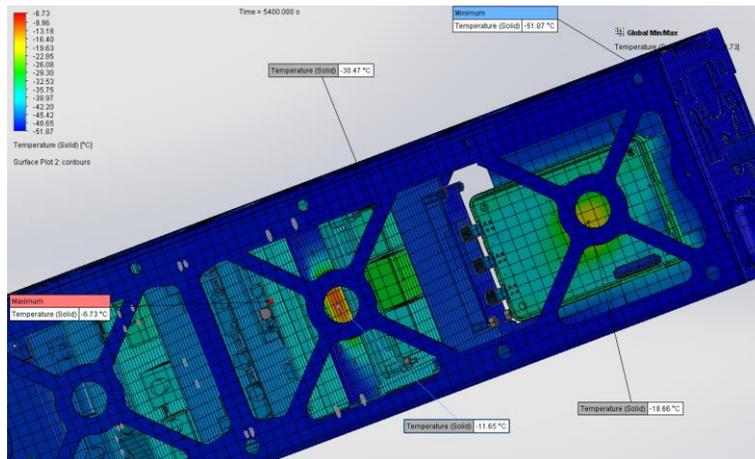


Ilustración 6: Temperaturas sin protección

Se puede observar que algunos componentes sobrepasan el límite inferior de temperatura, especialmente los servomotores.

Este resultado servirá para comenzar a analizar la situación y proponer mejoras sobre el diseño e iterar.

6. Análisis de soluciones de diseño del sistema.

Para diseñar el sistema se plantean una o más soluciones para cada necesidad, y se descartan las menos viables. La implementación física se trata en el documento de Pliego de condiciones y los cálculos y simulaciones en el anexo de cálculos.

6.1. Componentes base

Hay varios componentes que vienen dados por el diseño de los distintos circuitos del satélite, es decir, todos aquellos componentes electrónicos. Estos son filtros, amplificadores, cables DC, cables de radiofrecuencia, convertidores DC-DC, entre otros.

Además, como ya se ha comentado se parte de un exoesqueleto estándar, que incluye las paredes, las tapas y las bandejas donde van los componentes, que serán apiladas por stand-offs. La bandeja debe tener cuatro agujeros en una posición definida por la tapa inferior del exoesqueleto. A la placa estándar se le añaden recortes para facilitar el paso de cables entre distintos niveles. En la *Ilustración 7* se ve la bandeja base. Estos elementos serán modificados a conveniencia.

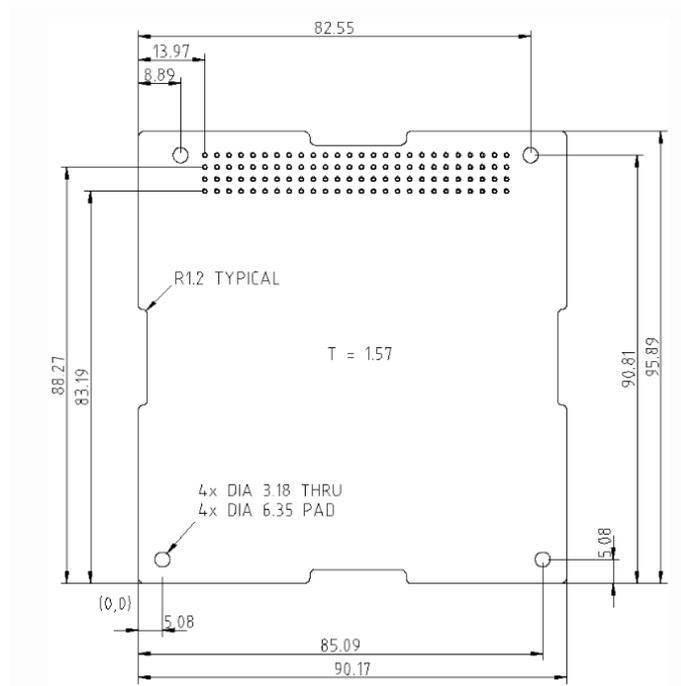


Ilustración 7: Bandeja estándar de partida

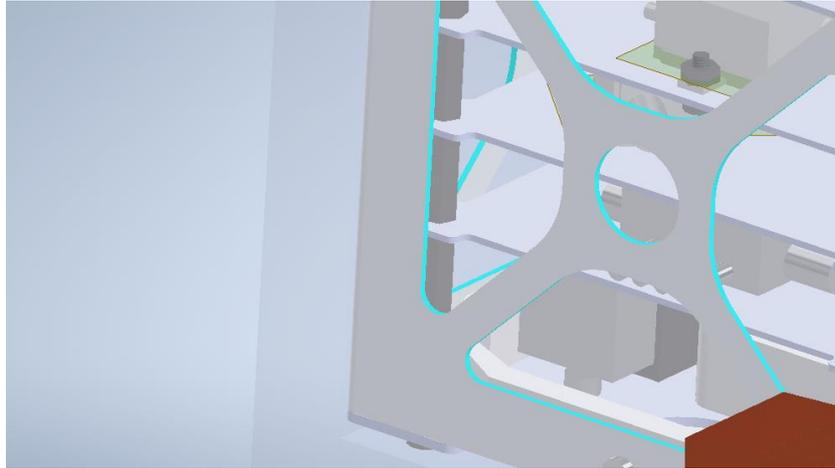


Ilustración 8: Bandejas apiladas en los stand-offs ya en la estructura

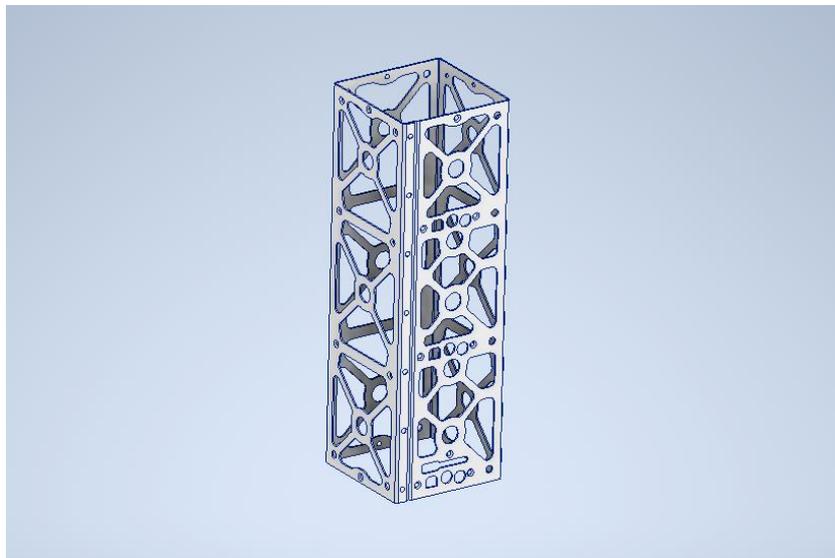


Ilustración 9: Estructura

El equipo responsable del diseño electrónico se hace cargo de distribuir los componentes por pisos, y la posición dentro de los pisos. En el presente proyecto se definirá con exactitud esas posiciones dejando acotados los agujeros de tornillos que sujetarán cada componente a cada placa.

También se parte del uso de un servomotor que gobierna el ángulo de la antena, y otro que controla la orientación del satélite además de neutralizar posibles transferencias de rotación del globo al conjunto del satélite.

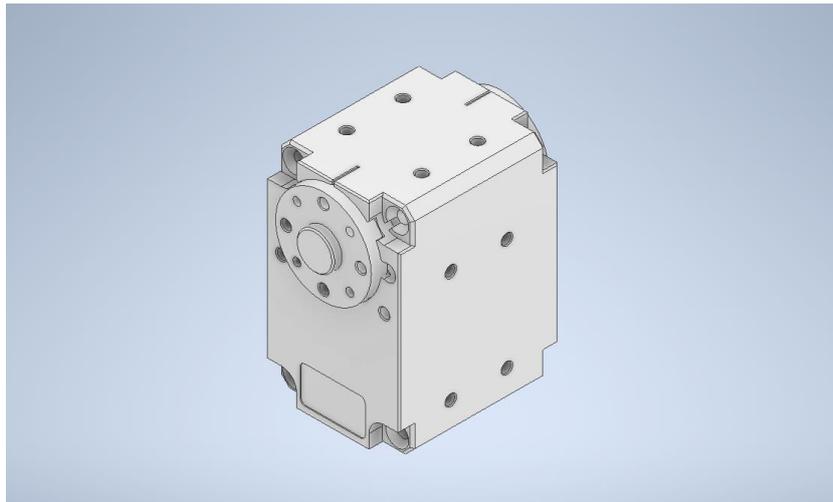


Ilustración 10: Servomotor

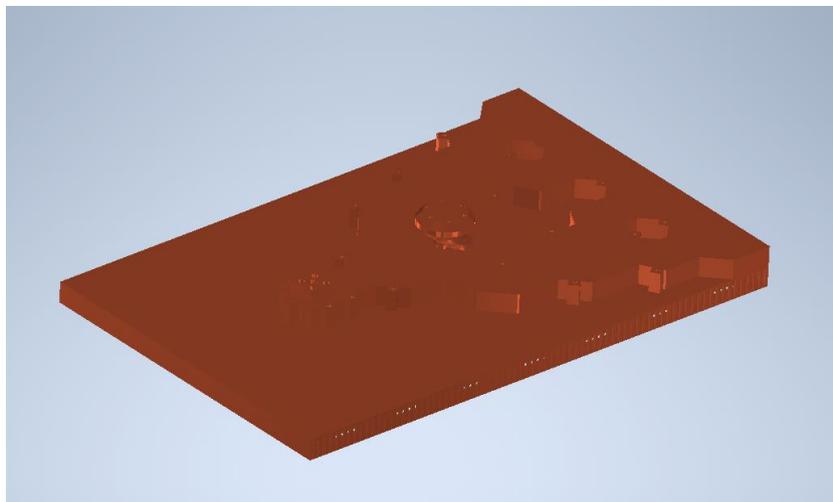


Ilustración 11: Antena

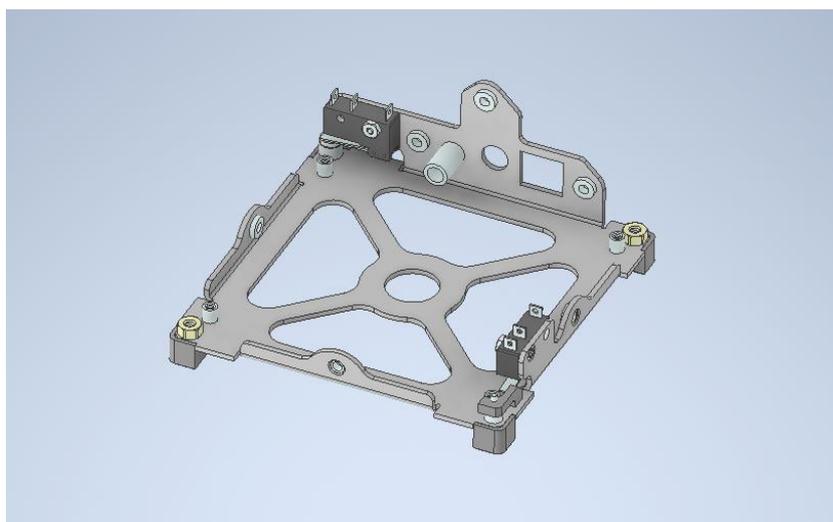


Ilustración 12: Bottom plate

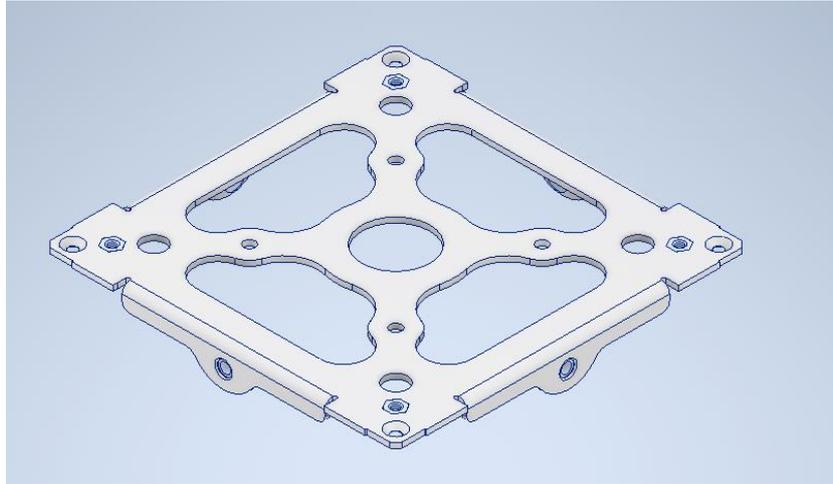


Ilustración 13: Top plate

6.2. Opciones de diseño térmico y estructural.

Tras haberse observado que el conjunto necesita protección térmica para el ascenso, se barajan las siguientes opciones, que no son necesariamente excluyentes:

- Cubrir de XPS, poliuretano expandido o similar.
- Cubrir con un film que aporte cierta estanqueidad, evitando infiltraciones de aire frío.
- Añadir disipadores de calor.
- Añadir un recubrimiento de protección frente a la radiación solar.
- Engrosar las bandejas a modo de aumentar la inercia térmica.
- Modificar las bandejas para que evacuen más calor por convección.
- Crear puentes térmicos entre bandejas para evacuar calor por convección.

Estructuralmente, se plantea usar un eje que una el servo superior a una cruz que haga de estabilizador. Éste estará colgado del globo en 4 anillas de manera que la cuerda permita que el peso del conjunto lo mantenga vertical y por lo tanto estable. Para poder unir el eje a la cruz se diseñará de manera que tenga forma de unión o con un elemento de unión.

El servo superior irá en un elemento denominado portatop, ya que además de portar el servo debe portar una batería, una pila, la cámara y el Ettus (IBE). Estará hecho de PLA impreso en 3D ya que no se someterá a esfuerzos. Deberá de ser lo más ligero posible.

El bottom usará una pieza impresa en 3D para portar el servo. Este servo tiene condiciones difíciles en cuanto a temperatura por lo que el diseño del portaservo deberá permitir aislarlo. Se fabricará en PLA.

Se usará un enganche denominado Brazo para sujetar la antena, y se plantea hacerlo de chapa de aluminio plegada.

Habrà una pata de protección de la antena ante el impacto al aterrizar. Esta pata debe proteger la antena todo lo posible sin perjudicar su funcionamiento por lo que no debe "asomar". Se fabricará o de PLA que tiene mayor límite elástico, o de HIPS, que tiene mayor resistencia a impactos.

7. Soluciones elegidas.

Tras un proceso iterativo de diseño y simulación se ha llegado a las siguientes conclusiones.

i. Cubesat

El aislamiento debe garantizar la estanqueidad y es necesario aislar el interior del exterior. Para ello se utilizará una placa rígida de aislamiento de XPS de 9mm que se espera que sea suficientemente estanco. Se cortará con un cúter usando una plantilla y se pegará con silicona. Si las pruebas indican lo contrario en cuanto a estanqueidad, se deberá utilizar un film transparente. Para la cámara se realizará una apertura cerrándola con dos láminas de FEP transparente, aportando un aislamiento térmico de la misma manera que las ventanas de doble vidrio. Se forrará de un FEP aluminizado o por defecto kapton aluminizado, para evitar que la radiación solar sobrecaliente el sistema.

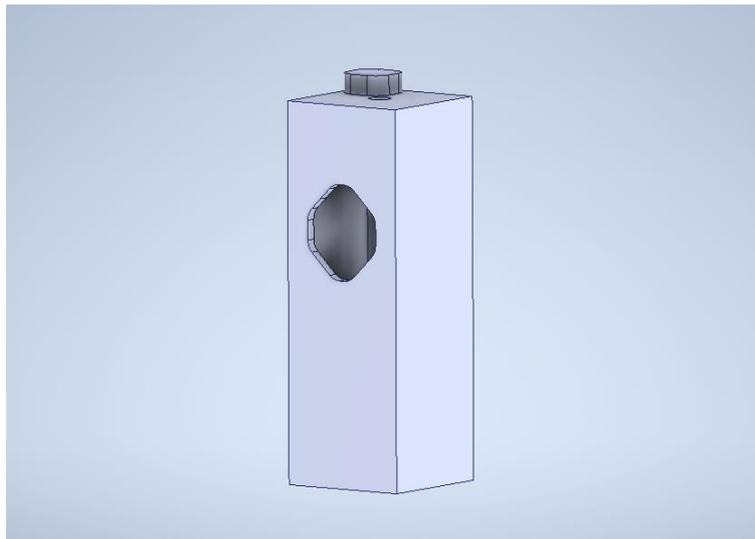


Ilustración 14: Aislante de XPS



Ilustración 15: Placa de XPS de 0.9mm

Para poder dejar a la cámara grabar se ha recortado la estructura. Además, se ha simplificado el patrón de aliviadero de peso respecto al diseño original del Cubesat. Está hecha de aluminio 1050-H18, por corte láser de chapa de 1mm con pliegue.



Ilustración 16: Estructura final

ii. Servo inferior

El servo inferior que no se ve afectado por el aislamiento de XPS llevará un aislamiento de poliuretano expandido, que usará la pieza del portaservo como molde. Serán 8mm de aislamiento, que es el mínimo que permite la boquilla del bote de PUR.

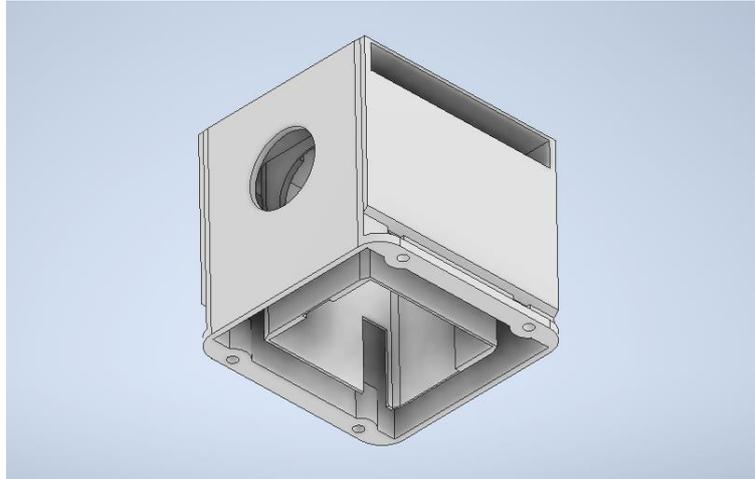


Ilustración 17: Portaservo

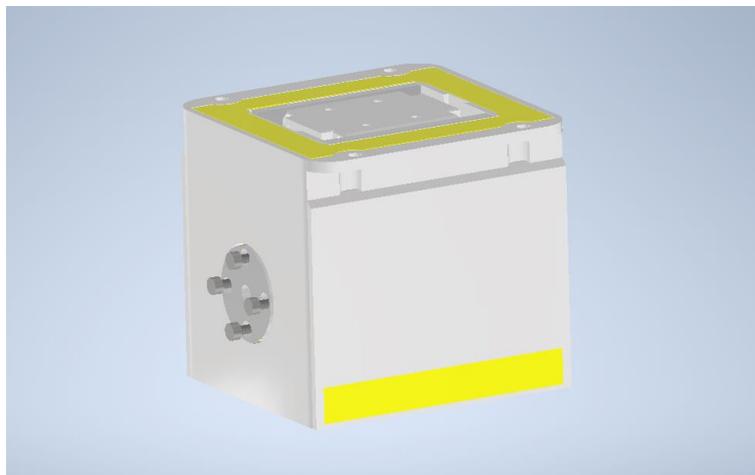


Ilustración 18: Portaservo con el PUR resaltado en amarillo

Se imprimirá de PLA en la posición de la *Ilustración 19* para que las capas de impresión no aminoren la resistencia de la pieza.

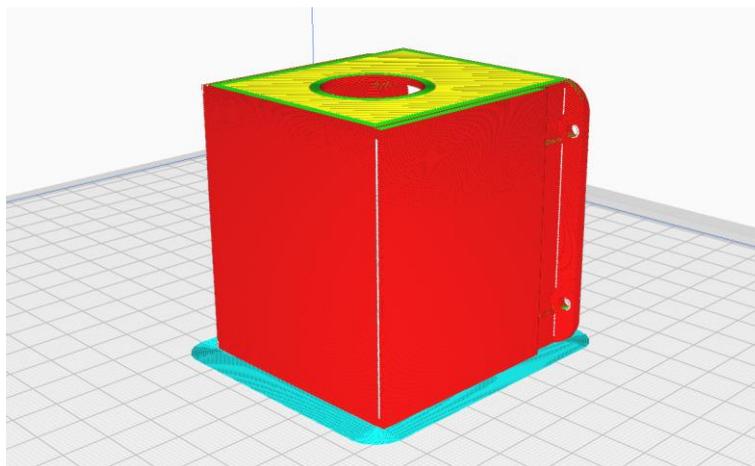


Ilustración 19: Portaservo en el laminador

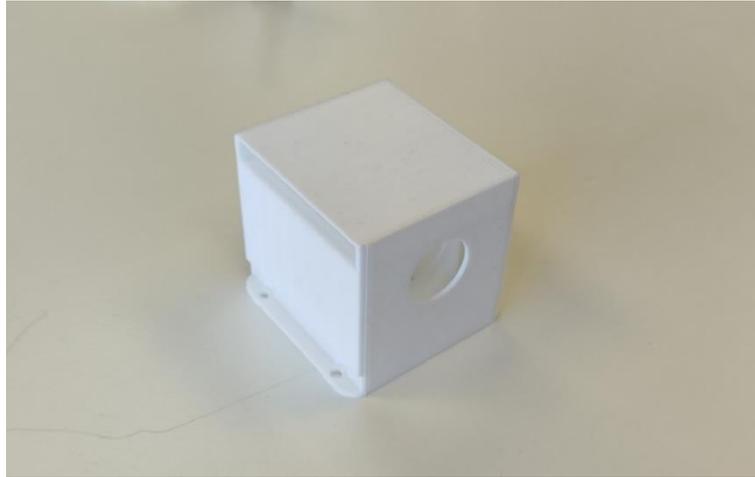


Ilustración 20: Portaservo impreso

Se puede apreciar en la *Ilustración 18* otra medida de protección del servo inferior, que son los separadores. Cumplen tanto la función de permitir unir el servo al brazo de la antena tras el engrosamiento del portaservo al introducir el aislante como la función de aislar en cierta medida, al ser impresos en PLA, no siendo macizo.

Tiene 4 tornillos que se amarran al servo y un inserto en el centro donde se amarra la pata de aterrizaje.

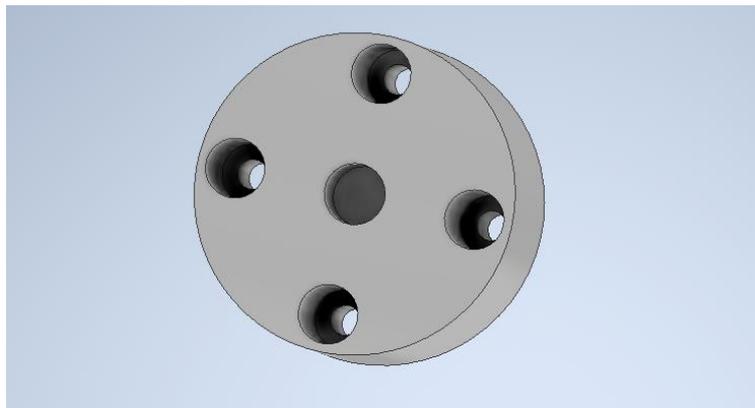


Ilustración 21: Separador del servo

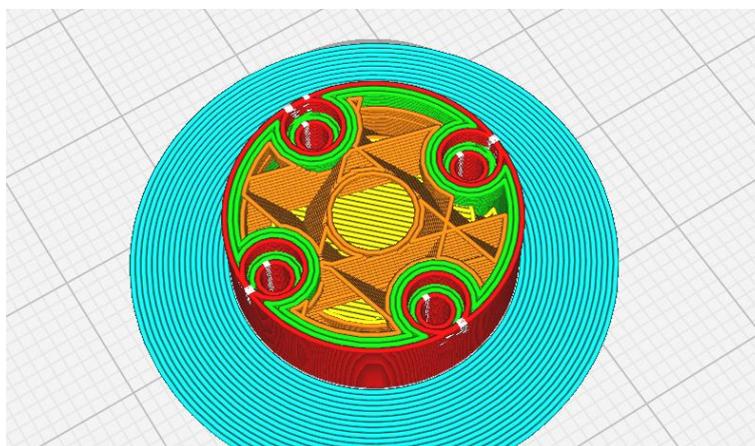


Ilustración 22: Huevo interior del separador



Ilustración 23: Separadores servo inferior

Aun así, el servo necesitará un calentador, que será una malla resistiva con una pila de 9V controlada por el ordenador de a bordo, que recibirá la temperatura de un sensor superficial. Se definirá en las pruebas qué temperatura en el interior del servo (por el sensor integrado) se corresponde por cada temperatura del sensor externo. El calentador mantendrá el servo de 15 a 25°C.

En cuanto a la pata de aterrizaje, como se indicó es un elemento accesorio, que no debe interferir en el correcto funcionamiento del conjunto. Se ha determinado crear la forma de la *Ilustración 24* para proteger la antena del impacto.

Se puede apreciar en la *Ilustración 26* la forma en la que se imprime la pata. De esta manera el esfuerzo del impacto trabaja en la mejor dirección respecto a las capas de impresión. Está rellena al 50% con un grosor de pared de 2.4mm, lo que hace que sea algo más ligera pero apenas pierda prestaciones.

Los resultados de la simulación de caída hacen concluir que la pata puede ser de HIPS, pero también de PLA. Dado que el PLA es más sencillo de trabajar y ya se dispone de él, se decide utilizar PLA.

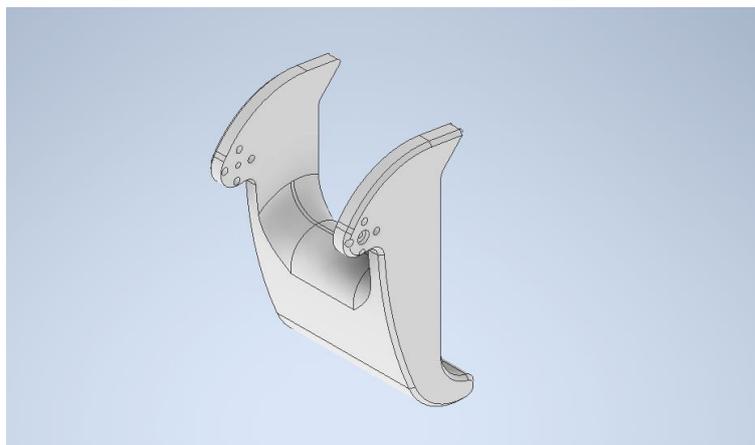


Ilustración 24: Pata de aterrizaje

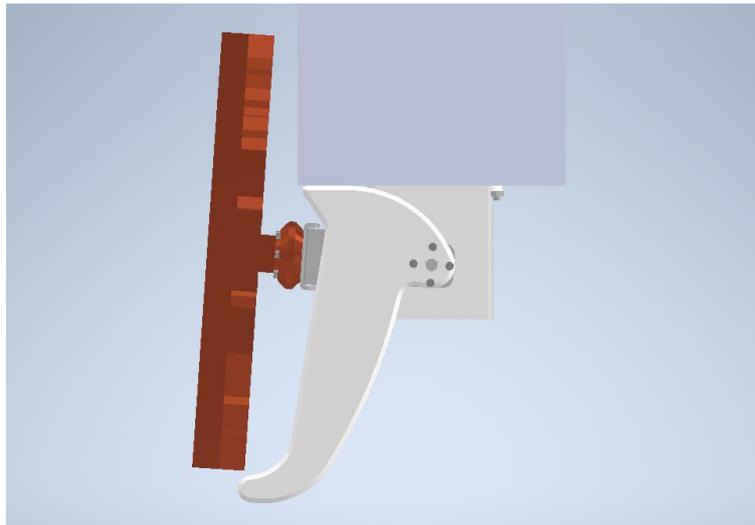


Ilustración 25: Pata montada

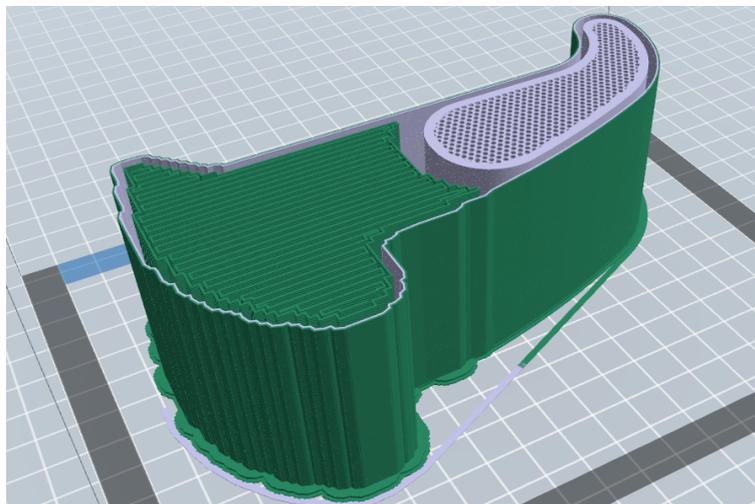


Ilustración 26: Pata en el laminador. En verde los soportes de PVA.



Ilustración 27: Pata impresa

iii. Brazo antena

Para cumplir esta función se utilizará una chapa de aluminio plegado de 2mm.

Las “orejas” que tiene la cara central aportan rigidez al diseño aumentando el momento resistente.



Ilustración 28: Brazo a antena

Esto amarrará en un elemento diseñado para tal fin que crecerá de la antena, que se fabrica mediante impresión 3D en resina.

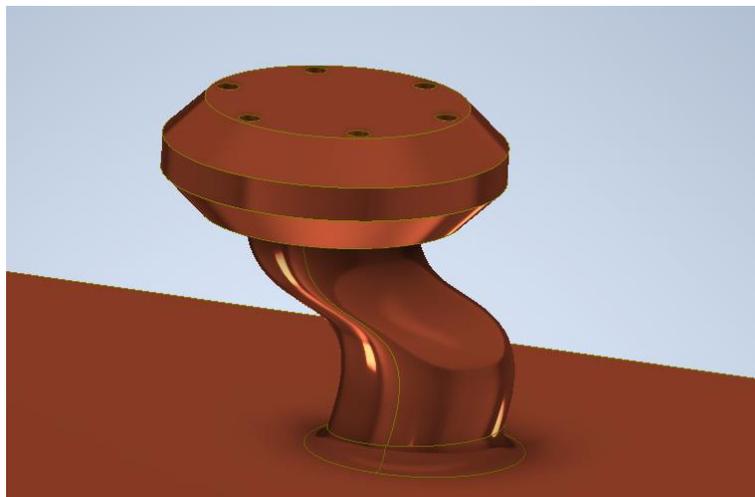


Ilustración 29: Elemento de sujeción a la antena

La forma peculiar del diseño del enganche de la *Ilustración 29* es posible gracias al método de fabricación.

iv. Bandejas

Las bandejas tendrán una forma común a la que se le añade los agujeros necesarios para cada piso. Se crea un patrón no simétrico, con canales para pasar los cables entre los pisos. Para facilitar el montaje se le introduce una diferencia visible y palpable en una de sus esquinas. No se ha requerido engrosar la placa como se planteó. Se harán de chapa aluminio 1050-H18 de 1mm para ser fabricadas con la estructura, y se fabricarán por corte láser.

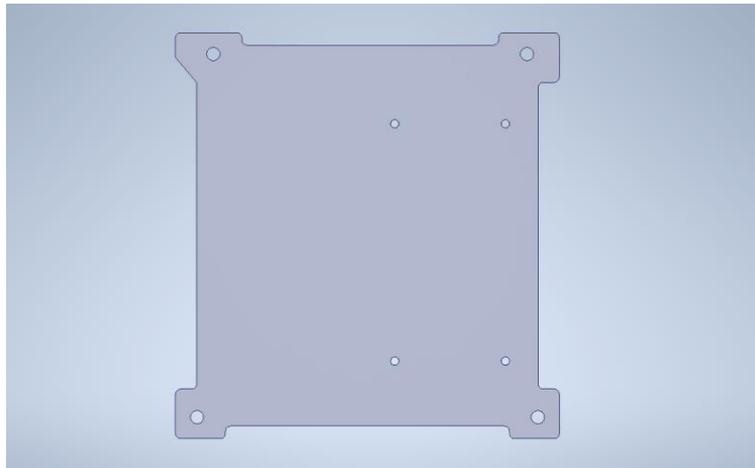


Ilustración 30: Bandeja del OBC

v. Top plate y Bottom plate

Ambas serán de chapa de 1.5mm cortada por láser y plegada.

En el top plate se crea una zona plana para apoyar la antena del GPS y se colocan 4 agujeros donde atornillar el portatop y uno central a ellos por donde saldrá el eje como se ve en la *Ilustración 31*.

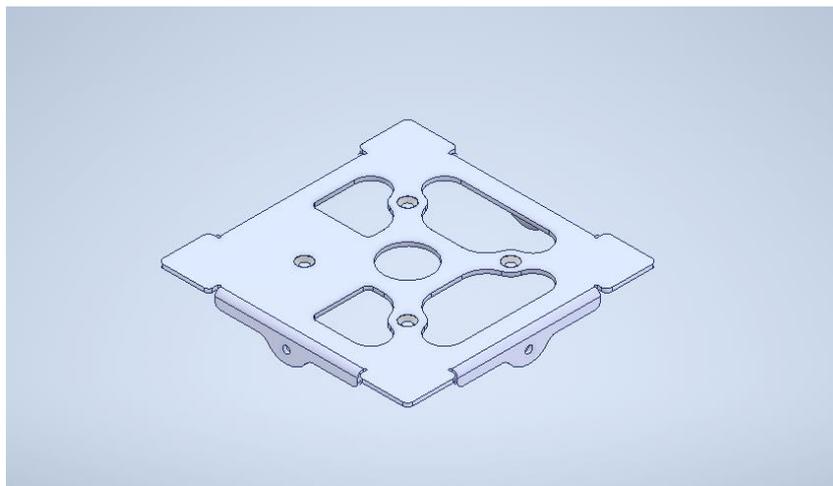


Ilustración 31: Top plate

En el bottom plate se colocan los agujeros donde atornilla el portaservo, cuyos tornillos traspasan el XPS. Además, se le añaden agujeros para atornillar los componentes que se atornillan sobre este.

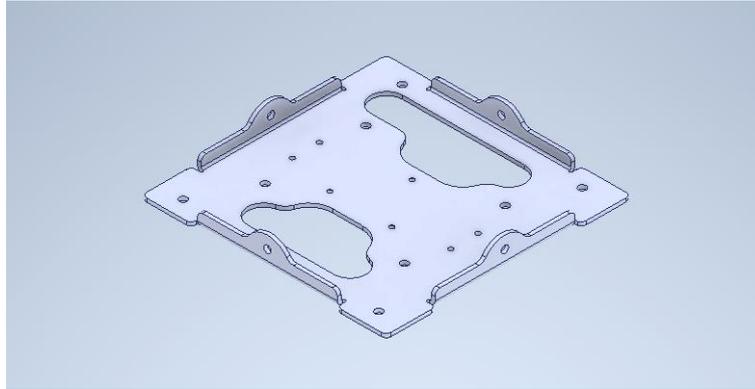


Ilustración 32: Bottom plate

Para atornillarlos a la estructura habrá insertos roscados en piezas impresas en el interior. Para el top plate esto se trata más adelante, pero el bottom plate que usa una pieza con exclusivamente esta función se comenta aquí. Se crea una pieza que encaja con ajuste indeterminado, sobre la que se introducen los insertos con un soldador. Esta pieza se ha hecho haciendo que libre los agujeros por los que deben pasar tornillos.

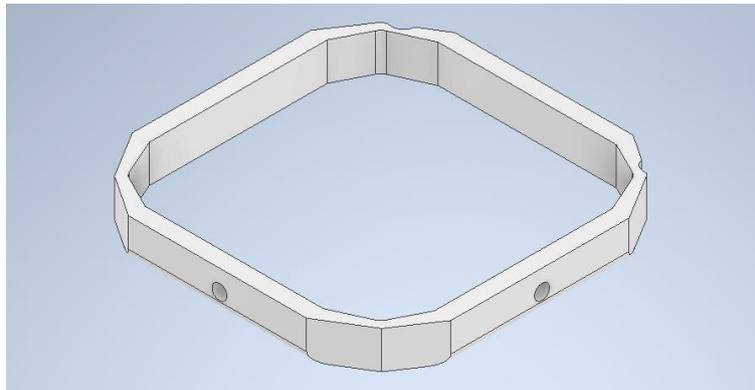


Ilustración 33: Sujeta insertos

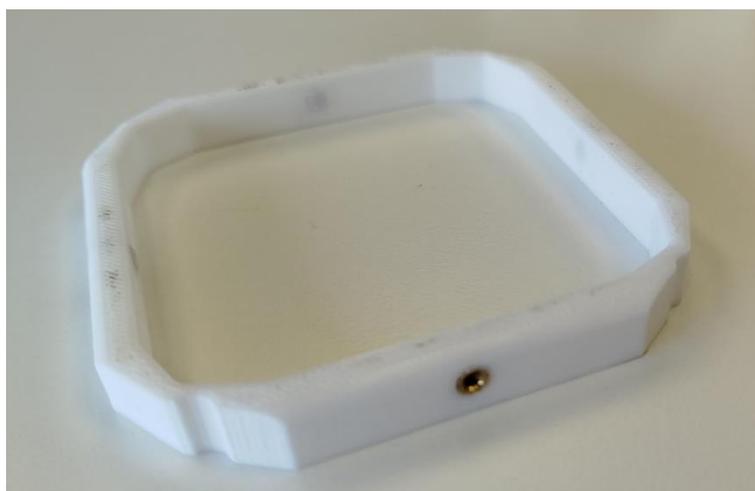


Ilustración 34: Sujeta insertos con los insertos

vi. Eje, estabilizador y su unión

Se ha hecho que el eje tenga dos secciones diferentes. La de 10mm de diámetro se introduce en el rodamiento, y la cara plana que surge de la transición de una a la otra sirve de tope de este. Tiene un agujero perpendicular al eje para atornillarlo a la unión eje a cruz.

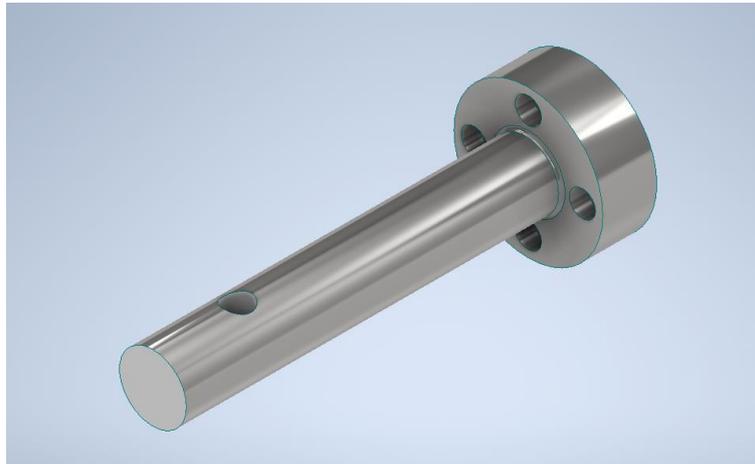


Ilustración 35: Eje

El rodamiento es un rodamiento de ISB Bearing, concretamente el 7200-B. Dado que la velocidad de giro del eje es baja y la operación dura solo hora y media, cumple.

El elemento unión cruz a eje tiene los elementos de unión a la cruz por tornillos, además de contar con la unión con el eje ya mencionada.

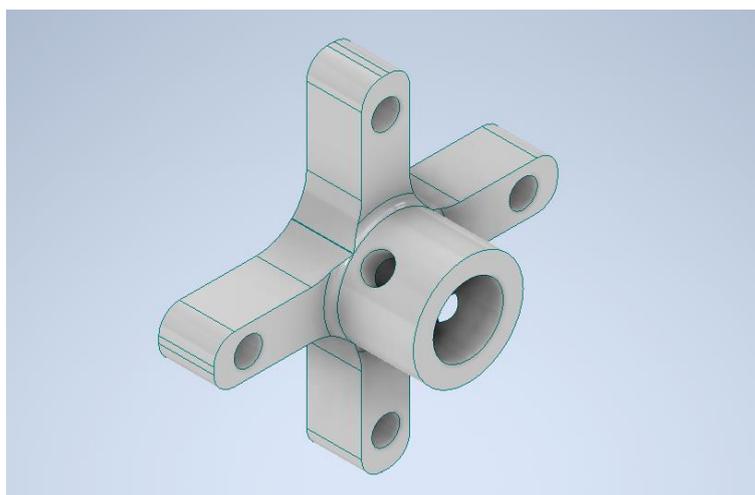


Ilustración 36: Unión cruz a eje

Las dos piezas están fabricadas en aluminio 6082 con tratamiento H111. Se fabrican mediante mecanizado CNC, el eje por torno y el Unión eje a cruz por fresado.

La cruz tiene 400mm de largo y ancho y es simétrica. Se hará de aluminio 5754 con un tratamiento de H12. Se fabrica cortando una placa de aluminio de 8mm con láser. El

ancho de los brazos es de 7mm alrededor de los agujeros de los tornillos, rebajándose a 4mm entre medio.

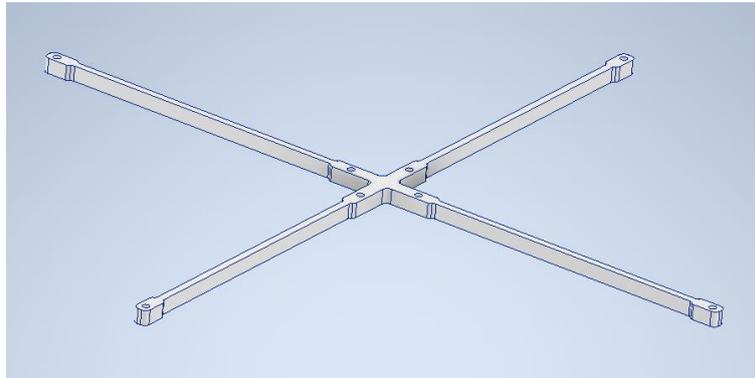


Ilustración 37: Cruz-estabilizador

vii. Portatop

Este elemento debe sujetar al IBE permitiendo colocar los cables, la cámara permitiendo que grabe lo mejor posible por la ventana, la batería y la pila sin que vayan sueltas, y al servo, de manera que mantenga su temperatura y esté sujeto, aunque no atornillado. Tiene agujeros para los insertos a los que amarra la estructura en la parte superior. Para ello se ha creado un hueco para introducir cada elemento y el IBE se atornilla a unos insertos.

El servo llevará una resistencia con una pila de 9V al igual que el servo inferior. Además, se introduce un disco que hará de rotura de puente térmico con el eje y se colocará un recorte de XPS en la entrada del servo, además de sellar la salida de su cable con poliuretano. Estará hecha de PLA impresa con soportes de PVA.

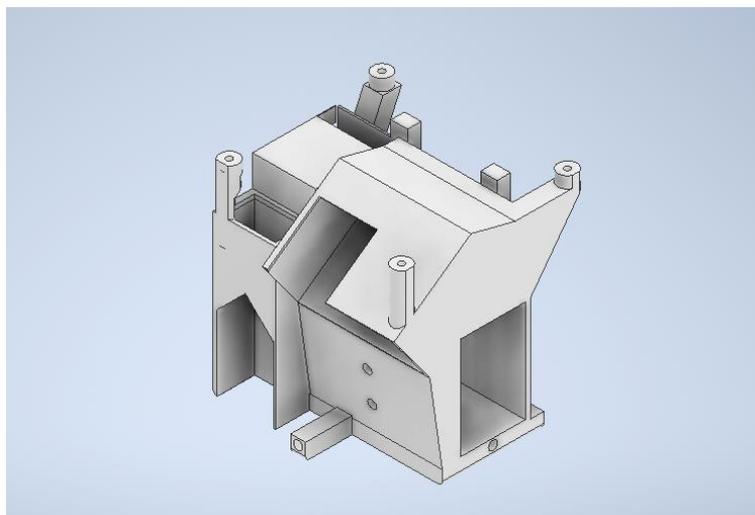


Ilustración 38: Vista inferior del portatop

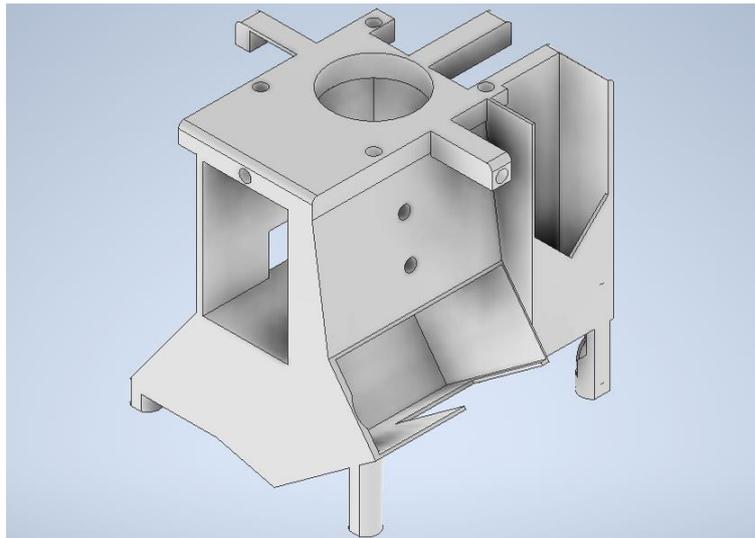


Ilustración 39: Vista isométrica superior del portatop

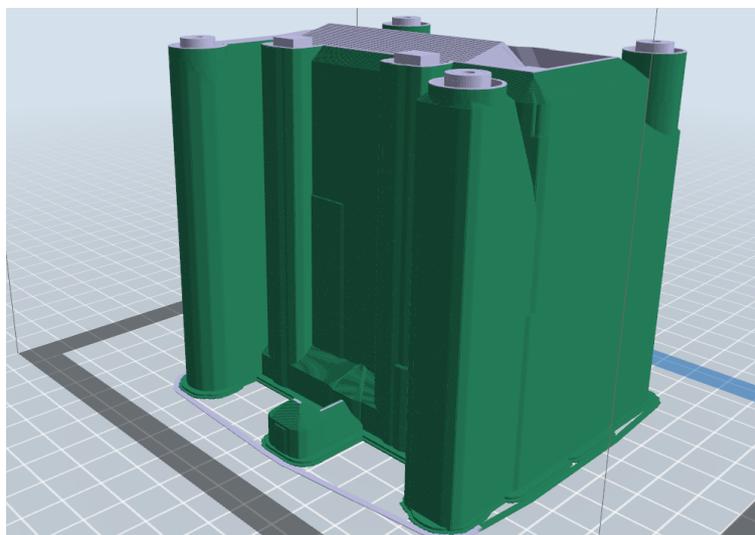


Ilustración 40: Portatop laminado. PLA con soporte de PVA

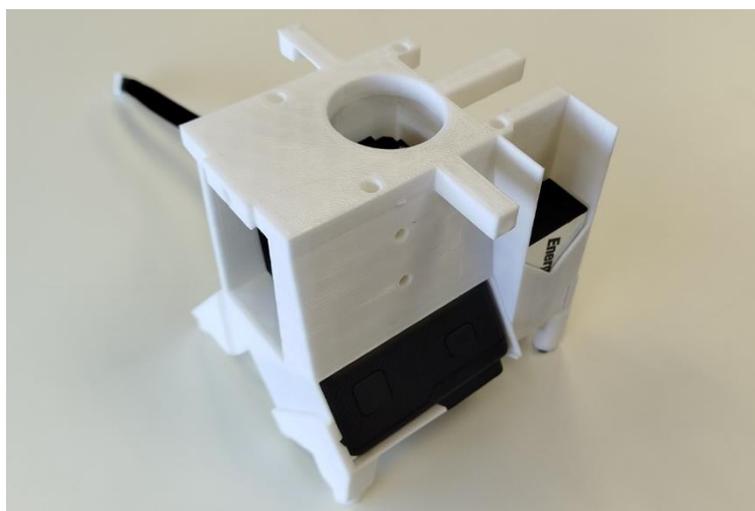


Ilustración 41: Portatop impreso

viii. Resultados obtenidos

Se muestran a continuación los componentes montados en el ensamblaje y sus subensamblajes.

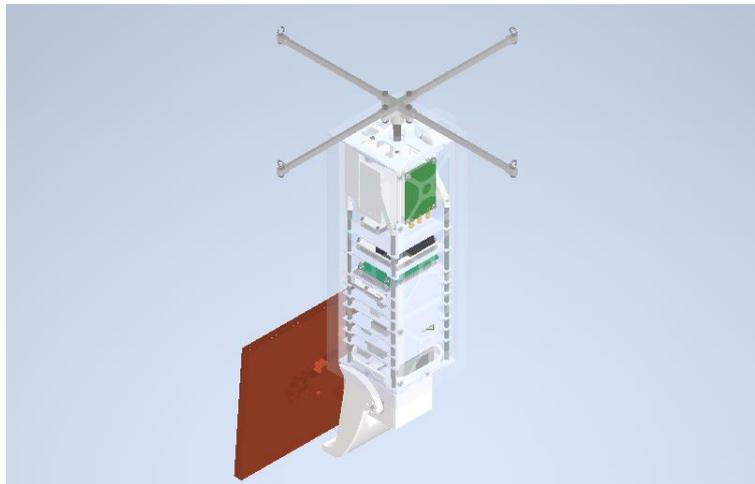


Ilustración 42: Conjunto

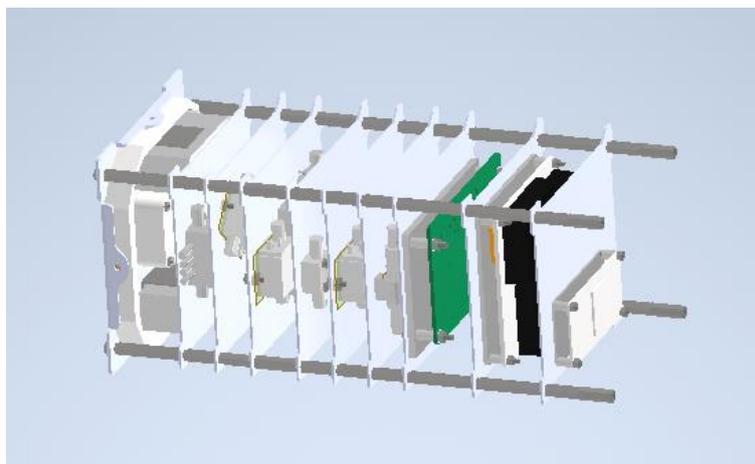


Ilustración 43: Pisos de componentes

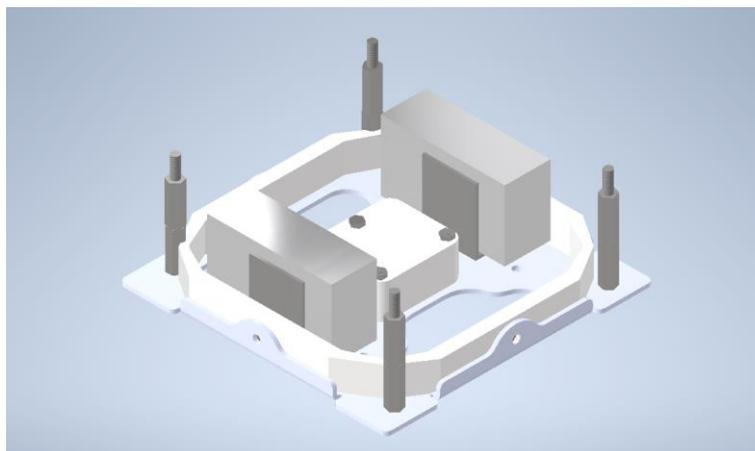


Ilustración 44: Piso BOT

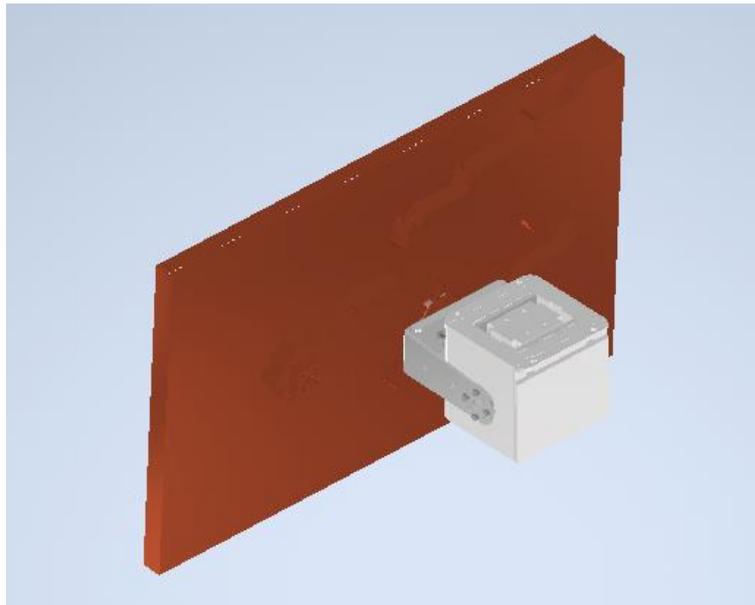


Ilustración 45: Bottom

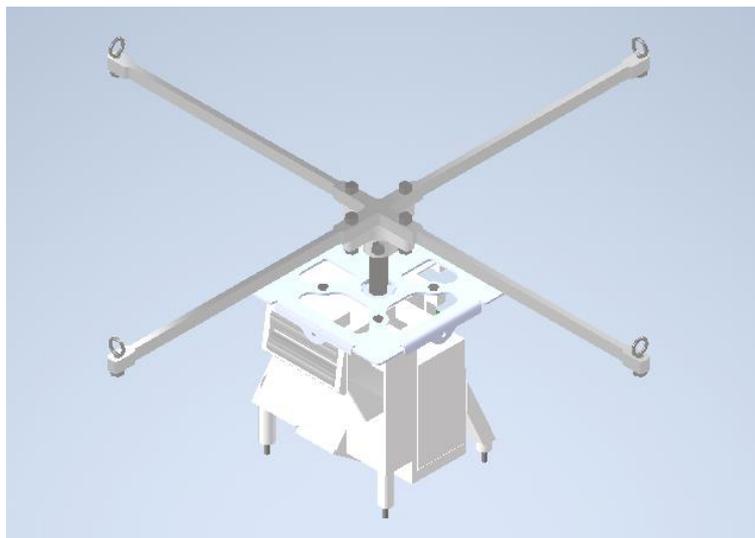


Ilustración 46: TOP

Tras incluir todas las medidas se ha concluido que tanto sin contar con la radiación solar como contando con ella se obtienen resultados satisfactorios.

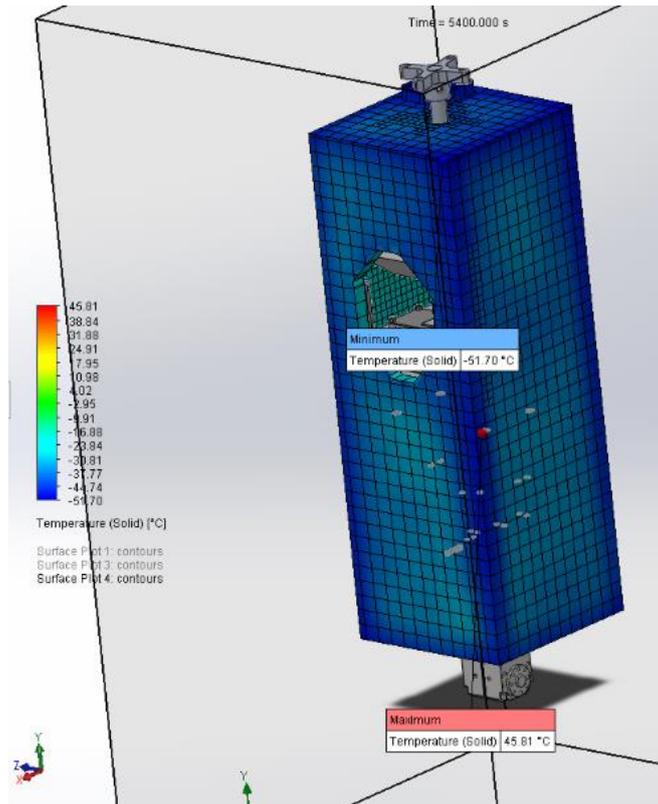


Ilustración 47: Temperaturas máxima y mínima sin radiación

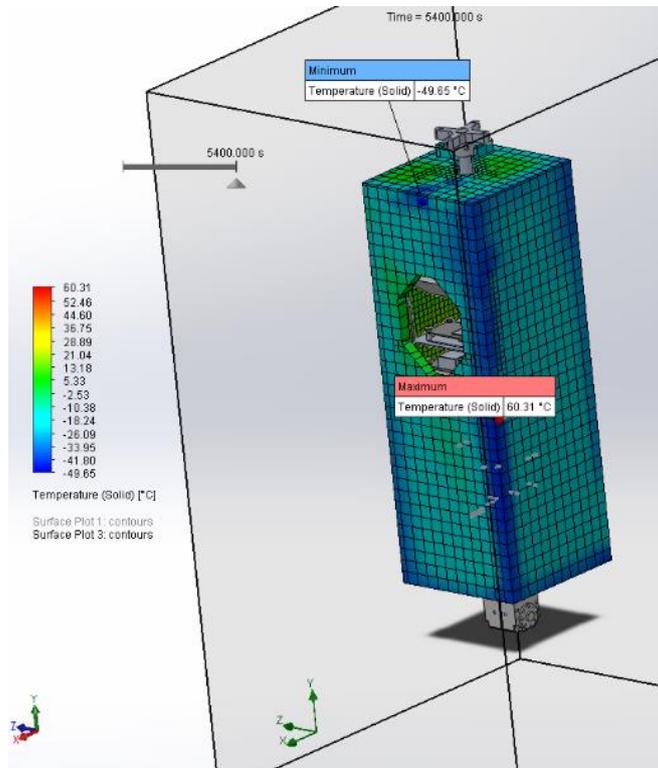


Ilustración 48: Temperaturas máxima y mínima con radiación

El conjunto es estructuralmente válido pesando unos 4.5kg.

Para más detalle tanto térmica como estructuralmente ver el documento de cálculos.

8. Protocolo de pruebas y verificación.

Se utilizará un congelador de hasta -40°C y una olla despresurizada para introducir el prototipo y testear distintos escenarios para así validar las simulaciones.

Se utilizará a -10°C para comprobar el comportamiento de la batería utilizada, ya que es crítico asegurar que, a esas temperaturas, aunque como dice el fabricante funciona (hasta -20°C), tiene la capacidad de descarga total, es decir, de energía entregada, que debería.

Se comprobará primero el comportamiento de uno de los pisos, expuesto (sin aislante) y disipando como en la fase de operación. Este piso se elegirá tomando en consideración que disipe un mínimo de potencia en operación y que sus componentes no sean muy costosos. Se usarán -40°C y se probarán a 0.5 atm, 0.3 atm y 0.1 atm, sucesivamente.

Después, se introduce el conjunto sin el aislante de XPS en el congelador, dejando que opere en condiciones de ascenso en cuanto a disipación de calor. La temperatura será de -40°C y la presión se establecerá en 0.2 atm. Con los datos obtenidos de presión y temperatura se simula la misma prueba y se comparan los resultados.

La última prueba propuesta consiste en repetir la anterior, pero montando el aislante. Se operará durante hora y media simulando el ascenso y operación.

Además, se harán dos lanzamientos de prueba donde se probarán los sistemas y en los que se podrá comprobar que todo funciona como se espera. Esto permitirá comprobar el comportamiento en el caso real previamente a la demostración completa del funcionamiento del prototipo. Es para estas pruebas que resulta interesante la pata de aterrizaje, para permitir reutilizar la antena.

9. Costes.

El coste del prototipo desarrollado por este proyecto viene desglosado en sus distintas partidas de gasto en la *Tabla 2*. El beneficio industrial y el IVA no aplican al ser un prototipo de uso interno.

Tabla 2: Coste total

Concepto		Coste (€)
Material	Coste de elementos comerciales	192,02
	Coste de fabricación	404,61
Mano de obra	Costes laborales	307,83
Presupuesto de ejecución material (PEM)	PEM	904,46
	Gastos generales (17%PEM)	153,76
Presupuesto total		1058,22

Se puede ver el desglose de cada uno de esos gastos de material y de mano de obra en el documento de "*Presupuesto*".

DOCUMENTO 2:
Anexo de cálculos.

Índice de contenidos

1.	Introducción	6
2.	Cálculos térmicos.....	7
a)	Introducción	8
i.	Almacenamiento térmico	8
ii.	Conducción térmica	8
iii.	Convección térmica.....	10
iv.	Radiación térmica	12
v.	Régimen transitorio y volúmenes finitos.....	12
vi.	Condiciones ambientales	14
vii.	Fuentes de radiación.....	16
viii.	Condiciones de los componentes.....	18
b)	Análisis previo.....	22
c)	Mejora térmica del portaservo inferior.	23
d)	Diseño térmico del aislante del Cubesat.....	25
e)	Mejora térmica del servo superior.....	27
f)	Dimensionamiento de los calentadores de los servos.....	28
g)	Radiación	36
h)	Conclusión	38
3.	Cálculos estructurales.....	41
i)	Diseño del enganche de la antena.....	42
j)	Diseño del estabilizador (cruz estabilizadora).....	45
k)	Diseño del eje	47
l)	Diseño de unión estabilizador a eje.	49
m)	Verificación de la validez de la estructura y los “plates”.....	52
n)	Diseño mecánico del portaservo	57
o)	Diseño del brazo de la antena.....	59
p)	Validación de tornillos.....	60
q)	Validación de pata de aterrizaje.....	62

Índice de tablas

Tabla 1: Componentes y sus características.....	18
Tabla 2: Mallas calentadoras	30
Tabla 3: Mallas calentadoras y las corrientes que demanda cada una con 7.5V ..	34
Tabla 4: Recubrimientos de protección al calor radiado	37
Tabla 5: Resultados cálculo de tensión-Eje	48
Tabla 6: Tensiones en los plates y CSs.....	53
Tabla 7: Esfuerzos según la sección-Tornillos a 77N	61

Índice de ilustraciones

Ilustración 1: Conducción en la simulación.....	9
Ilustración 2: Conducción de componente a placa	10
Ilustración 3: Capa límite de convección obtenida en la simulación.....	11
Ilustración 4: Informe de simulación.....	13
Ilustración 5: Configuración de Flow freezing.....	13
Ilustración 6: Altura según el tiempo transcurrido en el ascenso	14
Ilustración 7: Configuración de simulación tiempo-altura	14
Ilustración 8: Perfil de temperatura con relación a la altura (desfase T_0 de +7°C)	15
Ilustración 9: Perfil de presión (kPa) con relación a la altura.....	15
Ilustración 10: Radiación de albedo en un sistema espacial. (β : ángulo entre la vertical y los rayos del sol).....	16
Ilustración 11: Resultado sin protección	22
Ilustración 12: Muestras de temperaturas	22
Ilustración 13: Estado servo inferior	24
Ilustración 14: Temperaturas portaservo	24
Ilustración 15: Temperaturas exteriores del aislante.....	25
Ilustración 16: Temperatura del interior	26
Ilustración 17: Temperaturas características del interior	26
Ilustración 18: Temperatura del servo superior antes de mejoras	27
Ilustración 19: Temperatura del servo superior tras las mejoras	28
Ilustración 20: Curva de tensión-tiempo de descarga de la ficha técnica.....	28
Ilustración 21: Tablas de la ficha técnica mA-mAh	29
Ilustración 22: Horas de servicio (eje horizontal) en función de mA de descarga..	29
Ilustración 23: Malla calentadora	30
Ilustración 24: Malla calentadora lista para usar	31
Ilustración 25: Estado de temperatura del servo con el calentador al rededor.....	32
Ilustración 26: Mejora al poner la malla a los lados	33
Ilustración 27: Temperatura del servo superior con calentador a 1.5W	33
Ilustración 28: Resultado calentadores al 50% y 27.7%.....	35
Ilustración 29: Estado de la batería	35
Ilustración 30: Temperatura del servo inferior	36
Ilustración 31: Resultado con radiación y recubrimiento de Aluminized Kapton ..	37
Ilustración 32: Estado global del conjunto.....	38
Ilustración 33: Temperaturas máxima y mínima sin radiación	39
Ilustración 34: Temperaturas máxima y mínima con radiación	39
Ilustración 35: Velocidad del flujo	39
Ilustración 36: Temperaturas del flujo	40
Ilustración 37: Presión en kPa en función de la altura en km	42
Ilustración 38: Coeficiente de forma de una placa perpendicular al flujo.....	43
Ilustración 39: Tensión de Von Mises-Enganche de la antena.....	43

Ilustración 40: Desplazamientos por deformación-Enganche de la antena	44
Ilustración 41: Esfuerzo cortante (escalones de 19.25 MPa)	45
Ilustración 42: Esfuerzo flector	46
Ilustración 43: Tensión de Von Mises-Estabilizador	46
Ilustración 44: Desplazamientos por deformaciones-Estabilizador	46
Ilustración 45: Coeficiente de concentraciones de tensiones (k_t)-Eje (fuente Shigley)	47
Ilustración 46: Tensión de Von Mises-Eje	48
Ilustración 47: Desplazamientos por deformaciones-Eje.....	48
Ilustración 48: Equivalencia a vigas desglosado en 3D	49
Ilustración 49: Brazos de unión a eje: Equivalencia a viga	50
Ilustración 50: Coeficiente de concentraciones de tensiones (k_t)-Unión a eje (fuente Shigley)	50
Ilustración 51: Tensión de Von Mises-Unión a eje	51
Ilustración 52: Tensión de Von Mises-Estructura	53
Ilustración 53: Tensión de Von Mises-Top plate vista superior	54
Ilustración 54: Tensión de Von Mises-Top plate vista inferior	54
Ilustración 55: Simulación del Top plate cambiando la forma de fijación	55
Ilustración 56: Deformaciones del Top plate.....	55
Ilustración 57: Deformaciones de la estructura	55
Ilustración 58: Deformaciones del Bottom plate	56
Ilustración 59: Tensión de Von Mises-Portaservo	57
Ilustración 60: Deformaciones-Portaservo	57
Ilustración 61: Vista de sección del camino de las fuerzas	58
Ilustración 62: Refuerzo del portaservo	58
Ilustración 63: Tensión de Von Mises-Brazo	59
Ilustración 64: Tensión Von Mises-Brazo zona a compresión.....	59
Ilustración 65: Desplazamiento por deformación-Brazo	60
Ilustración 66: Medida del ángulo entre la fuerza al c.d.g.....	63
Ilustración 67: Primera zona de mayor tensión en la caída.....	63
Ilustración 68: Segunda zona de mayor tensión en la caída.	64
Ilustración 69: Distribución de la fuerza hacia el Cubesat.....	64

Índice de ecuaciones

Ecuación 1: Capacidad térmica de un cuerpo.	8
Ecuación 2: Conducción térmica en superficie plana	9
Ecuación 3: Radiación solar directa en función de la distancia a este	16
Ecuación 4: Radiación solar por albedo planetario	16
Ecuación 5: Radiación de la Tierra	17
Ecuación 6: Equilibrio térmico, $Q_{\text{absorbido}}=Q_{\text{emitido}}$	17
Ecuación 7: Ecuación de equilibrio de un sistema espacial	17
Ecuación 8: Potencia del OCXO en función del ambiente	21
Ecuación 9: Línea de tendencia	30
Ecuación 10: Fuerza de arrastre	43
Ecuación 11: Momento resistente a flexión del estabilizador	45
Ecuación 12: Tensión a flexión.....	45
Ecuación 13: Esfuerzo a tracción.....	47
Ecuación 14: Esfuerzo cortante	60
Ecuación 15: Esfuerzo de aplastadura	61
Ecuación 16: Energía cinética	62
Ecuación 17: Fuerza transmitida en el impacto al Cubesat.....	62

1. Introducción

Como se indica en la memoria, el prototipo de satélite operará en la estratosfera hasta 25km de altura, con una operación de media hora tras la hora de ascenso.

No solo es necesario conseguir un conjunto que soporte las condiciones atmosféricas y de radiación en función del comportamiento de los componentes del satélite, sino que además debe ser lo más ligero posible, ya que de ello depende el helio necesario para poder realizar el ascenso.

Por ello se divide la simulación en dos apartados, el diseño mecánico-estructural y el diseño térmico.

Estas simulaciones y cálculos se han hecho de forma iterativa a lo largo del desarrollo, sin embargo, se muestra exclusivamente la solución adoptada.

2. Cálculos térmicos.

Previamente a tratar el diseño pasivo y activo, se procede a tratar los conceptos fundamentales de ingeniería térmica, y dada la complejidad del problema a resolver, con miles de nodos espaciales y con condiciones desconocidas y transitorias, no resulta práctico realizar cálculos por lo que se usarán estos conceptos y fórmulas para validar las simulaciones.

Al ser un problema térmico transitorio de muchos elementos es complejo estimar manualmente la evolución de los componentes, ya que se desconoce de qué materiales está compuesto cada uno de los elementos y en qué cantidad.

Así pues, las pruebas de operación deberán tratar de estimar la capacidad de absorber calor por grado centígrado, lo que se mide con el producto $m \times C_p$ de cada componente, siendo m la masa de cada componente y C_p el calor específico del componente (que resultará del promedio entre sus materiales), de esta manera se podrá contrastar con lo simulado. Se describe cómo obtener este dato en el apartado de pruebas.

Hay que apuntar previamente que el calor fluirá según la escala de color de las simulaciones de rojo a amarillo, de ahí a verde y de ahí a azul.

Aunque el análisis se ha realizado de forma transitoria, solo se mostrarán imágenes de momentos puntuales, que serán o el instante final del ascenso, final de la operación, o algún caso particular que se observe que algún componente tiene como crítico y sea relevante.

a) Introducción

A continuación, se tratará el almacenamiento de calor, la conducción, la convección, la radiación, el estado transitorio, las condiciones ambientales y radiativas, y los componentes.

i. Almacenamiento térmico

El almacenamiento térmico es la capacidad de un material de absorber calor por unidad de cambio de temperatura. Hay varias formas de almacenamiento térmico, el sensible y el latente.

El almacenamiento térmico sensible implica el calentamiento o enfriamiento de un material sin cambiar su estado físico. Cuando el material recibe calor, aumenta su temperatura y si cede calor disminuye.

El almacenamiento térmico latente implica el uso de materiales con cambio de fase. De modo que cuando se calienta un líquido, por ejemplo, se mantiene a una temperatura constante hasta que cambia de fase.

Para el caso a tratar, no se va a utilizar el latente, mientras que el sensible estará en todos los componentes aportando inercia térmica.

La cantidad de calor almacenado depende de factores como la diferencia de temperatura, la masa y el calor específico (C_p).

Ecuación 1: Capacidad térmica de un cuerpo.

$$Q = m * C_p * \Delta T$$

ii. Conducción térmica

La conducción de calor es la transferencia de energía térmica a través de un material debido a la diferencia de temperatura entre dos puntos. Puede darse dentro de un mismo sólido o entre sólidos. En el caso de gases o líquidos se habla de convección ya que las partículas se mueven de posición. En este proceso, la energía se transmite de las zonas más calientes a las más frías. Los materiales conductores permiten que el calor se mueva fácilmente a través de ellos, mientras que los aislantes térmicos lo dificultan.

La cantidad de calor transferido por una cara plana depende de factores como la diferencia de temperatura, la conductividad térmica del material, la superficie de contacto y la distancia entre los puntos de temperatura.

Ecuación 2: Conducción térmica en superficie plana

$$Q_x = \left| -k * A * \frac{\partial T}{\partial x} \right| = \frac{k * A}{e} * \Delta T$$

La *Ecuación 2* ha permitido validar las simulaciones realizadas, ya que los datos de convección son desconocidos y variables, pero los de conducción son constantes.

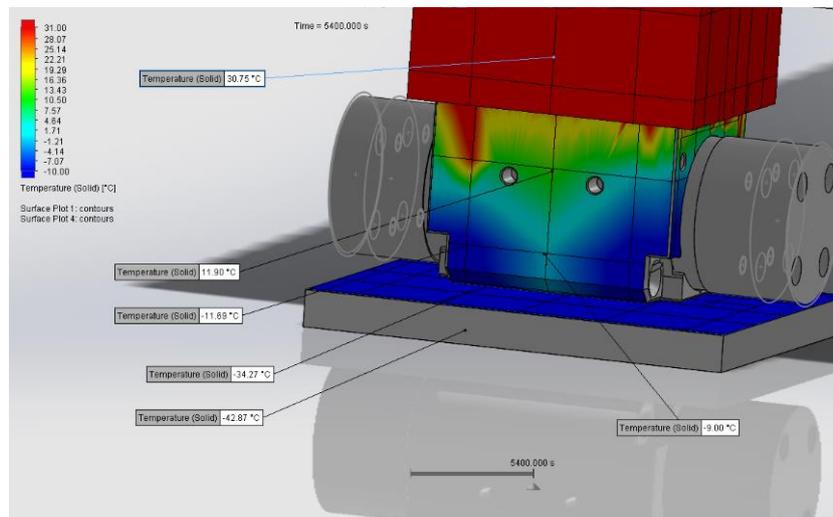


Ilustración 1: Conducción en la simulación.

Como se puede observar en la *Ilustración 1*, el servo tiene un gradiente de temperatura desde la fuente de calor hasta donde se evacua principalmente el calor. En el caso del servo se tiene un material poco conductor ($k \approx 0.2 \frac{W}{m^2 * K}$), que hace que el gradiente sea visible en la escala de colores planteada. En el caso del aislante inferior no se observa en colores, pero se ve que, pese a ser de solo 8mm consigue una diferencia de temperatura de casi 9°C de su cara exterior a la interior, gracias a su baja conductividad ($k \approx 0.04 \frac{W}{m^2 * K}$).

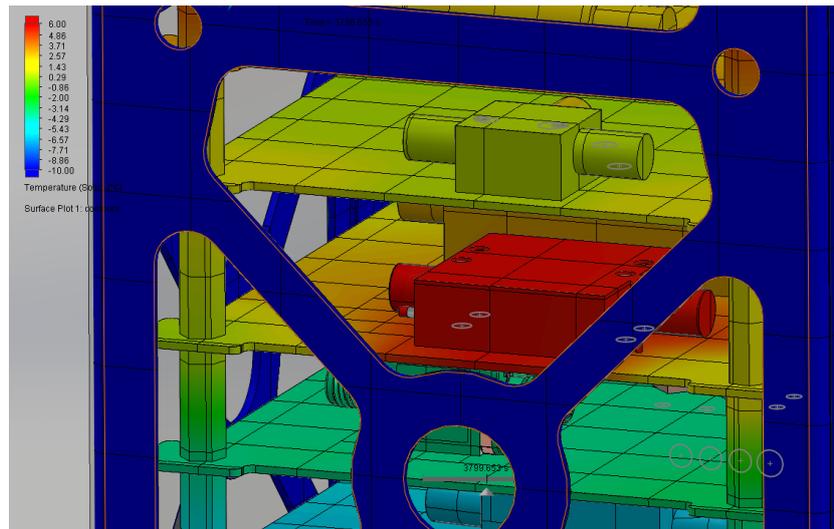


Ilustración 2: Conducción de componente a placa

También se observa la *Ilustración 2* el fenómeno de la conducción. Pese a que el ZVE disipa suficiente temperatura como para calentarse por encima de su límite en la media hora de operación, suponiendo que opere solo y en vacío, al tener la placa conduce calor a los otros componentes del piso y por los stand-offs se pasa calor al piso inferior. Esto hace que además se aumente la superficie de intercambio de calor por convección, de forma que la evacuación se mantiene (más superficie y menos diferencia de temperatura) mientras que el componente no se sobrecalienta.

iii. Convección térmica

La convección es otro proceso de transferencia de calor, pero a diferencia de la conducción, este ocurre entre sólidos y fluidos.

En la convección, el calor se transfiere mediante el movimiento de las moléculas del fluido. Esto se debe a que, cuando una parte del fluido se calienta, se vuelve menos densa y tiende a ascender, mientras que el fluido más frío y denso tiende a descender. Este movimiento de fluido genera corrientes de convección que transportan el calor a través del medio.

La cantidad de calor transferido depende de factores como la diferencia de temperatura, la conductividad térmica del fluido y de la superficie de contacto.

La conductividad térmica del fluido es variable. Depende características particulares de cada caso como de la velocidad del fluido, la densidad, la rugosidad del material, entre otras.

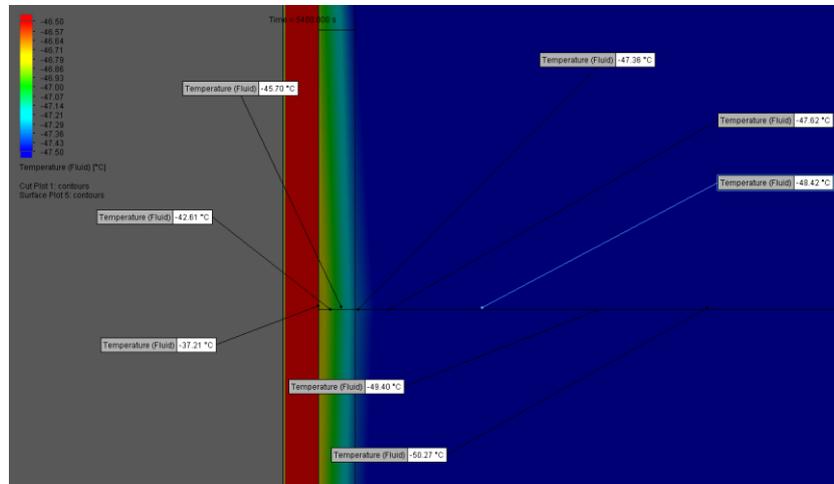


Ilustración 3: Capa límite de convección obtenida en la simulación.

Se aprecia en la *Ilustración 3* gracias al gradiente de temperaturas mostrado en color y en valores el fenómeno de la capa límite, que es donde ocurre el intercambio de calor. Se aprecia como los cambios de temperatura cerca de la cara (la cara del sólido es lo que está en rojo) son mucho más grandes para una distancia dada que respecto a los cambios cuando se está más lejos. Se pasa de -37.21°C a -47.36°C en mucha menos distancia de la que se pasa de -47.36°C a -50.27°C .

En el caso de este proyecto no se controlará la convección, siendo forzada en condiciones de intemperie y siendo natural si se aíslan zonas.

iv. Radiación térmica

La radiación térmica es el proceso mediante el cual la energía térmica se transfiere en forma de ondas electromagnéticas (radiación) desde un cuerpo a otro, sin requerir un medio material para su propagación. Esta forma de transferencia de calor puede ocurrir incluso en el vacío. Por ello los satélites tienen conducción entre sus componentes, generación de calor, captación de calor del sol y radiación de calor al espacio.

La radiación térmica sigue la ley de Stefan-Boltzmann, que establece que la cantidad total de energía radiada por un objeto es proporcional a la cuarta potencia de su temperatura absoluta (en kelvin).

La cantidad de radiación térmica emitida por un objeto depende de su temperatura y de sus propiedades físicas, como su emisividad. La emisividad es diferente según la longitud de onda de la radiación, siendo la absorptividad y la emisividad iguales para una misma longitud de onda.

v. Régimen transitorio y volúmenes finitos.

El régimen transitorio es el fenómeno que sucede durante un período de tiempo durante el cual un sistema térmico experimenta cambios en su temperatura. Es decir, durante el estado transitorio, el sistema no ha alcanzado el régimen permanente.

Se utilizan métodos numéricos para resolver el estado transitorio a lo largo del tiempo, generando una serie de nodos de temperatura asociados al tiempo (en vez de al espacio como los volúmenes finitos).

Para el caso en cuestión, se estudiará el transitorio ya que se ha comprobado que no se alcanza el régimen estacionario en ningún momento.

Para ello se utilizarán volúmenes finitos (EM), que junto a los métodos numéricos nos darán una estimación de temperatura en cada uno de los nodos del mallado establecido para los EM.

Parameter	Value
Status	Solver is finished.
Total cells	71,656
Fluid cells	39,947
Solid cells	31,709
Fluid cells contacting solids	21,541
Iterations	4,589
Last iteration finished	22:46:38
CPU time per last iteration	00:00:01
Travels	27.0627
Iterations per 1 travel	170
Flow freezing	On
CPU time	1 : 25 : 44
Calculation time left	0 : 0 : 0
Physical time	5400 s
Current time step	6.67933 s

Ilustración 4: Informe de simulación

Se utiliza para simular SolidWorks Flow Simulation y se configura introduciendo el ensamblaje con todos los materiales definidos, las condiciones atmosféricas, la radiación y el comportamiento de los materiales ante la radiación, y, además, se bloquea el cálculo de las condiciones del flujo periódicamente con el ajuste “Flow freezing” que reduce el consumo computacional al no tener que calcular los miles de nodos de fluido simulados. Se hace que congele el estado del flujo durante 20 iteraciones, y seguido retoma el cálculo durante 200 iteraciones. Esto permite que durante 20 iteraciones aumente el “time step” acelerando la simulación, pero gracias a las 200 iteraciones sin congelar el flujo se mantiene un resultado aceptable. Se ha verificado que tras 2150s el resultado varía en menos de 1°C, pasando de simular el proceso entero en una semana a tardar solo una hora. Se volvió a verificar tras 5400s de simulación (ascenso y operación completos).

Flow Freezing		
Freezing strategy	Periodic	▼
Start	1	Travels ▼
Freezing period	20	Iterations
No freezing period	200	Iterations
Time step (Freezing)	[auto]	▼

Ilustración 5: Configuración de Flow freezing

vi. Condiciones ambientales

La *Ilustración 6* muestra la relación tiempo (horas) y altura (km) en X e Y respectivamente, durante el ascenso.

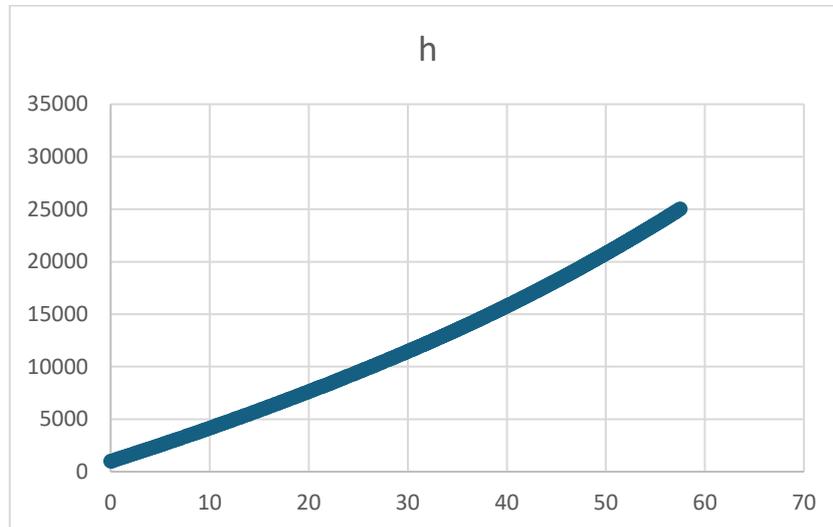


Ilustración 6: Altura según el tiempo transcurrido en el ascenso

Que se aproxima al simular a los datos que muestra la *Ilustración 7*:

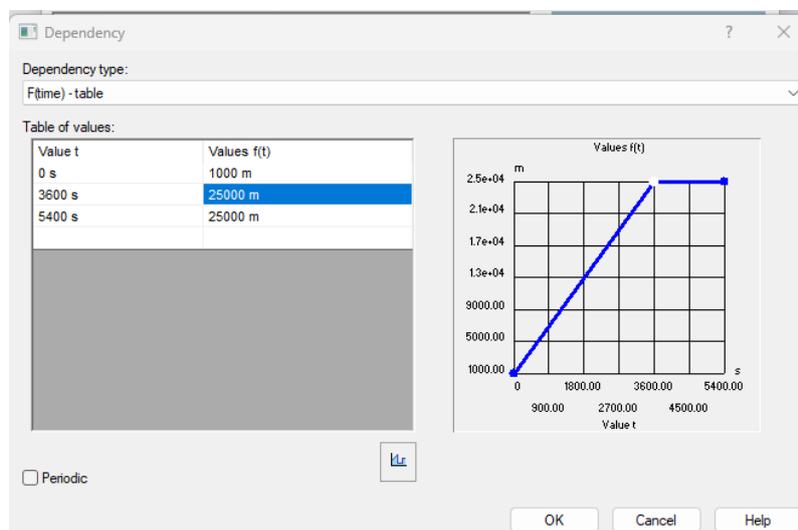


Ilustración 7: Configuración de simulación tiempo-altura

Las condiciones ambientales exactas son desconocidas, ya que dependen de las condiciones climáticas del día de lanzamiento. Sin embargo, se tiene un perfil promedio de la presión y temperatura atmosféricas. Este perfil viene integrado en la herramienta de simulación de SolidWorks. La *Ilustración 8* tiene un aumento de la temperatura inicial de 7°C respecto a la usada en las simulaciones.

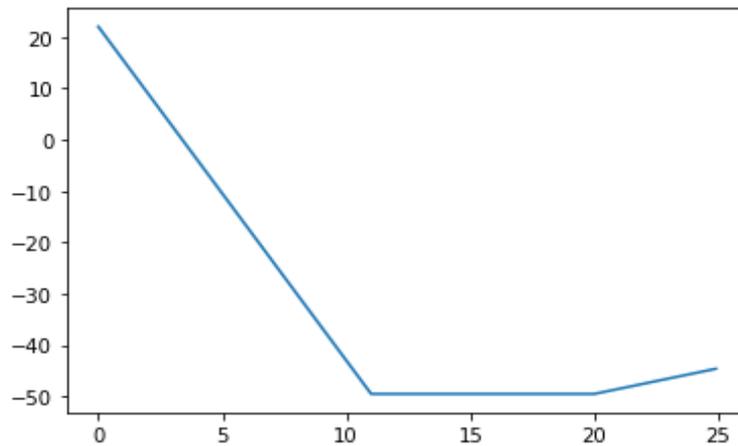


Ilustración 8: Perfil de temperatura con relación a la altura (desfase T_0 de $+7^{\circ}\text{C}$)

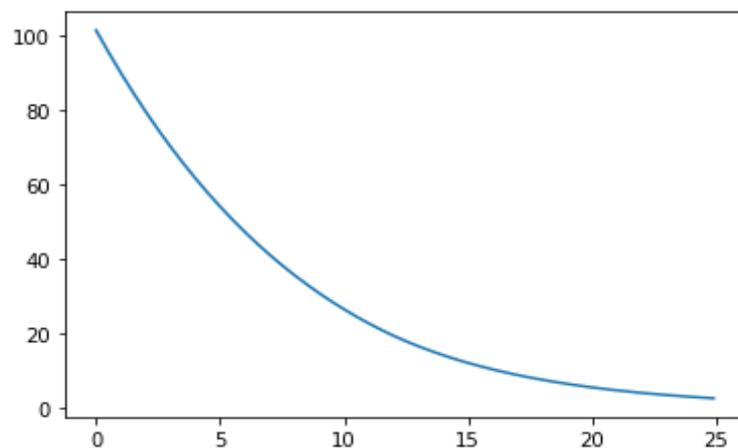


Ilustración 9: Perfil de presión (kPa) con relación a la altura

Además, habrá condiciones de viento variables y desconocidas. Lo único que se puede asumir es que la convección con el aire exterior será una convección forzada, y solo si se toman medidas que hagan a los componentes trabajar con aire quieto se limitará la convección a convección natural.

Según baja la presión baja el coeficiente de convección, sin embargo, dado que la variación de temperatura fomenta el aumento de pérdidas de calor, la variación de la convección se ve aminorada, es decir, es igual de relevante la convección en toda la operación, dado que no se alcanza del todo las condiciones de vacío típicas de un satélite en el espacio.

Ante el desconocimiento de la velocidad del viento se supone un viento constante de 5m/s en X y en Y y de -6m/s en Z (un promedio de la velocidad de ascenso).

vii. Fuentes de radiación

Hay tres radiaciones que valorar, la solar, la terrestre y la de otros planetas. Dado que no se operará en el espacio se desprecia la radiación interplanetaria. Del libro de "Spacecraft Systems Engineering" de Wiley se extraen las ecuaciones de esta sección.

La radiación solar varía en función de la distancia al sol según la *Ecuación 3*:

Ecuación 3: Radiación solar directa en función de la distancia a este

$$J_s = \frac{P}{4\pi * d^2}$$

Siendo J_s la radiación solar, P la potencia total que genera y emite el sol que es de $3.856 * 10^{26}$ W, y $4\pi * d^2$ la superficie de la esfera a la distancia (d) a la que se desea conocer la radiación solar.

Se tiene que la radiación solar que incide sobre la Tierra es de 1371 ± 5 W/m². En caso de no recibir la radiación directamente, puede recibirla indirectamente por el fenómeno de albedo (J_a).

Ecuación 4: Radiación solar por albedo planetario

$$J_a = J_s * a * F$$

Siendo a el albedo planetario (0.31-0.39 para la Tierra) y F el factor de visibilidad que se obtiene de la *Ilustración 10*, donde se puede apreciar que empieza a dar valores a F a partir de los 100km de altura sobre el nivel del mar, cuando en este caso el máximo serán 25km, por lo que al no trabajar en la LEO (Low Earth Orbit) la radiación por albedo se ignorará.

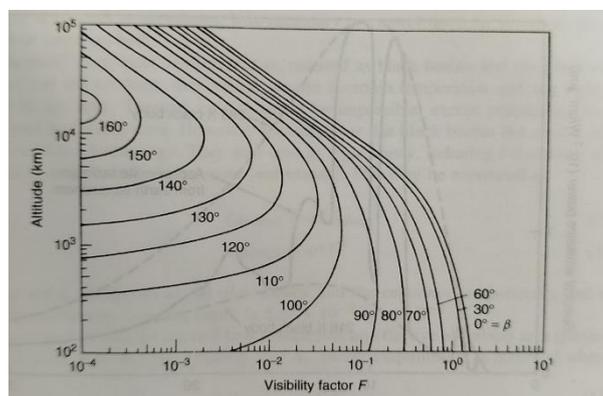


Ilustración 10: Radiación de albedo en un sistema espacial. (β : ángulo entre la vertical y los rayos del sol)

Para la simulación en SolidWorks se configura estableciendo una altitud. Dado que la radiación máxima que tiene disponible es a 10000m, aproximadamente el punto medio de este caso se simula con una radiación constante equivalente a esa altura.

En cuanto a la radiación planetaria, como se ha dicho, al estar en la estratosfera se desprecia el efecto que tengan otros planetas sobre el control térmico. Sin embargo, se debe tener en cuenta la radiación de la tierra que se rige por la *Ecuación 5*:

Ecuación 5: Radiación de la Tierra

$$J_p = 237 * \frac{R_{rad}^2}{R_{orbit}}$$

Siendo 237 W/m^2 la radiación promedio que emite la tierra a nivel del suelo, J_p la radiación de la tierra, R_{rad} el radio de la tierra y R_{orbit} el radio de la órbita. Siendo el radio de la tierra 6378km, se obtiene que la radiación pasará de 237 a 235.15 W/m^2 durante el proceso.

Al ser una radiación que va a ser parcialmente bloqueada por la antena, y ya de por sí representa menos del 20% de la radiación solar, no se añadirá esta fuente de calor a la simulación, para reducir la demanda computacional.

Para un sistema espacial la ecuación de la temperatura de equilibrio sería la de la *Ecuación 7* deducida de la *Ecuación 6* que establece que el calor recibido del sol más el del planeta más el generado por el sistema debe ser igual al calor radiado para que el sistema esté en equilibrio.

Ecuación 6: Equilibrio térmico, $Q_{absorbido} = Q_{emitido}$

$$(A_{solar} * J_s + A_{albedo} * J_a) * \alpha + A_{planetary} * J_p * \varepsilon + Q = A_{surface} * \sigma * T^4 * \varepsilon$$

Ecuación 7: Ecuación de equilibrio de un sistema espacial

$$T^4 = \frac{A_{planetary} * J_p}{A_{surface} * \sigma} + \frac{Q}{A_{surface} * \sigma * \varepsilon} + \frac{A_{solar} * J_s + A_{albedo} * J_a}{A_{surface} * \sigma} * \frac{\alpha}{\varepsilon}$$

Siendo T la temperatura de la superficie del sólido, $A_{planetary}$ el área sobre el que se recibe radiación planetaria, A_{solar} el área sobre el que recibe radiación solar, Q el calor generado internamente, ε la emitancia, α la absorptividad, σ la constante de Stefan-Boltzmann. La absorptividad es la capacidad de un sólido de absorber la radiación recibida y la emitancia

es la capacidad de emitirla. Para una misma longitud de onda ambas son iguales según la Ley de Kirchoff de la termodinámica, sin embargo, dado que el sol radia a longitudes de onda diferentes a las que radian los objetos al espacio, el valor equivalente variará, como se observa en la *Tabla 4*.

Ya que el prototipo no alcanza el régimen estacionario, no procede resolver esta ecuación para el caso estudiado.

viii. Condiciones de los componentes

Se muestra a continuación en la *Tabla 1* las temperaturas límite de los componentes y la potencia que disipan, así como el material con el que se introduce a la simulación (material similares en densidad y conductividad a la realidad en caso de no ser el real, por ejemplo, PLA es ABS o HIPS), así como otros datos de interés.

Tabla 1: Componentes y sus características

COMPONENTE	Pdis (W)	MÓDULO	UD/MÓD	Tmin	Tmax	Material
B205mini-i	2	TOP	1	-40	85	PCB
DISIPADOR IBE	-	TOP	1	-	-	Aluminio
SERVO	0,5	TOP	1	-5	85	ABS
PORTATOP	-	TOP	1	-	-	PLA
EJE GLOBO	-	TOP	1	-	-	Aluminio
Batería	0	TOP	1	-20	60	Aluminio
Top plate	-	TOP	1	-	-	Aluminio
Aislante servo	-	TOP	1	-	-	XPS
UNION CRUZ	-	TOP	1	-	-	Aluminio
CRUZ	-	TOP	1	-	-	Aluminio
RPT	-	TOP	1	-	-	ABS
CALENTADOR TOP	6,6W, 50%	TOP	1	-	-	Aluminio
ANTENA GPS	0	TOP	1	-40	85	ABS
Portapilas	-	TOP	1	-	-	ABS
GOPRO	0	TOP	1	0	70	ABS
PILAS REDONDAS	0	TOP	2	-40	60	Aluminio
Placa OBC	0	OBC	1	-20	85	PCB
Porta OBC	-	OBC	1	-	-	Aluminio
Cobre	-	OBC	1	-	-	Cobre
Bandeja	-	OBC	1	-	-	Aluminio
Stand-off	-	OBC	8	-	-	Acero
THD 15 -1212	1,08	EPS	1	-40	85	Aluminio
TEN 8-1212 (1)	0,33	EPS	2	-40	85	Aluminio
TEN 8-2411 WI	0,3	EPS	1	-40	85	Aluminio

COMPONENTE	Pdis (W)	MÓDULO	UD/MÓD	Tmin	Tmax	Material
TVN 5-2410WI	0,41	EPS	1	-40	85	Aluminio
Placa EPS	-	EPS	1	-	-	PCB
Cobre	-	EPS	5	-	-	Cobre
Soporte EPS	-	EPS	1	-	-	Aluminio
Bandeja	-	EPS	1	-	-	Aluminio
Stand-off	-	EPS	8	-	-	Acero
ALF51	4	DHS	1	-40	85	PCB
COBRE	-	DHS	1	-	-	Cobre
Soporte ALF51	-	DHS	1	-	-	Aluminio
Bandeja	-	DHS	1	-	-	Aluminio
Stand-off	-	DHS	8	-	-	Acero
Chip OSC	0,233	OSC	1	-40	85	ABS
Bandeja	-	OSC	1	-	-	Aluminio
Soporte OSC	-	OSC	1	-	-	Aluminio
Cobre	-	OSC	1	-	-	Cobre
Porta VBFZ	-	OSC	2	-	-	Aluminio
Stand-off	-	OSC	4	-	-	Acero
OCXO	0,5	OSC	1	-40	85	ABS
PCB OBC	-	OSC	1	-	-	PCB
VBFZ-3590-S+	0	OSC	2	-40	85	Aluminio
VBFZ-6260-S+	0	AMP	2	-55	100	Aluminio
ZX60-83LN-S+	0,265	AMP	2	-40	85	Aluminio
Porta VBFZ	-	AMP	2	-	-	Aluminio
Bandeja	-	AMP	1	-	-	Aluminio
Stand-off	-	AMP	4	-	-	Acero
ZMDB-24H-K+	0	MIX	2	-40	85	Aluminio
Bandeja	-	MIX	1	-	-	Aluminio
Stand-off	-	MIX	4	-	-	Acero
ZBSS-10G-S+	0	TX	1	-40	85	Aluminio
ZVE-143X-S+	4,53	TX	1	-40	85	Aluminio
ZX60-06183LN+	0,72	TX	1	-40	85	Aluminio
Bandeja	-	TX	1	-	-	Aluminio
Stand-off 20mm	-	TX	4	-	-	Acero
BWS20	0	RX	1	-55	100	Aluminio
ZBSS-10G-S+	0	RX	1	-40	85	Aluminio
ZX60-05113LN+	0,265	RX	1	-40	85	Aluminio
D3C9	0,1	RX	1	-20	65	Aluminio
Bandeja	-	RX	1	-	-	Aluminio
Stand-off	-	RX	4	-	-	Acero
RFSP2TA0612G	0,4	CAL	1	-40	85	Aluminio
ZUDC30-02183-S+	0	CAL	1	-55	85	Aluminio

COMPONENTE	Pdis (W)	MÓDULO	UD/MÓD	Tmin	Tmax	Material
Bandeja	-	CAL	1	-	-	Aluminio
Stand-off	-	CAL	4	-	-	Acero
GNSS (GPS)	0,5	BOTTOM	1	-40	85	ABS
Bottom plate	-	BOTTOM	1	-	-	Aluminio
Pilas 9V	0	BOTTOM	2	-20	60	Aluminio
Porta pilas	-	BOTTOM	2	-	-	Aluminio
Porta insertos	-	BOTTOM	1	-	-	ABS
Stand-off	-	BOTTOM	8	-	-	Acero
BRAZO	-	ANTENA	1	-	-	Aluminio
PATA ATERRIZAJE	-	ANTENA	1	-	-	HIPS
SERVO	0,5	ANTENA	1	-5	85	ABS
PORTASERVO INF	-	ANTENA	1	-	-	ABS
CALENTADOR INF	6,6w, 27.7%	ANTENA	1	-	-	Aluminio
AISLANTE LAT 2	-	ANTENA	1	-	-	PUR
AISLANTE INF 1	-	ANTENA	1	-	-	PUR
SEPARADOR	-	ANTENA	2	-	-	ABS
ESTRUCTURA L	-	Estructura	1 Con corte 1 Sin corte	-	-	Aluminio
Aislante	-	Estructura	1	-	-	XPS

Se utilizan los valores de presión y temperatura aportados por el perfil de SolidWorks en función de la altura sobre el nivel del mar. Se parte de 1000m y tarda una hora en alcanzar los 25000, posteriormente, durante la media hora siguiente se mantiene a 25000m.

Las potencias disipadas se han obtenido de las fichas técnicas o de probar los componentes, mientras que se ha deducido que el OCXO a presión atmosférica tiene la siguiente ecuación que determina la potencia que lo mantiene en temperatura.

Hay que comentar primero que es un componente que opera a una temperatura constante de más de 85°C, ya que es su temperatura máxima de operación y no puede refrigerarse a sí mismo, solo calentarse. De modo que se supone que opera entre 85°C y 100°C. Esta temperatura es la temperatura interna del cristal que calienta. Por ello suponer que todo el componente está a esa temperatura es erróneo. No se tienen datos exactos, solo se sabe que están aislados y que por fuera no se nota el calor. Por ello se plasma la siguiente ecuación, pero a efectos de simulación se establece una potencia de disipación que mantenga la temperatura entre 20 y 40°C, para simular un promedio que afecte al entorno de forma realista.

Ecuación 8: Potencia del OCXO en función del ambiente

$$P = 1.5 * \frac{T_{OCXO} - T_{ext}}{T_{OCXO} - 25^{\circ}C}$$

Se deduce la *Ecuación 8* de la ficha técnica del OCXO, donde además de indicarse que a 25°C disipa 1.5W, se indica que su potencia máxima es 3.5W (se indica que es lo que consume al arrancar) por lo tanto, se puede suponer que si 3.5W es la $P_{máx}$ entonces es lo que consume a la temperatura mínima de operación, caso en el que más disipará.

Aun así, estableciendo la temperatura del OCXO como 85°C en todo su volumen, su entorno se mantiene dentro de los límites, por lo que con esto queda asegurado que no será un problema.

En el apartado de pruebas se comenta sobre la comprobación del consumo y de la temperatura exterior.

b) Análisis previo.

Dadas las condiciones de viento (convección forzada), poca disipación de calor y alta conductividad de los sólidos en contacto con el aire se puede anticipar que el ascenso se producirá a unas temperaturas próximas al ambiente incluso pese a la radiación solar (que no se introduce aún en las simulaciones).

Se muestra en la *Ilustración 11* el estado del conjunto sin proteger al final de la operación, tras una hora de ascenso y media de operación.

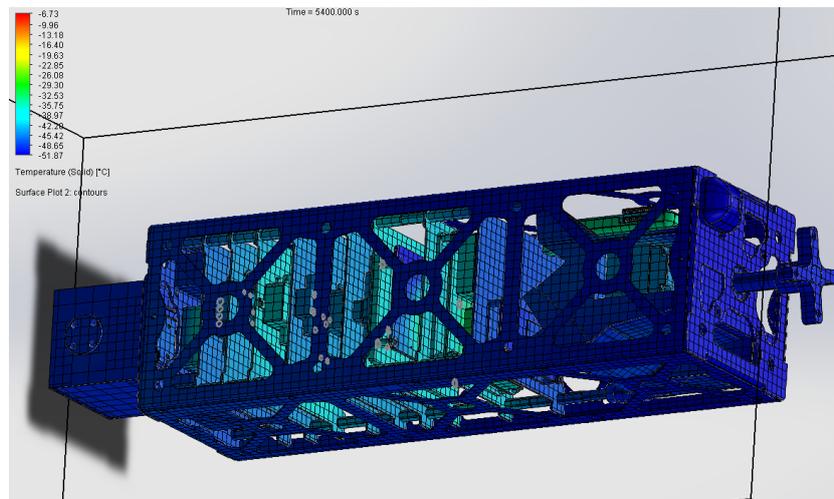


Ilustración 11: Resultado sin protección

Se puede observar que las temperaturas son excesivamente bajas tal y como se esperaba.

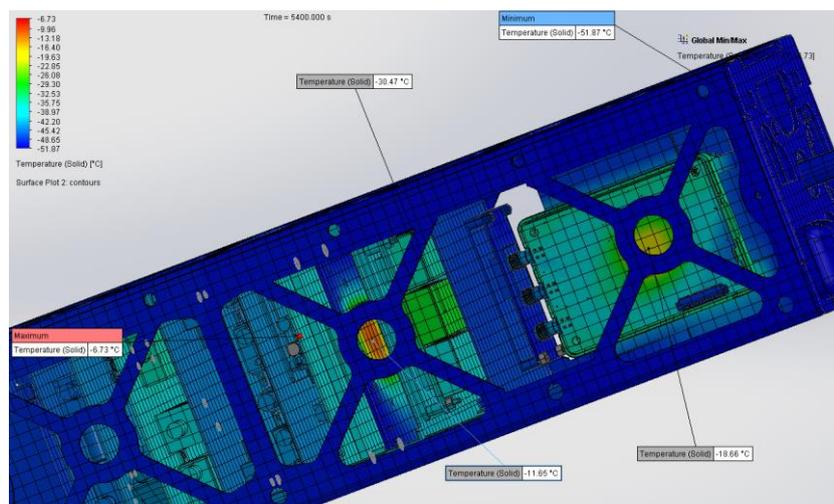


Ilustración 12: Muestras de temperaturas

c) Mejora térmica del portaservo inferior.

El servo inferior tiene un problema que no tiene ningún otro componente, está fuera del Cubesat. Esto implica que necesita un tratamiento particular.

Para compensar las pérdidas de calor se proponen primero elementos de control térmico pasivos.

Se baraja utilizar un aislante de placa de XPS, pero se concluye que será mejor utilizar poliuretano expandido, ya que se adaptará mejor al espacio y no dejará huecos.

Se hace el hueco necesario en el portaservo para introducir 8mm de aislante, que es el espesor mínimo que se necesita para poder apuntar bien con la boquilla del bote en el que viene el aislante. En caso de no ser suficiente aislante se puede ampliar.

Este cambio complica el diseño ya que los tornillos con los que se amarra al Cubesat no se pueden mover, pero al ser una pieza impresa en 3D y se puede buscar una solución fabricable.

Además, al no tener protección alguna por su eje, se propone utilizar dos separadores (uno por cada lado) de PLA que hagan de rotura de puente térmico, impresos en 3D, de modo que no son macizos y tienen su interior hueco al 80%. En la simulación esto no se incluye, se asumen macizos, por lo que en cuanto a enfriamiento que es lo que preocupa, es una situación más desfavorable a la realidad.

Se introducirá un calentador, esto se tratará más adelante ya que se requiere un análisis en conjunto de ambos servos, con relación al tipo de calentadores y a las pilas que los alimenten.

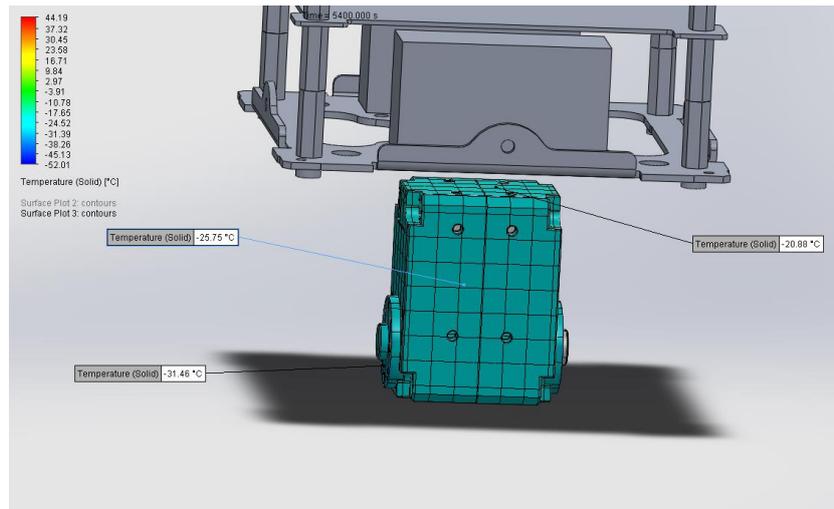


Ilustración 13: Estado servo inferior

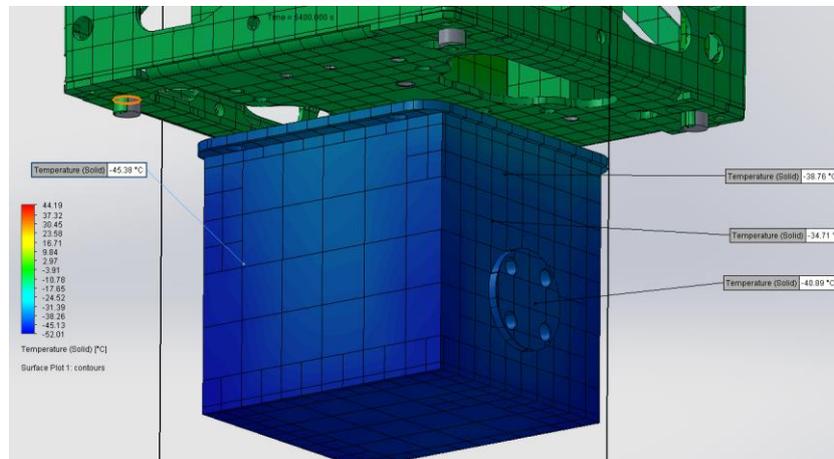


Ilustración 14: Temperaturas portaservo

Se puede observar que no cumple con la temperatura mínima de -5°C , pero es un resultado positivo. Se tienen dos opciones, aumentar el aislamiento o añadir una disipación de potencia, que es la que se va a realizar en el apartado correspondiente más adelante.

d) Diseño térmico del aislante del Cubesat.

Tras los resultados obtenidos se concluye que se necesita aislar el Cubesat del exterior. Esto lleva dos partes, aislamiento térmico y estanqueidad. Es decir, reducir las pérdidas de calor por convección más conducción, y reducir las pérdidas por filtraciones de aire (salida de aire caliente y entrada de aire frío).

Se propone colocar una placa de XPS de 9mm (la más pequeña encontrada) y se realiza un diseño de modo que sea obtenible pegando distintos recortes de ésta.

Se espera que al sellar correctamente las juntas esta propuesta aporte suficiente estanqueidad. En las pruebas se debe verificar esto, y de no ser así se debe revisar la causa o añadir un film a lo largo de todo el Cubesat.

La apertura de la cámara supone un reto, ya que se debe sellar, pero ser transparente. Se utilizarán dos láminas de FEP transparente, que son flexibles pero resistentes. Se usan dos para poner una por fuera y otra por dentro, de modo que se genere una ventana de doble "vidrio".

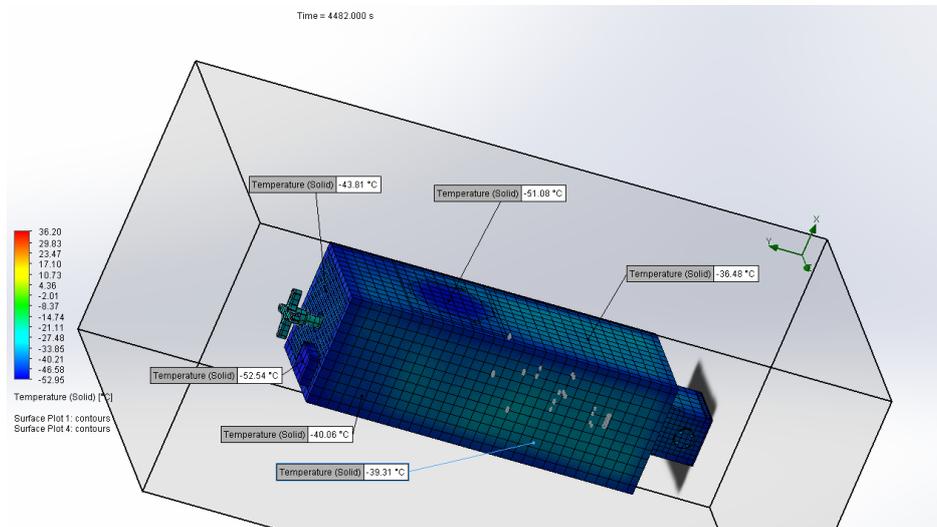


Ilustración 15: Temperaturas exteriores del aislante

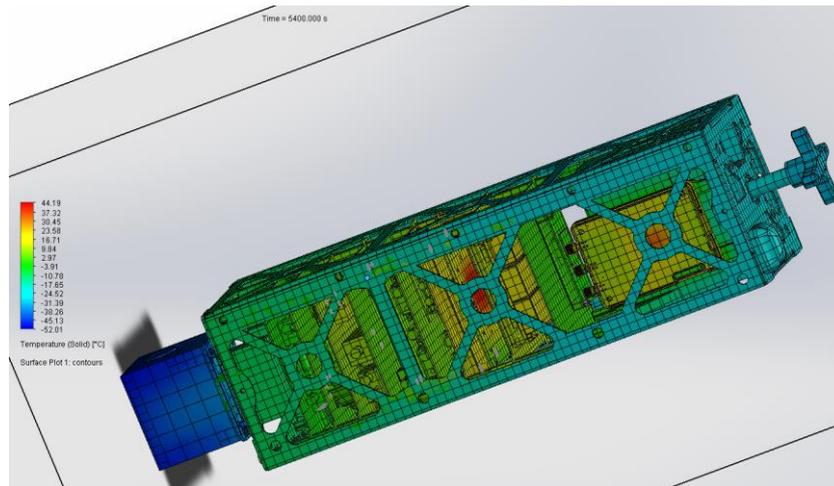


Ilustración 16: Temperatura del interior

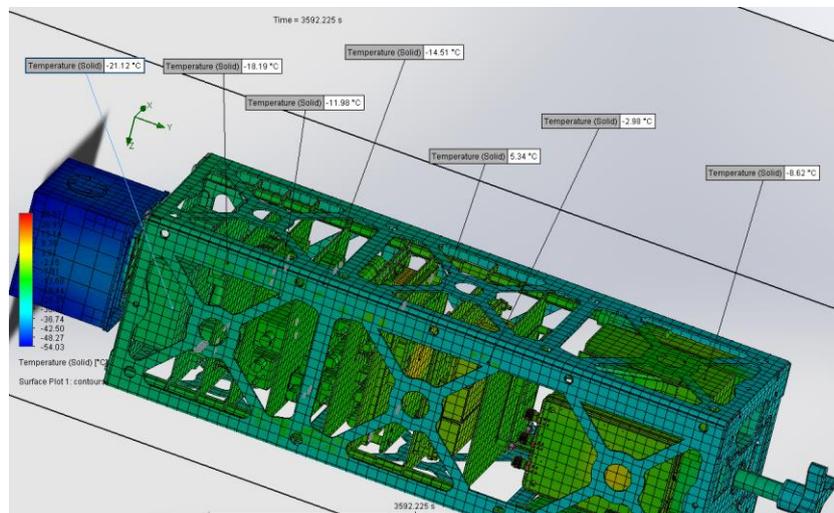


Ilustración 17: Temperaturas características del interior

Se concluye que, a excepción de los servos, esta medida es suficiente para mantener los componentes por encima de su límite inferior de temperatura.

e) Mejora térmica del servo superior.

Se decide añadir una pieza impresa en 3D igual que en el servo inferior, de forma que haga de rotura de puente térmico con el eje de aluminio. En este caso el espesor es menor, pero seguirá teniendo un relleno del 20%, y no macizo como se simula. También se añade un corte rectangular de XPS de forma que se cierre la entrada del servo, creando una cámara propia. Además, se añadirá, aunque no se simule sellado, poliuretano expandido para cerrar el hueco por el que sale el cable.

Todas estas medidas ayudan a reducir la demanda de potencia del servo superior, lo cual será necesario al tener la ventana para la cámara.

Se introducirá un calentador, esto se tratará más adelante ya que se requiere un análisis en conjunto de ambos servos, con relación al tipo de calentadores y a las pilas que los alimenten.

Se muestran primero los resultados sin las mejoras añadidas en este apartado en la *Ilustración 18*.

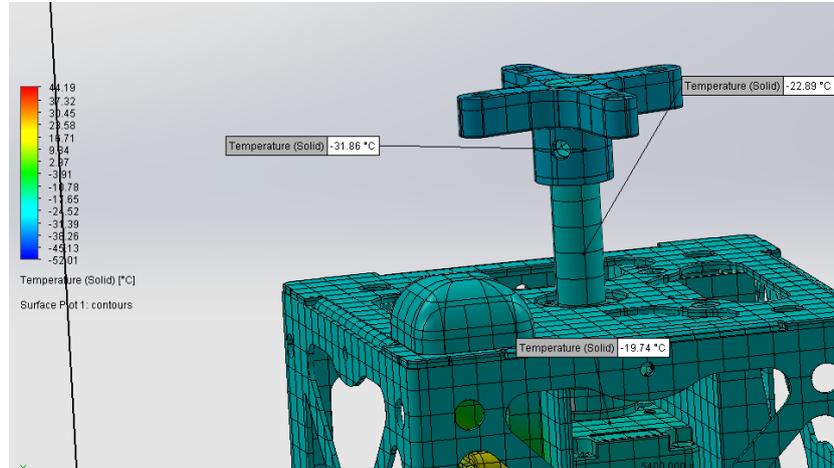


Ilustración 18: Temperatura del servo superior antes de mejoras

Y tras añadir las mejoras se observan los resultados de la *Ilustración 19*.

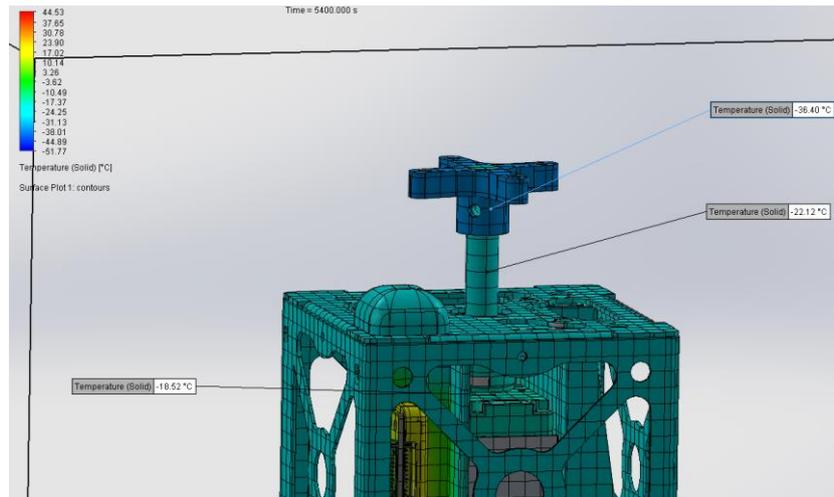


Ilustración 19: Temperatura del servo superior tras las mejoras

Se muestran las temperaturas del servo, del Eje en el exterior y del Unión a eje. Se observa que estando a las mismas condiciones, pero aislado, el servo está 1.2°C más caliente. La diferencia es tenue, pero ayudará al control térmico pese a lo poco que cuesta implementar estas medidas.

f) Dimensionamiento de los calentadores de los servos.

Una vez cubierta la estructura, se ha visto que el interior mantiene unas condiciones razonables, a excepción del servo superior que está en ella, así como el inferior.

Ambos servos requieren de elementos de gestión térmica activos, por lo que se les añade una malla resistiva que aporte calor. La cuestión pues es cómo proceder a ello.

Se dispone de pilas de 9V (se observa en la ficha que la tensión cae a 7.5V al operar) que aguantan hasta -20°C , y se pueden utilizar hasta una por servo.

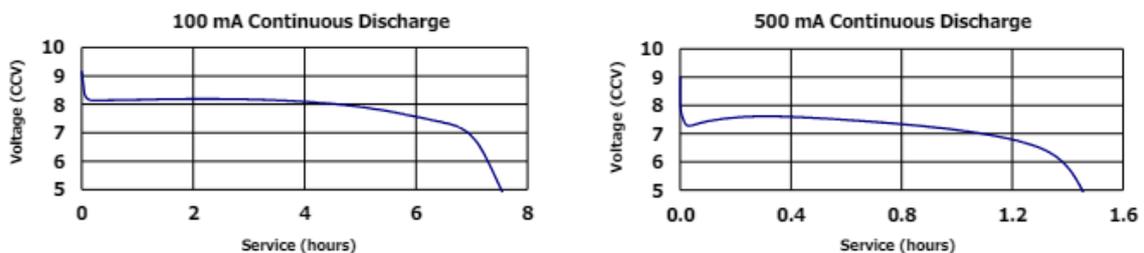


Ilustración 20: Curva de tensión-tiempo de descarga de la ficha técnica

Analizando la ficha técnica se observa que en función de la corriente demandada la duración de la pila es diferente. Es evidente que a mayor consumo (W) menor duración (Wh/W=h). A ello se le suma que una mayor potencia supone una mayor corriente, que

no solo pasa por la malla resistiva, sino que también por la resistencia interna de la pila, aumentando las pérdidas de energía, siendo esto justificante de la variación no lineal de la caída de duración frente al aumento de potencia.

Se observa a en la *Ilustración 21*, en las tablas aportadas en la ficha técnica por el fabricante de la pila, que la descarga de la pila hasta 5.4V produce en función de la corriente demandada una disponibilidad variable de potencia, que viene expresada como “performance” en mAh.

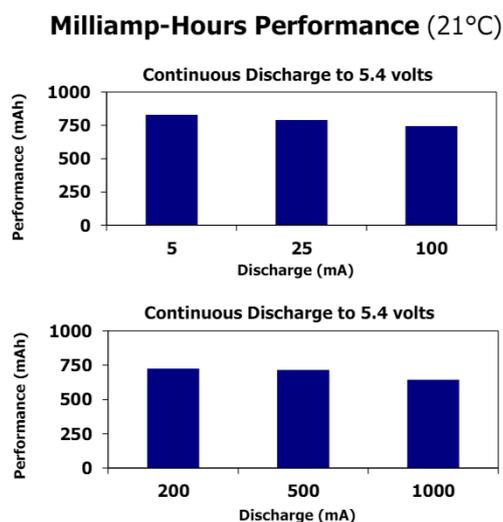


Ilustración 21: Tablas de la ficha técnica mA-mAh

De los gráficos de la *Ilustración 21* se puede deducir el tiempo de duración en función de la demanda de corriente, al tenerse de datos mAh y mA.

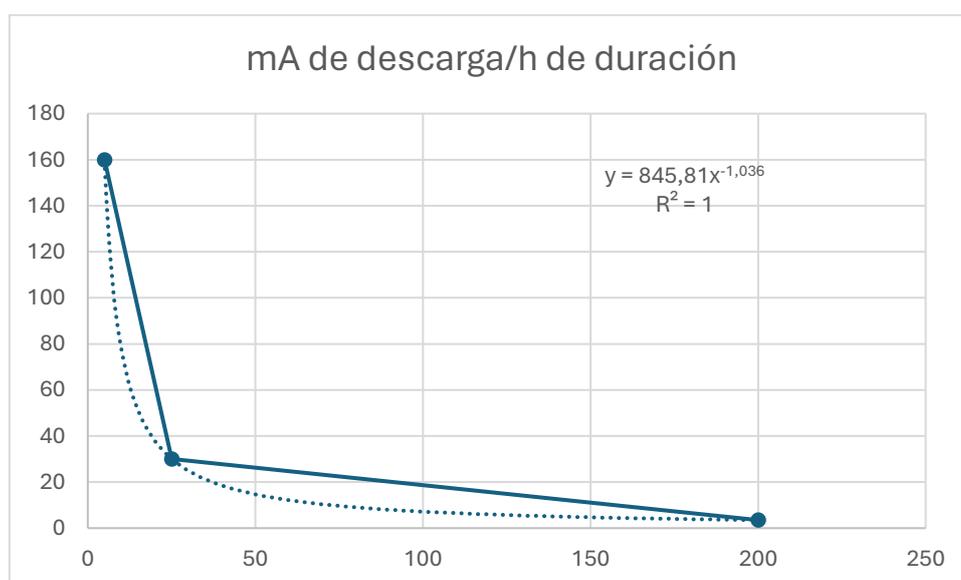


Ilustración 22: Horas de servicio (eje horizontal) en función de mA de descarga

Se observa que sigue una línea de tendencia exponencial, siendo la fórmula del gráfico la que define la duración que tendrá la pila en función de lo que se la solicite.

Ecuación 9: Línea de tendencia

$$t = 840.7 * I^{-1.035}$$

Siendo t el tiempo en horas e I la corriente en mA.

En cuanto a la malla resistiva, se tienen dos dimensiones.

Tabla 2: Mallas calentadoras

Elemento	Medida (cm)	Resistencia a	
		temperatura ambiente	Resistencia en caliente según fabricante
Calentador grande	15	8,5	11,09
Calentador pequeño	10	5,4	7,04

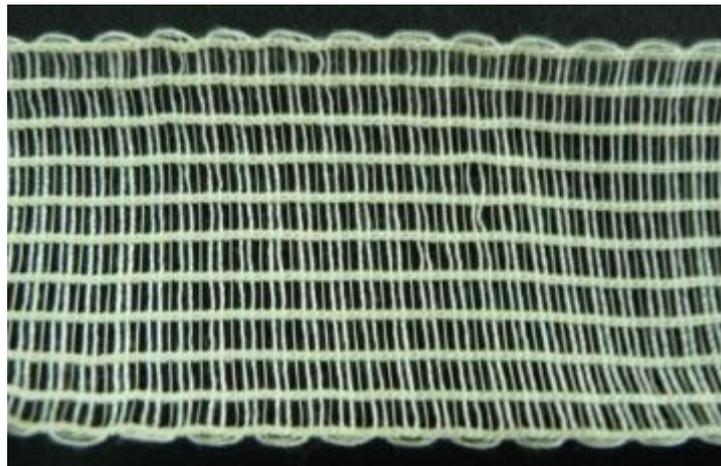


Ilustración 23: Malla calentadora



Ilustración 24: Malla calentadora lista para usar

Con esto se valora realizar una de las siguientes opciones:

Con medida, pero sin control

1. Una pila para cada servo, hasta que se gaste: se aportarían 6-7W a cada servo, calentándolos en exceso durante 40-45 minutos (0.7535h), después las pilas se agotan y se enfriarán los servos. Esta solución queda por ello descartada.
2. Una pila para los dos servos, R_{grande} en paralelo: Esta solución no es viable dado que las resistencias demandarán más corriente de la que puede aportar la pila.
3. Una pila para los dos servos, R_{grande} en serie: Al producir un divisor de tensiones esto hace que se aporten 1.5W aproximadamente a cada servo.
4. Una pila para los dos servos, $R_{\text{pequeña}}$ en paralelo: Igual que el caso 2.
5. Una pila para los dos servos, $R_{\text{pequeña}}$ en serie: Ocurre parecido al caso 3, esto hace que se aporten 2.4W aproximadamente a cada servo. Esta solución es viable solo con dos pilas, ya que una sola duraría poco más de una hora. No resulta interesante.
6. Una pila para una $R_{\text{pequeña}}$ en serie con una R_{grande} : Esto aporta potencias de 1.7 y 1.5W respectivamente.

Con medida y control

Esto requiere conectar las resistencias al control, lo que añade trabajo y complejidad. Es una solución muy apropiada, ya que la energía con dos pilas sería suficiente para

compensar desviaciones por relevantes que sean, dando un margen seguridad operativo.

1. Una pila para cada servo, hacer un bucle con histéresis de forma manual: Esta opción se descarta porque ya de hacerlo así, sería mejor un control automático por lo que se describe a continuación. Además, si hubiera problemas con la comunicación se perdería el control.
2. Una pila para cada servo, programar un bucle con histéresis controlando la temperatura de forma automática: El control automático requiere poco esfuerzo más que el manual, y aporta un control más fiable, no dependiendo de que el responsable se fije de que la temperatura ha caído ni de que se mantenga la conexión correcta en todo momento. Al colocar dos pilas habría energía suficiente para compensar cualquier desviación.

Por lo tanto, se han estudiado y simulado los casos 3 y 2'.

Antes de mostrar los resultados, cabe adelantar que se observa en las simulaciones que el servo inferior es especialmente sensible a la colocación de la malla térmica. Se ha estado simulando la malla doblada a la mitad y envuelta alrededor (ver elemento en rojo en la *Ilustración 26*), sin embargo, esto es negativo dado que está en la posición más alejada de la entrada principal de frío, que será a través de los separadores.

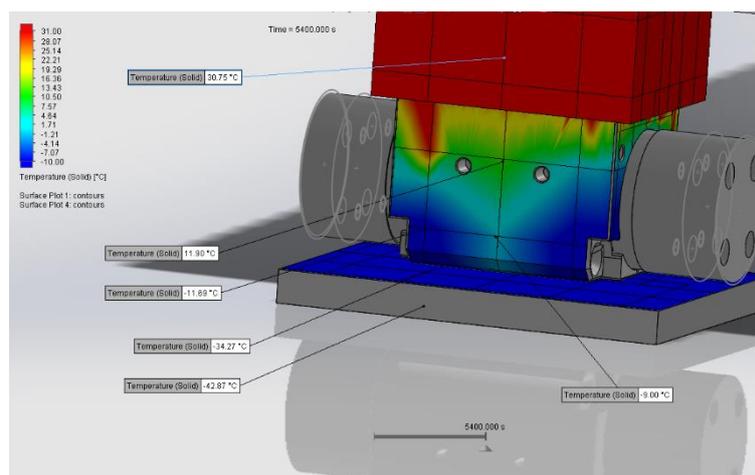


Ilustración 25: Estado de temperatura del servo con el calentador al rededor

Las temperaturas medidas en los peores puntos con la malla térmica a los lados sí son favorables como muestra la *Ilustración 27*.

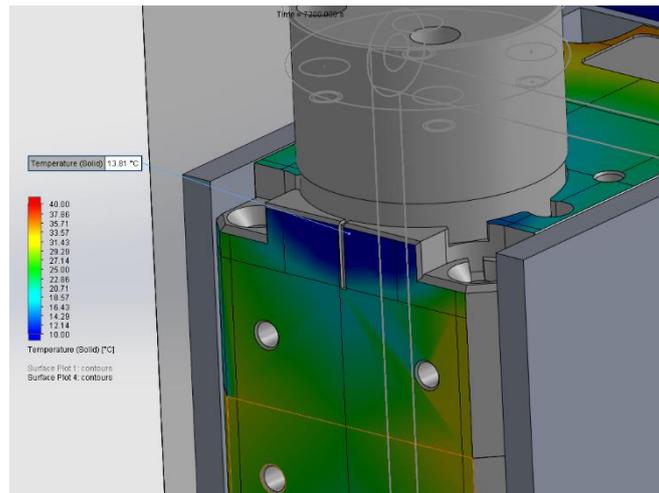


Ilustración 26: Mejora al poner la malla a los lados

Por lo tanto, la solución a adoptar requiere tener la aportación de calor más cercana a los separadores como se ha mostrado.

Una pila para los dos servos, R_{grande} en serie

Esta solución permitiría a una pila durar hora y media, justo lo que se necesita. Los resultados deben aportar un margen de seguridad suficiente para que si la duración resulta ser menor poder completar la operación. Se observa que térmicamente es suficiente para ambos, sin embargo, el servo superior no podrá cumplir al introducir la apertura para la cámara.

Se muestra en la *Ilustración 28* los resultados obtenidos.

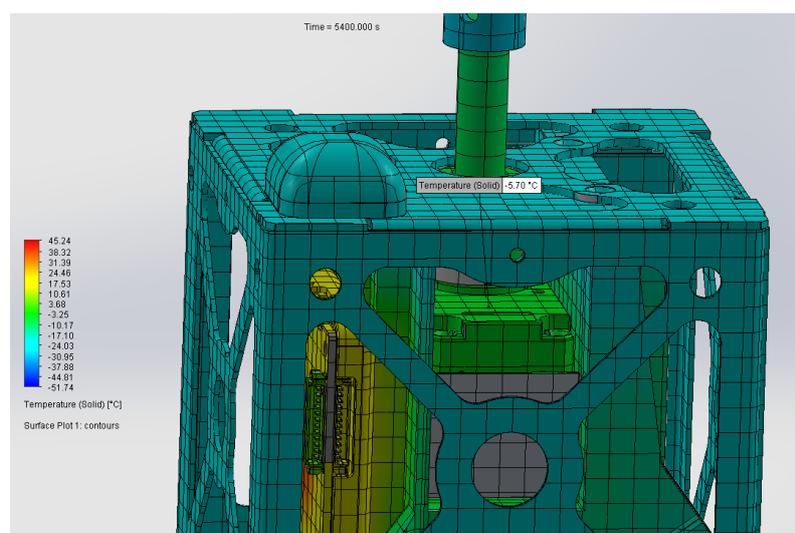


Ilustración 27: Temperatura del servo superior con calentador a 1.5W

Como se ve, 1,5W no son suficiente para el servo superior, ya que no se mantiene por encima de los -5°C , mucho menos de los 5°C y 10°C de margen de seguridad mínimo y del deseado, respectivamente.

Una pila para cada servo y control automático

Al haber una pila para cada resistencia se tiene que se operará a elevadas corrientes. Por lo tanto, se propone utilizar la resistencia grande para disminuir la corriente demandada, ya que la resistencia pequeña excedería el 1A de corriente máxima de la pila:

Tabla 3: Mallas calentadoras y las corrientes que demanda cada una con 7.5V

Elemento	Medida (cm)	Corriente Tamb	Corriente en caliente según fabricante
Calentador grande	15	0,882	0,676
Calentador pequeño	10	1,38	1,05

Según estos datos se tiene que en el peor de los casos (Tamb) la pila duraría 45 minutos a 6.6W. Al ser una potencia elevada se asume que se calentaría el servo en exceso, alcanzando la temperatura superior demandada y, por lo tanto, dejando de consumir durante un rato.

Tras haber realizado varias simulaciones se estima que el servo superior necesitará calentarse el 50% del tiempo y el inferior el 28%. De ser así, el servo superior tiene 10 minutos de margen más los grados de diferencia a su temperatura mínima, y el inferior tiene capacidad de operar durante 3 horas.

Se simula con 6.6W operando al 50% y al 27.7% del tiempo.

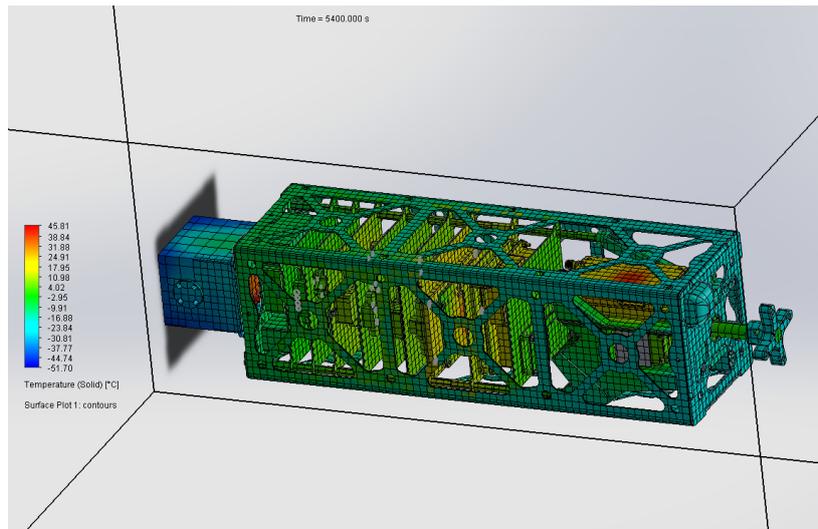


Ilustración 28: Resultado calentadores al 50% y 27.7%

Se observa que el servo superior está muy cercano al límite establecido de 0°C. Esto se debe a los intervalos de calentamiento establecidos, que en vez de rondar 10-30°C, están entre 0-20°C. Sin embargo, dado que esta simulación simula la no influencia del sol, en todo caso real cabe esperar que esté igual o más caliente. Por ello, se da por válido el intervalo, aunque al ser controlado de forma automática, el código hará que no baje de 15°C.

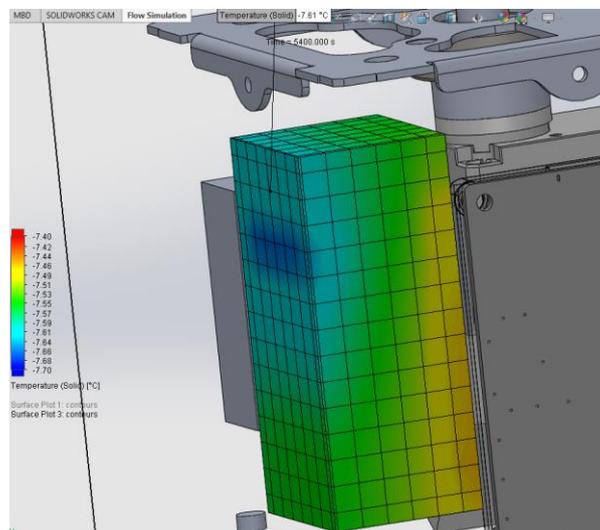


Ilustración 29: Estado de la batería

En cuanto a la batería, sería preferible mantenerla más caliente, pero al estar dentro del rango de temperatura, se esperará a ver los resultados introduciendo la radiación solar. Además, se probará el comportamiento de la batería a -10°C en las pruebas para verificar que a esas condiciones tiene la capacidad de descarga deseada.

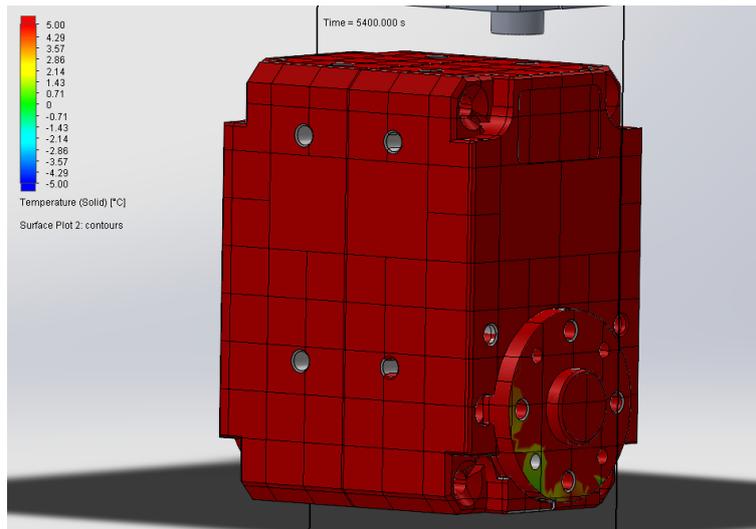


Ilustración 30: Temperatura del servo inferior

Se puede observar que el servo inferior está a más de 5°C y que tiene pequeñas zonas frías en donde se unen los separadores.

Y dado que se regula el calor en función de la temperatura, se puede suponer que la temperatura relevante en este caso será la que aporte el sensor de temperatura que se le colocará al servo, ya que los datos del sensor que tiene integrado no se conocerán hasta que comience la operación, y es necesario regular la temperatura durante el ascenso. Se le pedirá mediante código una temperatura mínima con suficiente margen de seguridad, de 15°C siendo -5°C el límite del servo, y una histéresis de 10°C, de modo que oscile entre 15°C y 25°C.

g) Radiación

Una vez validado el diseño se introduce la radiación solar. No se ha añadido antes para agilizar las simulaciones y porque se espera que no tenga una influencia crítica una vez se aplique el recubrimiento protector, que se va a tratar ahora.

Se utilizará un recubrimiento superficial sobre el XPS. En cuanto al portaservo y el portatop, se imprimirá en blanco.

Del libro de “Spacecraft Systems Engineering” de Wiley se extraen los siguientes datos de posibles datos de interés.

Tabla 4: Recubrimientos de protección al calor radiado

Surface	Absortance	Emitance	α/ϵ
White paint (silicone)	0,26	0,83	0,31
White paint (silicate)	0,12	0,9	0,13
Aluminized kapton (kapton outside)	0,4	0,63	0,63
Aluminized FEP	0,16	0,47	0,34
Silver coated FEP	0,08	0,78	0,1

Según la ley de Kirchoff ϵ y α no son variables independientes, de hecho, son valores iguales para una misma longitud de onda. La *Tabla 4* ya tiene esto en cuenta y ofrece una estimación del promedio en función de la absortividad de las frecuencias que radia el sol (pico de intensidad a $0.45\mu\text{m}$), y las frecuencias a las que emiten los satélites en el espectro infrarrojo (pico de intensidad a $10\mu\text{m}$).

Cuanto más bajo sea el valor de la columna de la derecha, mejor, ya que supone que hay poca absorción y mucha emitancia relativamente. Sin embargo, se opta por las opciones de aluminizado, ya que se descarta tener que pintar y se descarta usar la opción de plata por el coste que supone.

La mejor solución es el Aluminized FEP. En caso de no conseguirse se utilizará Aluminized kapton. Se introducirá un perfil definido por el usuario con las características del kapton, que son más desfavorables que las del FEP.

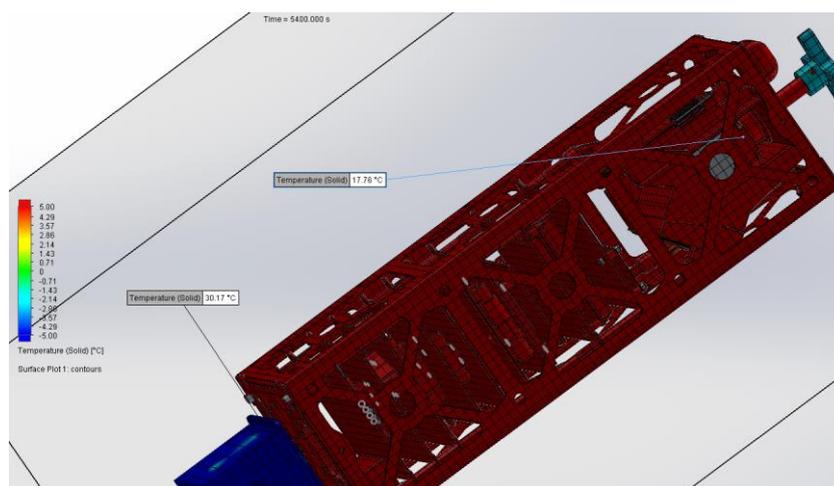


Ilustración 31: Resultado con radiación y recubrimiento de Aluminized Kapton

Se comprueba que ambos servos terminan con una temperatura aceptable. Se ha verificado también que, a lo largo del proceso, ninguno ha bajado de 5°C .

Así, gracias a la aportación del sol, se mantienen buenos márgenes de temperatura en los servos. Veamos ahora el estado global en la *Ilustración 33*.

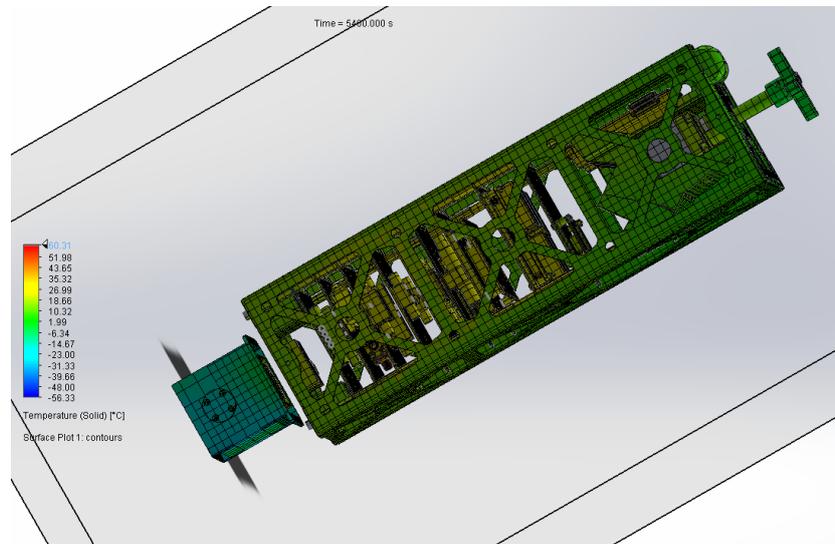


Ilustración 32: Estado global del conjunto.

h) Conclusión

No ha sido necesario modificar la disposición de los componentes ya que las bandejas de aluminio de 1mm son capaces de evacuar el calor adecuadamente. Esto es gracias a tener contacto directo en unos componentes y a tener un bloque de cobre que conecta la PCB justo bajo la fuente de calor con el aluminio. La pasta térmica utilizada permitirá garantizar el buen contacto y obtener buenos resultados en la operación. Se ha decidido utilizar pasta térmica en vez de “pads” dado que se observan mejores resultados de conductividad, siempre que se sigan las instrucciones de uso.

Se tiene así que con el recubrimiento de kapton y el aislamiento de XPS y de PUR junto a los calentadores de los servos se mantienen las temperaturas dentro del rango de operación independientemente de si la radiación resultara despreciable.

Se muestran a continuación los casos extremos esperados, que son el de sin radiación y el de con radiación y el recubrimiento aluminizado que menos aísla.

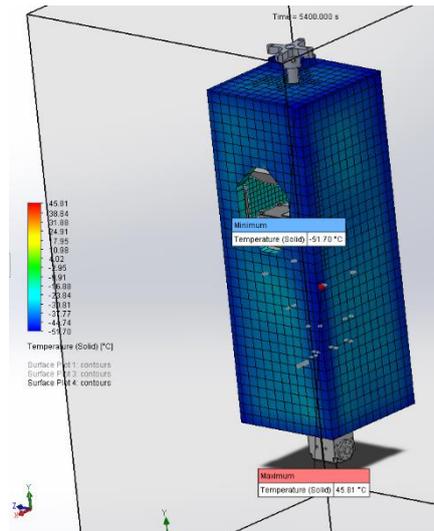


Ilustración 33: Temperaturas máxima y mínima sin radiación

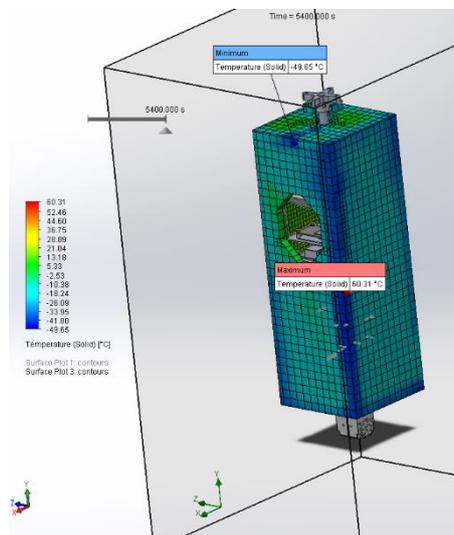


Ilustración 34: Temperaturas máxima y mínima con radiación

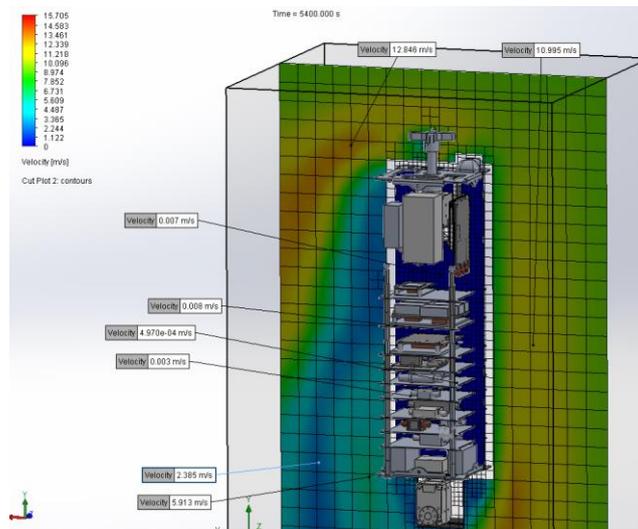


Ilustración 35: Velocidad del flujo

Se puede apreciar en la *Ilustración 36* también cómo se reduce el flujo de aire en el interior a 0 m/s, lo que reduce el coeficiente de convección pasando esta a ser natural. Es esto lo que permite que los componentes no se enfríen, además de conseguir así temperaturas internas superiores.

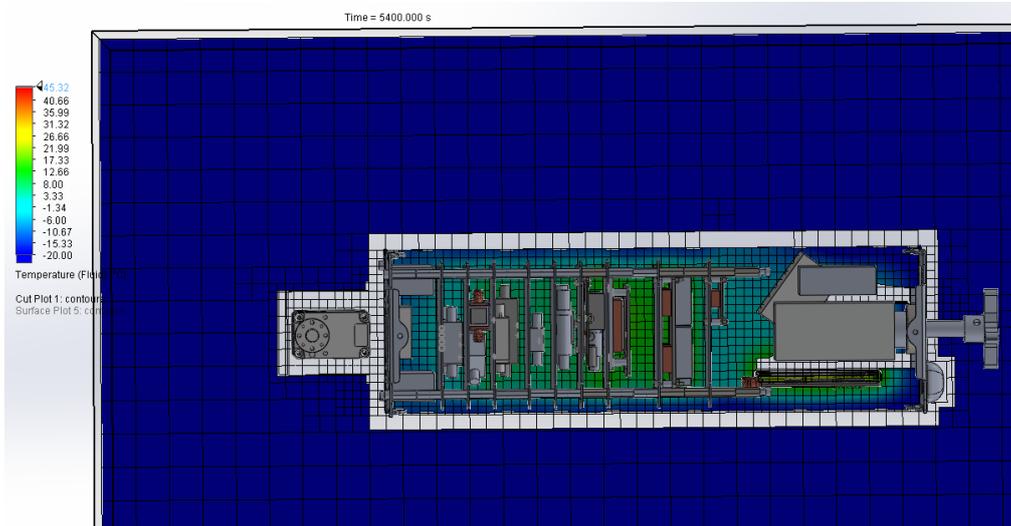


Ilustración 36: Temperaturas del flujo

3. Cálculos estructurales.

A continuación, se va a verificar el funcionamiento de los componentes estructuralmente. Se tratará también aquí cómo se aplican las condiciones requeridas por el estudio térmico para permitir que el comportamiento mecánico estructural sea adecuado.

Se valorarán los fenómenos de flexión, tracción y cizalladura, además de aplastamiento en el caso de tornillos.

Todos los componentes que estén sometidos a fuerza serán de aluminio, ya que el aluminio es poco menos resistente que el acero, siendo mucho más ligero. Se descarta la fibra de carbono por el proceso de fabricación y costes asociados.

i) Diseño del enganche de la antena.

Se va a analizar la sujeción que tiene la antena, ya que, aunque la antena no es parte del proyecto, el enganche debe ser validado.

Se valora primero este apartado porque se deberá tener en cuenta la fuerza extra que puede ejercer el viento sobre el conjunto.

El peso de la antena se estima en 0.5kg. Sin embargo, se espera que el viento pueda generar cargas mayores, siendo el caso más desfavorable cuando el viento sea perpendicular a la antena. Para ello se utiliza el coeficiente de forma de una superficie plana en dichas condiciones, condiciones críticas de viento con 100km/h de velocidad de este, y una presión promedio del aire. Se tiene el perfil de presiones de la *Ilustración 38*.

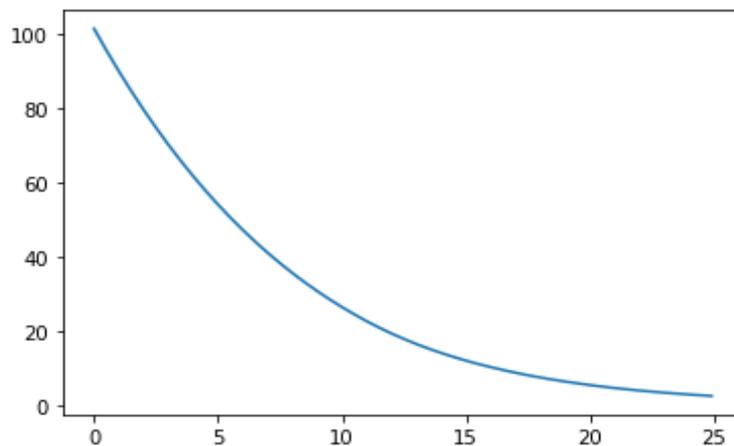


Ilustración 37: Presión en kPa en función de la altura en km

Por lo que se tomará para el cálculo el caso de 50000Pa, lo que hace que la densidad del aire pase de 1.2 g/cm³ a nivel del mar (1.08 g/cm³ en realidad al empezar ya a 1000m) a 0.6 g/cm³. El caso menos favorable es el de la densidad al inicio, pero ya bastante desfavorable es el supuesto de 100 km/h, cuando a bajas altitudes no va a haber nada parecido a ese viento. La presión de 500kPa se da a unos 5km de altitud, es decir tras la primera media hora de ascenso.

La superficie de la antena es de 0.0582m² y el coeficiente de forma es de 2.0.

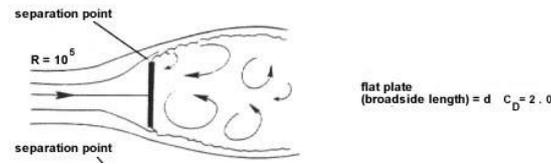


Ilustración 38: Coeficiente de forma de una placa perpendicular al flujo

Se obtiene con la Ecuación 10 la fuerza que sufriría en ese caso extremo.

Ecuación 10: Fuerza de arrastre

$$F_D = \frac{1}{2} * C_D * \rho * A * v^2$$

$$F = \frac{1}{2} * 2 * 0.6 * 0.0582 * \frac{100^2}{3.6} = 26.94N \approx 27N$$

Esta fuerza no tendrá una componente perfectamente vertical, pero se realizarán los cálculos con el peor caso posible, que es este. Pesando la antena 5N, el peso total para calcular es de 32N.

El material usado es la resina Rigid 10k de Formlabs. No se conoce el límite elástico ya que solo informan de la última, que es de 53MPa con curado ultravioleta y térmico. Por ello, se debe conseguir un CS mayor a 5.

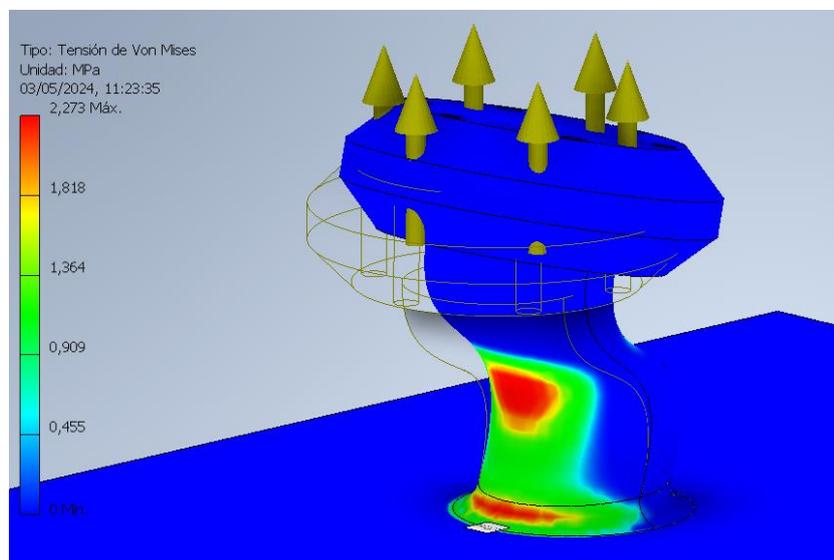
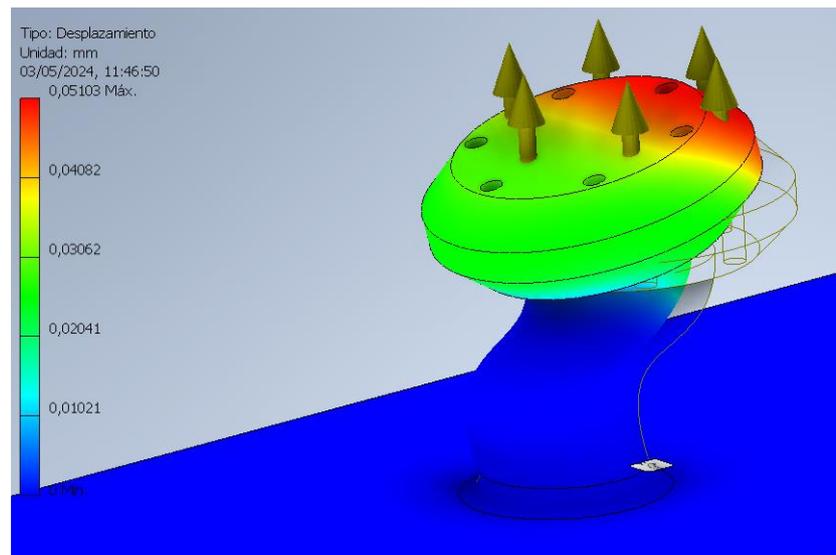


Ilustración 39: Tensión de Von Mises-Enganche de la antena

Se obtiene un CS de 23.32 > 5, por lo que cumple.



Ilustraci3n 40: Desplazamientos por deformaci3n-Enganche de la antena

Se aprecia que el desplazamiento es de 51 micras, por lo que se acepta el resultado.

j) Diseño del estabilizador (cruz estabilizadora)

El estabilizador trabaja a flexión. Para simplificar los cálculos se divide en dos vigas iguales, que por lo tanto tendrán 2.5kg cada una colgando en el medio, redondeado a 25N. A eso hay que sumar los 27N del viento, entre dos, resultando en 38.5N por viga.

Las anillas serán el apoyo, que es donde se amarran las cuerdas del globo. Cuando la cruz se flexe, estableciendo una de las anillas como apoyo fijo, ambas girarán, y la no fija se desplazará horizontalmente hacia la otra.

Cada apoyo tendrá una reacción vertical de 19.25N y el momento flector máximo será de $19.25N \cdot 0.175m$, siendo 0.175m la longitud del brazo. Así resulta que se debe soportar 3.369Nm (3369Nmm). Se simplifica el problema a la peor de las secciones, que es una viga rectangular de 4mm de base y 8 mm de alto, se tiene que:

Ecuación 11: Momento resistente a flexión del estabilizador

$$W_b = \frac{b * h^2}{6} = 42.67 \text{ mm}^3$$

Se descarta el efecto de la tensión que provoca el esfuerzo cortante. Por lo tanto, la tensión máxima que soporta será:

Ecuación 12: Tensión a flexión

$$\sigma = \frac{M_f}{W_b} = \frac{3369}{42.67} = 78.95 \text{ MPa}$$

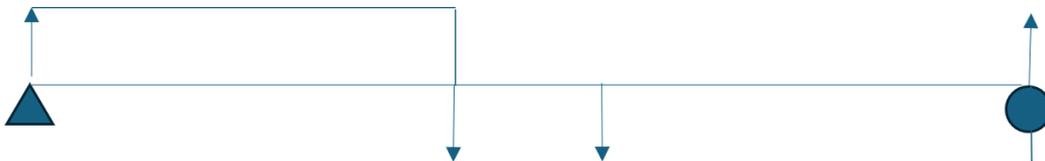


Ilustración 41: Esfuerzo cortante (escalones de 19.25 MPa)

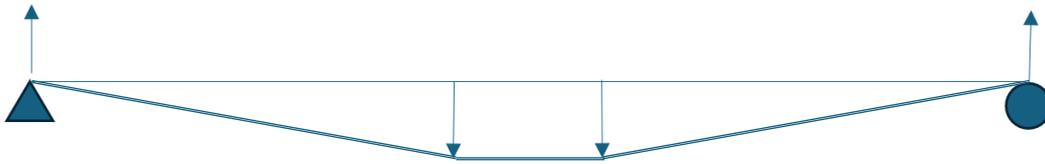


Ilustración 42: Esfuerzo flector

Siendo la resistencia mínima del aluminio 5754 de 80MPa y máxima de 280, dependiendo del tratamiento térmico. Se escoge el aluminio 5754 H12, que tiene un límite elástico de 190, cumple con un coeficiente de seguridad de $2.4 > 2$, por lo que cumple.

De la simulación se obtiene un dato menor que la calculada, ya que en el cálculo se ha supuesto que todo es de la misma sección, de la menos favorable.

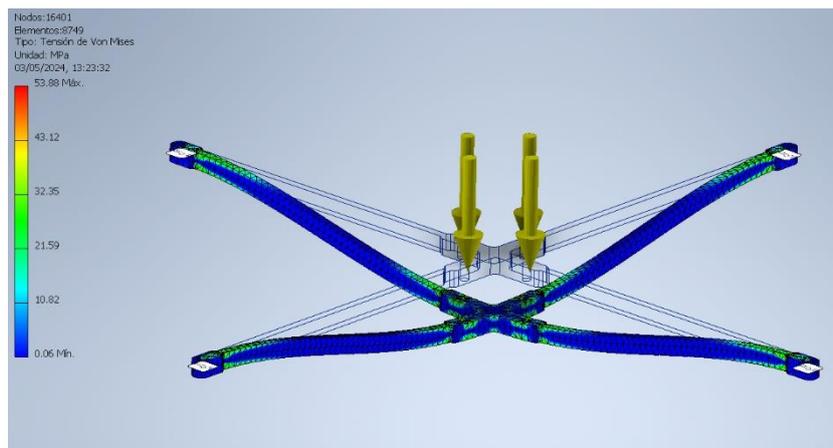


Ilustración 43: Tensión de Von Mises-Estabilizador

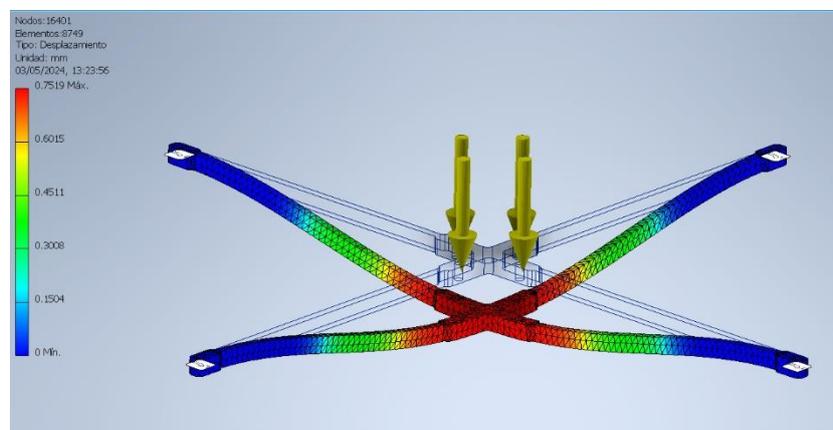


Ilustración 44: Desplazamientos por deformaciones-Estabilizador

k) Diseño del eje

El eje está sometido a tracción y tiene dos zonas que pueden ser críticas. La primera es donde se atornilla con “Unión cruz a eje”, ya que la sección se reduce de 77.13mm^2 a unos 38mm^2 , y otro es donde pasa de la plataforma de amarre de los tornillos al eje, donde se pueden producir concentración de tensiones. Se aplica la *Ecuación 13* para el cálculo.

Ecuación 13: Esfuerzo a tracción

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

Siendo F la fuerza de 77N y A el área de la sección.

La concentración de tensiones con un radio de 0.5mm , se obtiene estimando el valor del coeficiente de concentración de tensiones K_t :

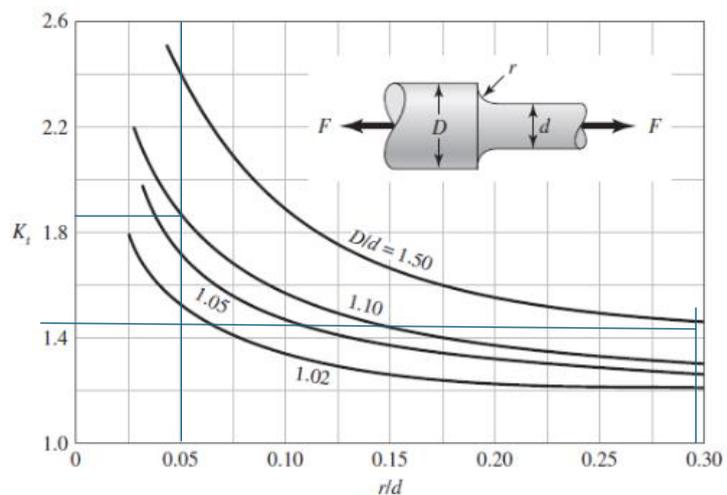


Figura A-15-7

Eje redondo con filete en el hombro en tensión. $\sigma_0 = F/A$, donde $A = \pi d^2/4$.

Ilustración 45: Coeficiente de concentraciones de tensiones (k_t)-Eje (fuente Shigley)

Se tiene 10mm de eje y 11 después de empalme. Por ello, $D/d=1.1$, $r/d=0.05$, y se obtiene un k_t de 1.85 .

En la sección perforada se puede estimar que por la reducción de sección D/d es de 1.43 , según la variación del área, y r/d sería 0.28 . Esto resulta en un k_t de 1.45 .

Tabla 5: Resultados cálculo de tensión-Eje

Caso	Tensión (MPa)
Normal	0.985
Concentración de tensiones base	1.822
Sección perforada	2.000
Concentración de tensiones S.P.	2.9

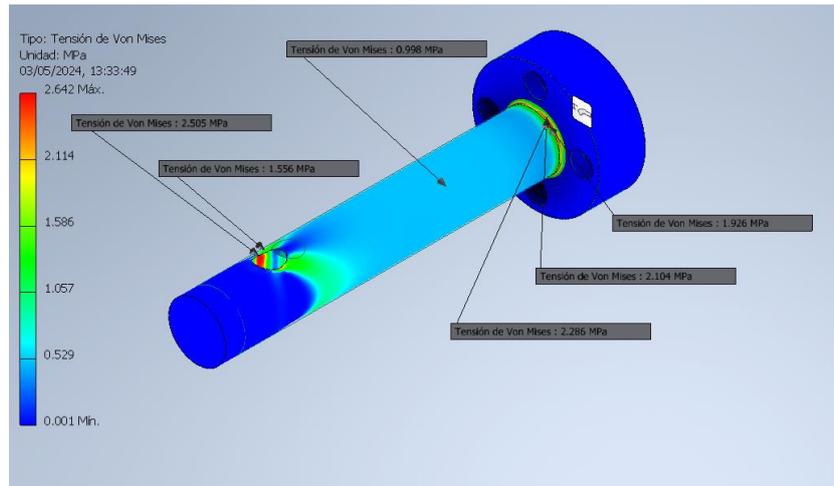


Ilustración 46: Tensión de Von Mises-Eje

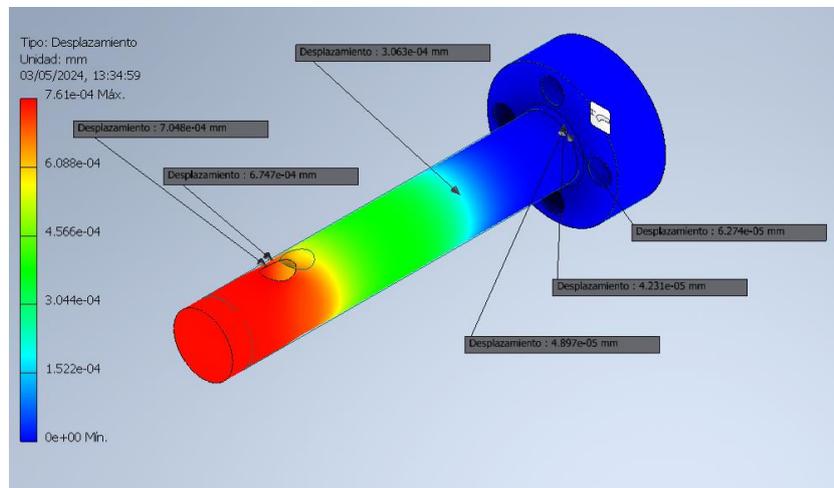


Ilustración 47: Desplazamientos por deformaciones-Eje

Se ha establecido como cara fija la cara inferior. No es así en la realidad, pero fijar las caras donde van los tornillos provocaba picos de tensión irreales en la esquina de la cara.

Se observa que en la sección circular la tensión es exactamente a la calculada y en las concentraciones de tensiones se tienen variaciones, pero los resultados se asemejan.

Aun así, todos los valores están dentro de lo tolerable, siendo $CS = \frac{95}{2.9} = 32.76$

Siendo 95 el límite elástico del aluminio 6082-H111.

Dado que la pieza ya es suficientemente pequeña no se toman medidas para hacer menos exagerado dicho coeficiente de seguridad.

l) Diseño de unión estabilizador a eje.

Esta pieza está sometida a tracción y a flexión.

Se plantea la equivalencia de la pieza a cuatro vigas empotradas, que son los 4 brazos, con una a tracción, que es donde amarra el eje. Sus momentos flectores se anulan entre sí, y la reacción vertical, se anula con la reacción a tracción de la zona cilíndrica. La longitud del brazo desde el agujero del tornillo hasta que llega al empalme es de unos 12mm. La superficie a tracción tiene una sección de 119.35mm^2 , y las patas son de 7mm de base y 8mm de alto.

Se tiene entonces el caso de la *Ilustración 49* y *50*.

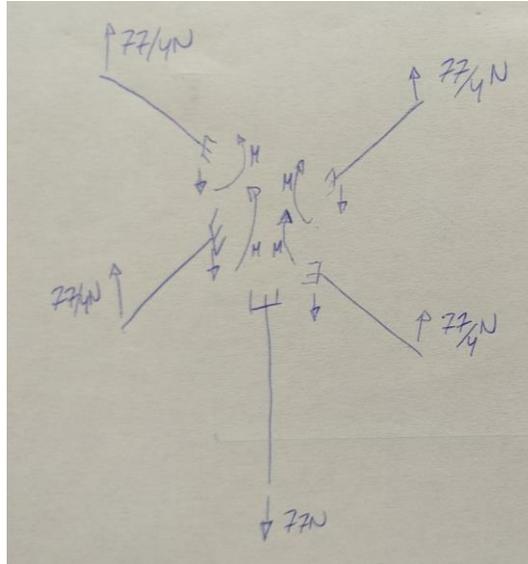


Ilustración 48: Equivalencia a vigas desglosado en 3D

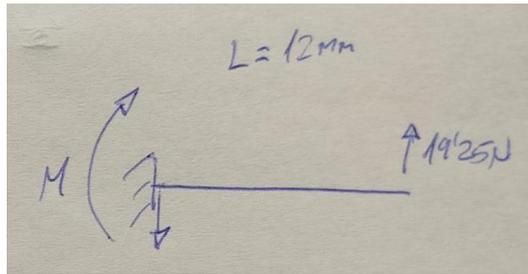


Ilustración 49: Brazos de unión a eje: Equivalencia a viga

Cada empalme sufrirá la suma de la tracción pura a la componente de tracción de la flexión. Se tiene una tensión de 0.637MPa por la tracción pura, que se suma a 3.09MPa de la tracción provocada por la flexión y se encuentran en los empalmes. Esto suma 3.727MPa, que obteniendo un k_t de tracción (hay flexión, pero no en el eje, de todos modos, el valor es similar con la gráfica de flexión) de 1.95 ($r=1\text{mm}$, $d=22\text{mm}$, $D=24\text{mm}$) se tiene que la pieza tendrá que soportar 7.268MPa. Este valor es algo superior a los resultados de la simulación, pero se asemejan bastante. El coeficiente de seguridad siendo del mismo material que el eje es de 13.06.

Figura A-15-7

Eje redondo con filete en el hombro en tensión. $\sigma_0 = F/A$, donde $A = \pi d^2/4$.

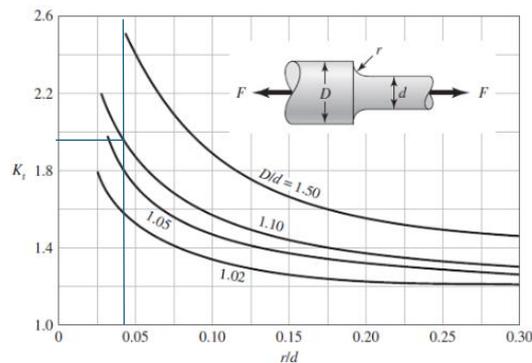


Ilustración 50: Coeficiente de concentraciones de tensiones (k_t)-Unión a eje (fuente Shigley)

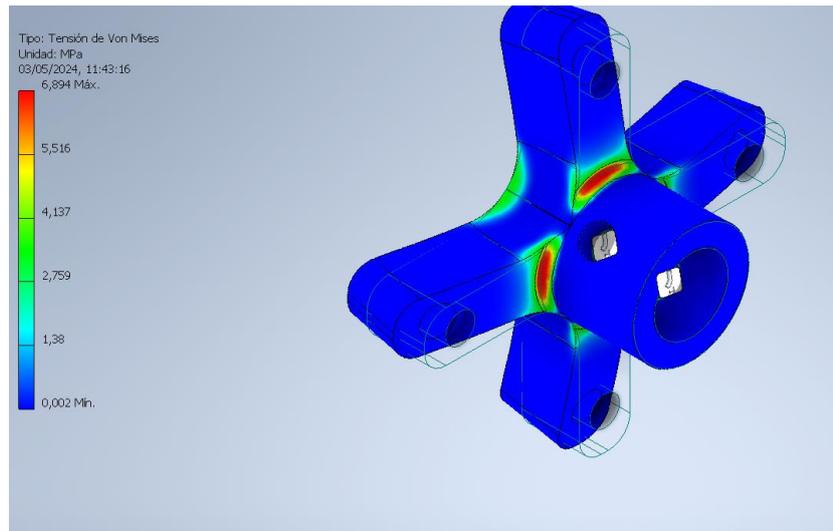


Ilustración 51: Tensión de Von Mises-Unión a eje

El CS es 13.8, por lo que cumple y no se valora reducir sus dimensiones pese al margen elevado.

m) Verificación de la validez de la estructura y los “plates”.

Los agujeros de unión de los “plates” a la estructura están sometidos a tracción, de modo que se tiene que en el top plate cada agujero soporta 19N (caso con viento extremo supuesto) en la mitad superior de su superficie, y se calcula de la misma forma que plantea el libro de Decker para calcular la compresión (fuerza aplastadora) de los tornillos, que es tomar la fuerza entre la superficie equivalente de un rectángulo de largo el diámetro y ancho el espesor.

Se tienen 19N, y 3mm por 1mm en el caso de la estructura. Los “plates” son de 1.5mm por lo que son menos críticos.

La tensión en la estructura es de $\sigma = \frac{19}{3 \cdot 1} = 6.33 \text{MPa}$. En el caso del top plate será 5.22MPa.

Dada la geometría compleja se procederá a comprobar el resultado solo mediante simulaciones.

El bottom plate soportará algo menos peso que el top, pero no será muy diferente. Es difícil de estimar ya que depende de cómo se deformen los “plates”, el portatop, la estructura, etc. Se supondrá que aguantan todos todo el peso por ir del lado de la seguridad. Estos además están sometidos a flexión.

El top plate sufre la fuerza que ejerce el eje que es el que sujeta todo. Tendrá una carga uniformemente distribuida cuya uniformidad variará al deformarse, por lo que se supondrá que la fuerza se distribuye entre los agujeros de los tornillos del portatop y los del eje.

El bottom plate soporta la flexión de la carga de la antena y su sobrecarga de viento, pero además como se ha mencionado se supondrá que soporta todo el peso del stack de pisos en los agujeros de los stand offs.

En cuanto a la estructura se fijan los agujeros de un lado y se aplican 19N en cada uno de los del otro lado.

El aluminio utilizado tendrá un tratamiento H18 con una resistencia elástica de 120MPa y resistencia última de 140MPa.

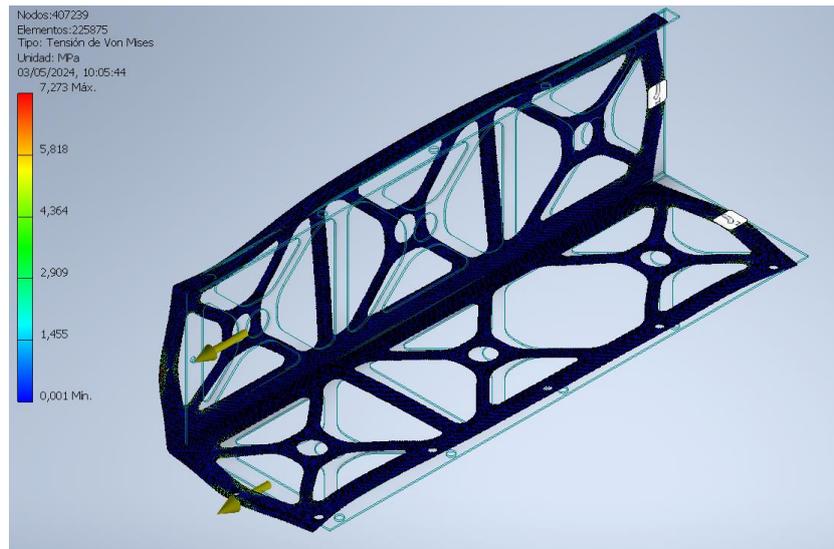


Ilustración 52: Tensión de Von Mises-Estructura

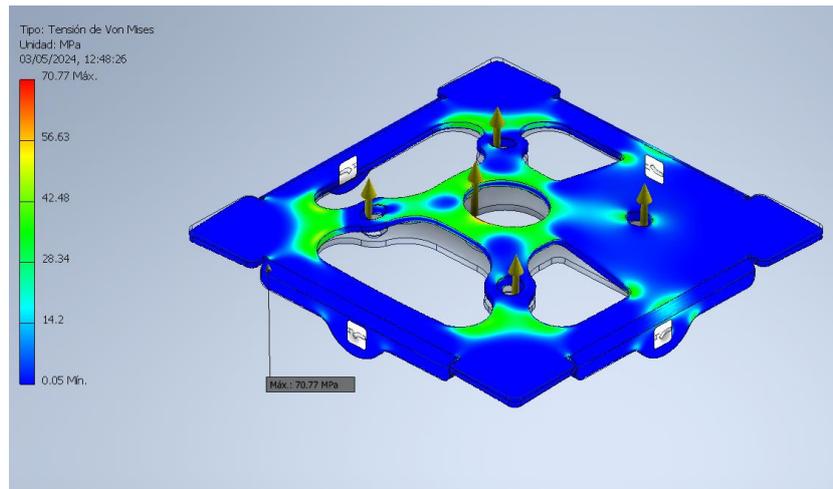
Se ve en la *Ilustración 53* cómo la estructura cumple, teniendo un margen de seguridad de 16.5. Se verifica así que la estructura cumple con este material.

Pasando a analizar los “plates”, se producen unas concentraciones de tensiones que de darse en la realidad y generar deformaciones plásticas, dejarán de darse tras dicha deformación, y no serán un problema para el funcionamiento del conjunto. Se debe garantizar eso sí un margen de seguridad con la resistencia última mayor a 1.5. En caso de ser el coeficiente de seguridad menor a 2, se deberá comprobar que solo se debe a las concentraciones observadas.

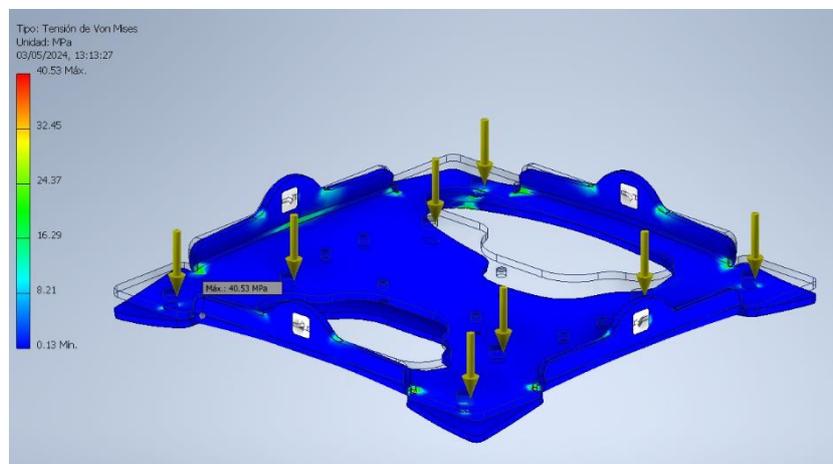
Poniendo como fijos los agujeros de los tornillos que amarran el portatop en el top plate y los agujeros de los tornillos del portaservo en el bottom plate obtenemos lo siguiente:

Tabla 6: Tensiones en los plates y CSs

Pieza	Tensión máxima	CS - límite elástico	CS - resistencia última
Top plate	77.77	1.54	1.8
Bottom plate	40.53	2.96	3.45



Ilustraci3n 53: Tensi3n de Von Mises-Top plate vista superior



Ilustraci3n 54: Tensi3n de Von Mises-Top plate vista inferior

Como se puede apreciar en las *Ilustraciones 53 y 54* lo que se obtiene es una concentraci3n de tensiones en un punto no crítico. Siendo el caso con viento un caso extremo, que este valor quede por debajo del límite último ya garantiza el cumplimiento de la pieza.

Al quedar el CS elástico del top plate por debajo de 2 se simula eliminando la concentraci3n de tensiones que genera fijar los agujeros de los tornillos. El resultado da un CS elástico de 2.12.

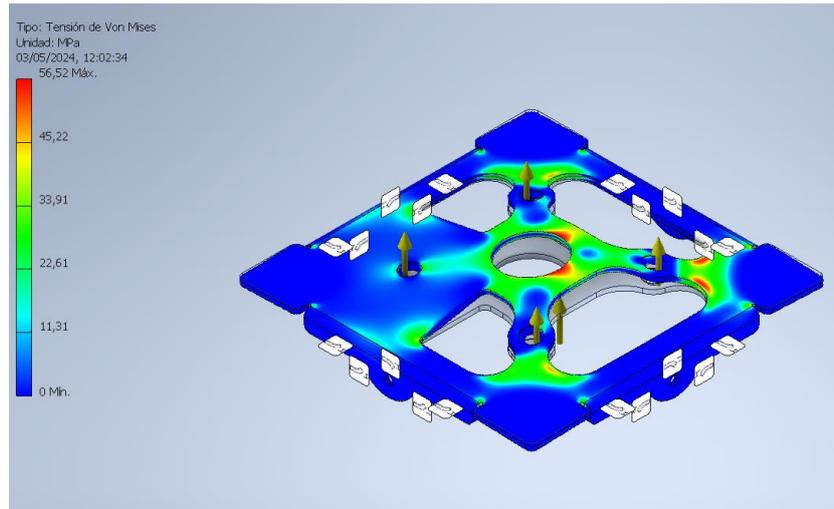


Ilustración 55: Simulación del Top plate cambiando la forma de fijación

En cuanto a las deformaciones que sufren las piezas se obtienen valores aceptables.

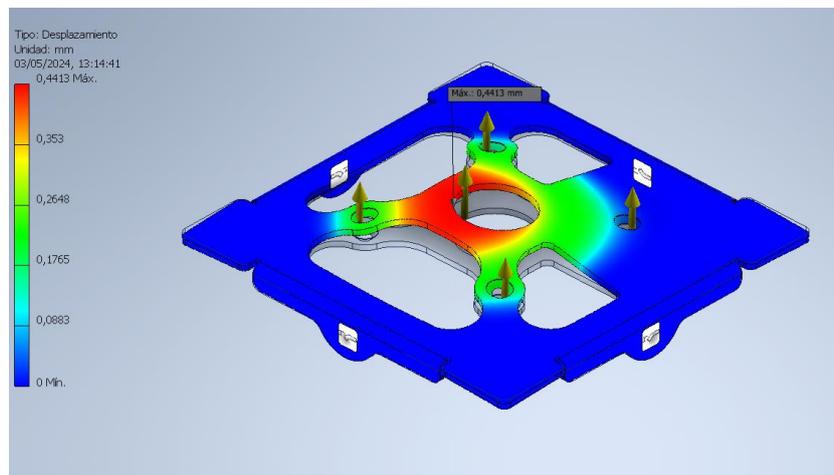


Ilustración 56: Deformaciones del Top plate

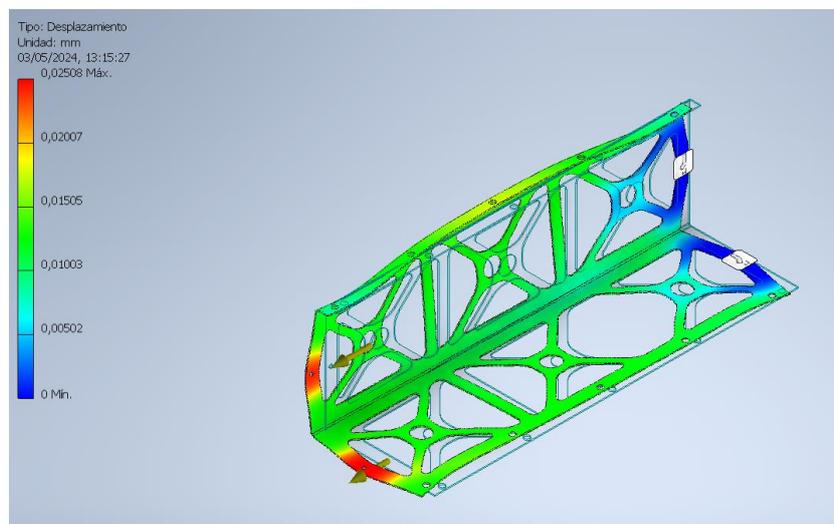


Ilustración 57: Deformaciones de la estructura

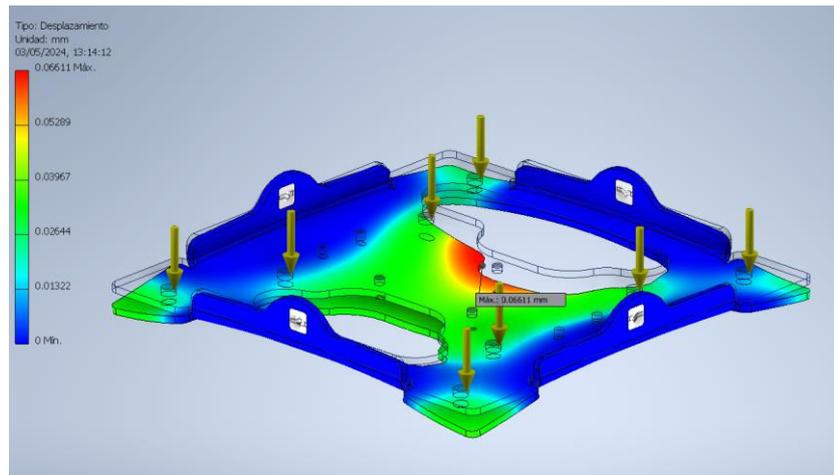


Ilustración 58: Deformaciones del Bottom plate

n) Diseño mecánico del portaservo

Esta pieza estará sometida a tracción con una carga igual a la del viento que sufre la antena. También sufrirá flexión en donde apoya el servo. Se introduce la carga y se obtienen los resultados de la *Ilustración 60* y *61*.

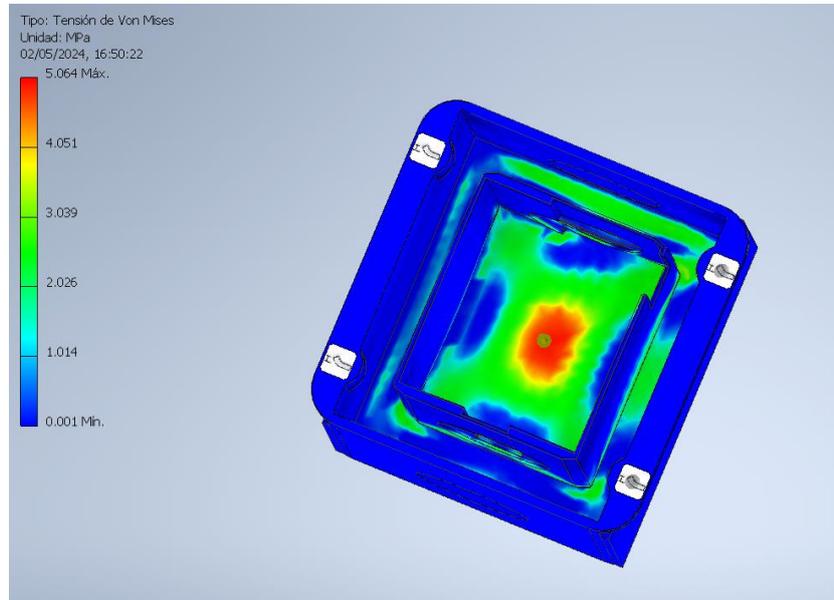


Ilustración 59: Tensión de Von Mises-Portaservo

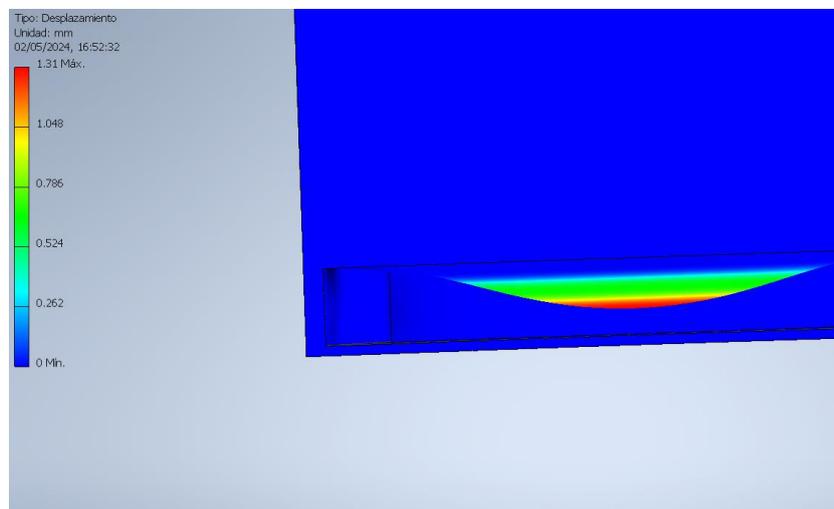


Ilustración 60: Deformaciones-Portaservo

Esto es así suponiendo que no hay PUR en el hueco. Al haberlo, ofrecerá resistencia.

El PLA tiene un límite elástico de 65 MPa. Esto se ve reducido o no en función de la orientación de las capas. En este caso, la pieza se imprime de lado, de modo que la fuerza hace trabajar a las fibras en la dirección más favorable. Esto resulta en un CS de 12.84.

De esta manera obtenemos un resultado válido, con un coeficiente de seguridad de 10. No interesa reducirlo (de hecho, se buscó engrosarlo) porque con menor espesor de pared lo que se obtiene es mayor sensibilidad a defectos de fabricación, y apenas se ahorrarían 10 gramos.

En el diseño de este refuerzo se buscó ofrecer un canal a las fuerzas hacia los puntos de apoyo que son los tornillos. Para ello se engrosó la pared y dado que no se puede mover la posición de los tornillos porque estaban ya definidos el grosor no puede llevar el grosor hasta la base, por lo que se optó por dar a la pieza la forma que se observa en la vista de sección de la *Ilustración 62*.

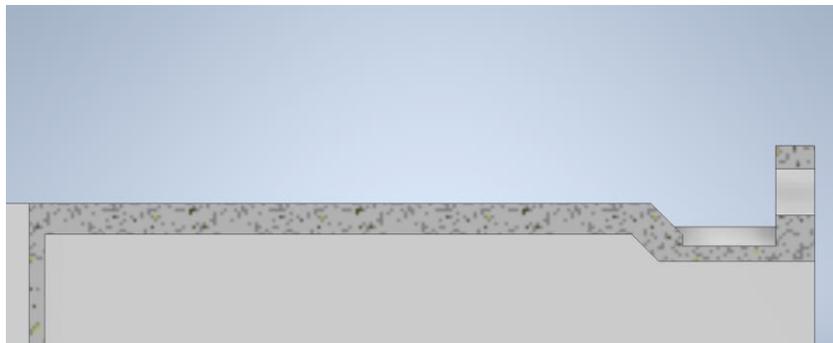


Ilustración 61: Vista de sección del camino de las fuerzas

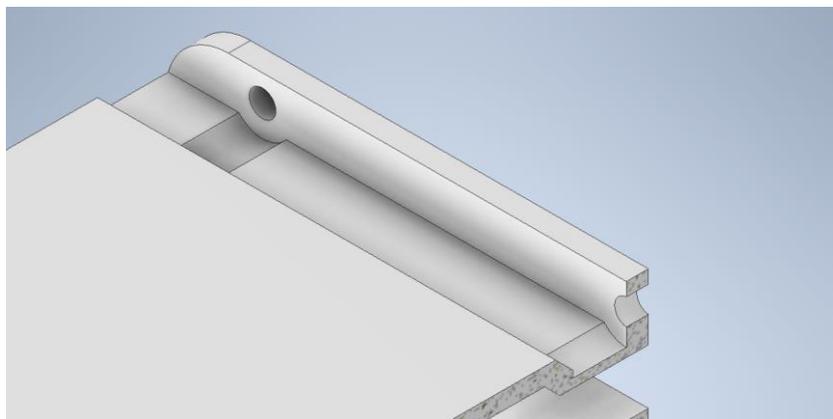


Ilustración 62: Refuerzo del portaservo

Y como se ve en las simulaciones este diseño ha sido efectivo.

o) Diseño del brazo de la antena.

Esta pieza se ve sometida al peso de la antena más la sobrecarga del viento. Se analiza primero solo aplicando el peso de la antena.

La pieza tendrá 32 N aplicados en los 6 agujeros de los tornillos.

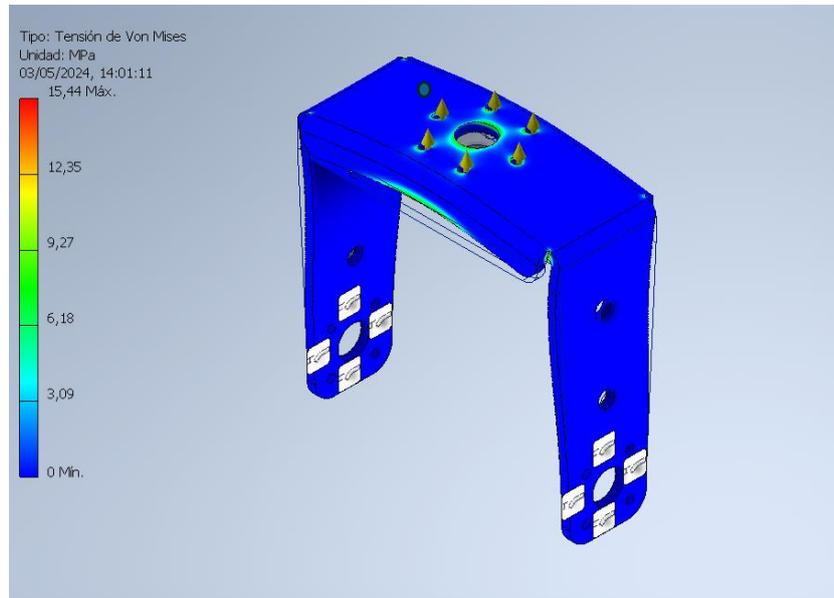


Ilustración 63: Tensión de Von Mises-Brazo

Se concluye que fabricándose de aluminio 1050-H18 tiene un margen de seguridad de 7.77. Se podría hacer de un aluminio más débil, pero es mejor que sea del mismo material que la estructura y los “plates”.

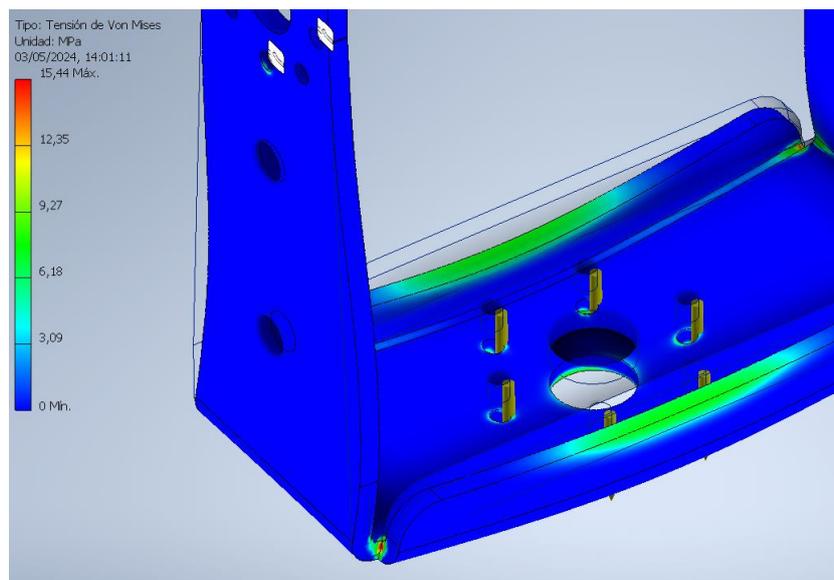


Ilustración 64: Tensión Von Mises-Brazo zona a compresión

Se puede apreciar en la *Ilustración 65* cómo los pliegues laterales trabajan a compresión, limitando la flexión de la pieza.

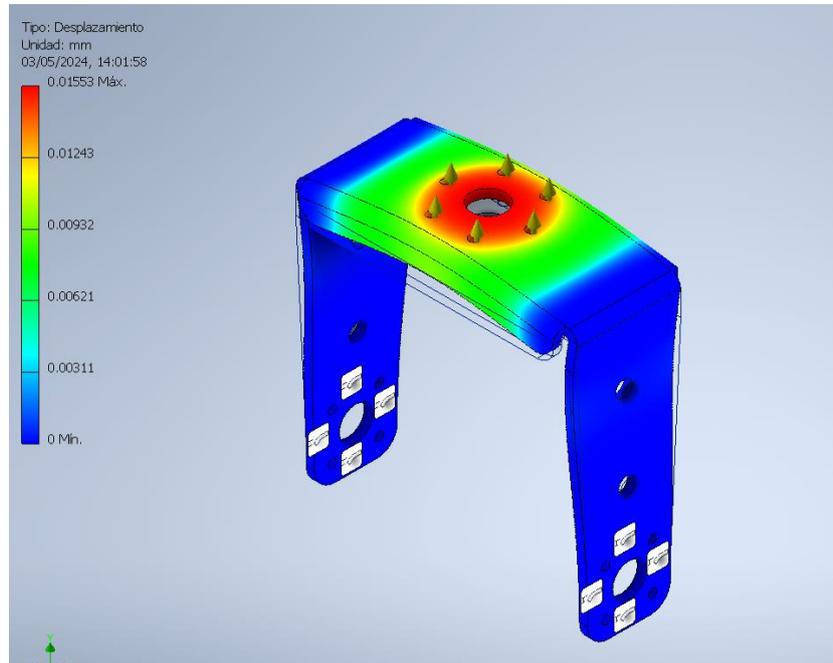


Ilustración 65: Desplazamiento por deformación-Brazo

p) Validación de tornillos.

El uso de tornillos es práctico por su facilidad de montar y desmontar, así como de su resistencia, disponibilidad y coste. Se descarta utilizar una rosca propia en las piezas, debido a utilizar espesores de chapa muy pequeños. En otros elementos como la cruz se podría hacer, pero aumentaría el coste de fabricación y no es necesario. En cuanto a las piezas impresas en 3D se utilizan insertos especiales para este tipo de piezas. Las tuercas a utilizar serán normales, sin sistema autoblocante, ya que se requiere que sean lo más pequeñas posible. Para evitar que se aflojen se utiliza un pegamento fija tornillos que sirve hasta M6 y es desmontable con herramientas manuales normales.

Los tornillos pueden estar sometidos a tracción, cortante y aplastamiento.

Ecuación 14: Esfuerzo cortante

$$t = \frac{F}{A}$$

Siendo A la sección transversal y F la fuerza aplicada.

Ecuación 15: Esfuerzo de aplastadura

$$\sigma = \frac{F}{d * s}$$

Siendo d el diámetro y s la longitud mínima de los elementos portantes. En el caso del top plate con la estructura, por ejemplo, s es 1mm. En cuanto a la tracción, ya se planteó su ecuación en la *Ecuación 10*.

Se exponen los casos límite de cada tornillo a los esfuerzos que presentan. Aunque cada tornillo está sometido a unas condiciones particulares se generalizará a que todos soportan 77N en cada esfuerzo, ya que todos cumplen esa condición y eso hace que cumplan cualquier condición real, pues será menor. En el caso de aplastamiento se supone el peor caso, que es el mencionado de la estructura que solo tiene 1mm de sección.

Tabla 7: Esfuerzos según la sección-Tornillos a 77N

Métrica	Tracción	Cortante	Aplastadura
M2	24.51 MPa	24.51 MPa	38.5 MPa
M2.5	19.61 MPa	19.61 MPa	30.8 MPa
M3	15.34 MPa	15.34 MPa	25.6 MPa
M4	12.25 MPa	12.25 MPa	19.25 MPa

Como se puede observar en la *Tabla 7* la tensión máxima es de 38.5 MPa que aporta, siendo el límite elástico igual o superior a 110MPa, un $CS \geq 2.85$ que es mayor que 2 por lo que cumplirán todos los tornillos.

No se exige un par de apriete concreto.

q) Validación de pata de aterrizaje.

El diseño de este elemento busca disipar la energía cinética de la caída y evitar que la caída recaiga parcialmente sobre la antena. La pata se fabricará de HIPS (High Impact Polystyrene) o PLA, con un espesor de pared de 2,4mm y un relleno del 50%.

La energía que lleva el conjunto se conoce por la energía cinética.

Ecuación 16: Energía cinética

$$E = \frac{1}{2} * m * v^2$$

Siendo m la masa en movimiento y v su velocidad. Se halla que tendrá 62.5J de energía.

Para evitar que la antena sea golpeada no solo directamente si no también en el “rebote” conviene generar un momento que haga tender al conjunto hacia el lado contrario a la antena, según la *Ecuación 17*.

Ecuación 17: Fuerza transmitida en el impacto al Cubesat

$$M = d_{terreno} * F_{terreno}$$

Este momento es el que evita dañar la antena al hacer que al impactar el conjunto tienda a girar hacia el otro lado, y será de signo favorable siempre y cuando el ángulo de impacto no supere los 12.69 entre la vertical y el ángulo del punto de apoyo y el centro de gravedad del conjunto. Esto aporta suficiente margen de seguridad, ya que la caída se puede suponer perfectamente vertical por la distancia del centro de gravedad al paracaídas. Dicho ángulo se obtiene de trazar una línea recta del punto de impacto al centro de gravedad del conjunto y otra recta perpendicular al impacto, como se ve en la *Ilustración 66*.

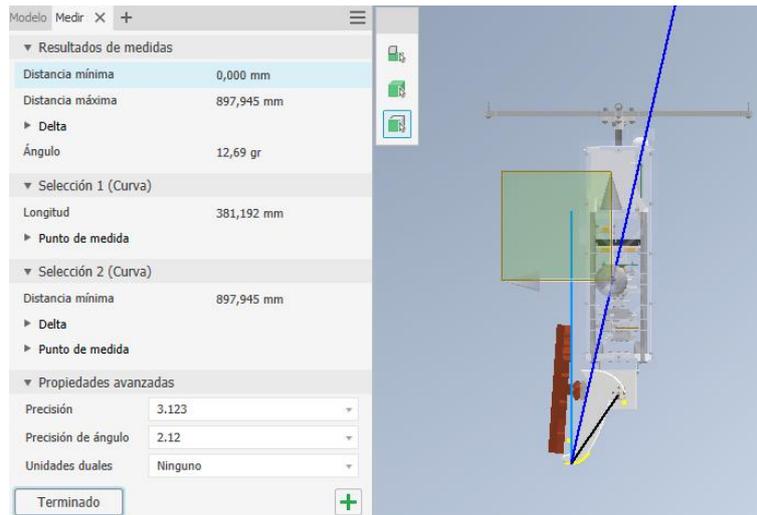


Ilustración 66: Medida del ángulo entre la fuerza al c.d.g.

Como se ha comentado, dado que se desconocen los datos necesarios para calcular la fuerza de impacto, y se desconocen las constantes elásticas (k) y los coeficientes de amortiguamiento (c) para estudiar la respuesta dinámica, se procede a simular la caída en SolidWorks configurando un peso igual al del conjunto sobre la placa de XPS y unida a la pata. Con 5 m/s y suelo perpendicular a la gravedad.

Esto como se ve en la *Ilustración 67* se obtiene un pico de 17.13 MPa de tensión máxima en el impacto, posteriormente se alcanza en una zona comprimida 19.63 MPa como se observa en la *Ilustración 68*, siendo el límite elástico a tensión del HIPS a 23°C de 32 MPa. Al haberse simulado con suelo rígido, el resultado ya es conservador, por lo que cumple. El PLA tiene de límite elástico 65 MPa, por lo que también cumple. Al ser más fácil de trabajar y disponerse ya de él, se decide utilizar PLA.

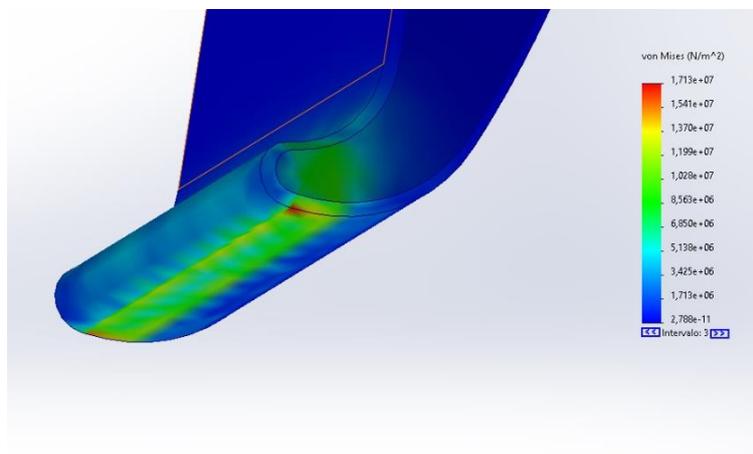


Ilustración 67: Primera zona de mayor tensión en la caída.

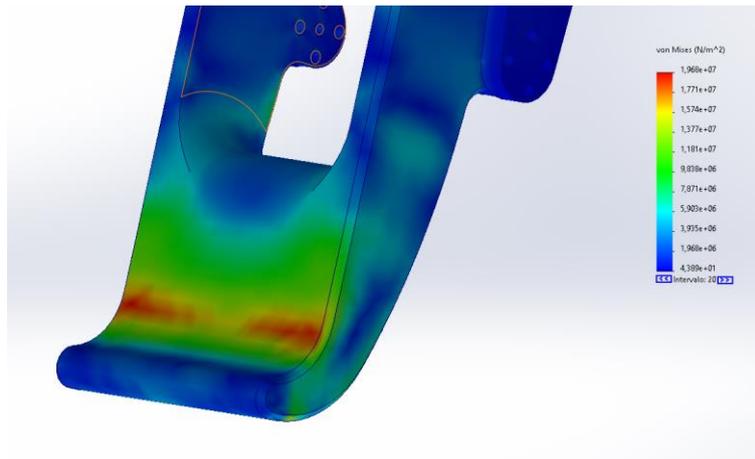


Ilustración 68: Segunda zona de mayor tensión en la caída.

Se realizará una prueba de caída, dejando caer el conjunto a una altura de forma que impacte a 5 m/s. Se evitará utilizar la antena, en su lugar se usará un tablón de madera al que se atornille el enganche de la antena.

Según el movimiento rectilíneo uniformemente acelerado (MRUA) se tiene:

$$h = \frac{v_f^2 - v_0^2}{2 * a} = \frac{5^2}{2 * 9.81} = 1.274m$$

Por lo que dejándolo caer de 1.28-1.30m de distancia de la parte más baja de la pata al suelo el resultado será equivalente. Es importante usar un suelo de tierra, aunque podría probarse con otros posteriormente.

La simulación muestra cómo la tensión se transmite hacia el apoyo. Se puede apreciar esto en la *Ilustración 68*.

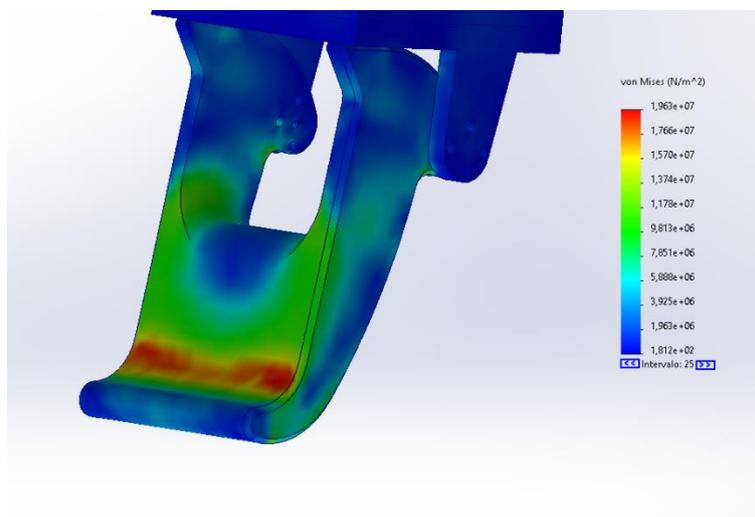


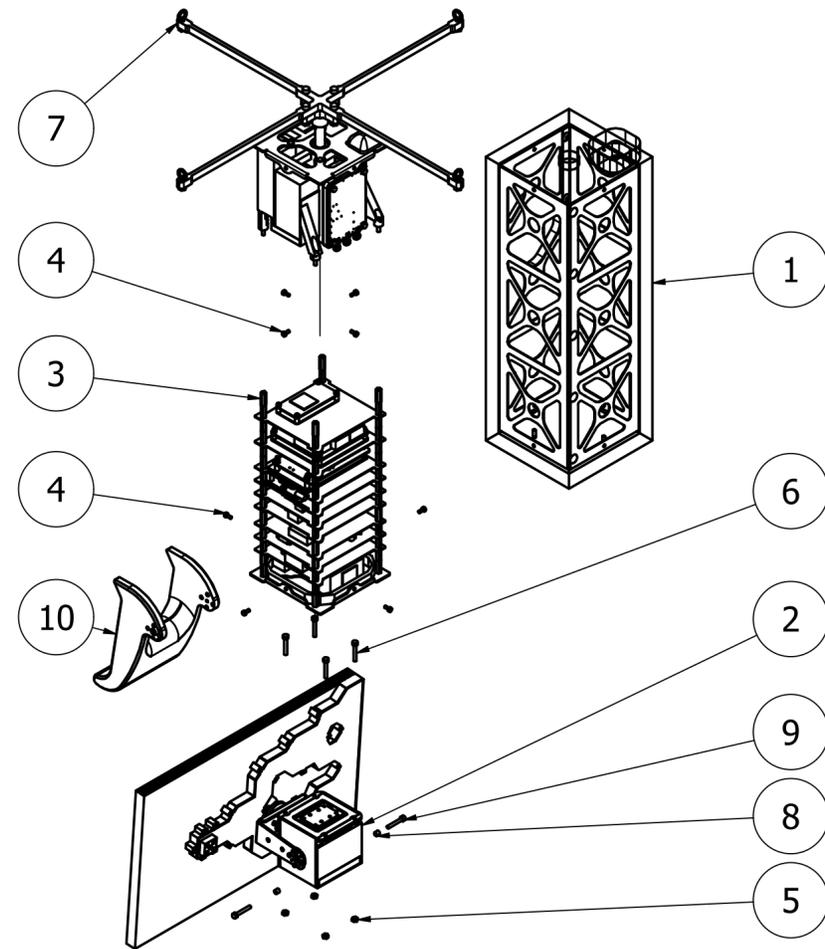
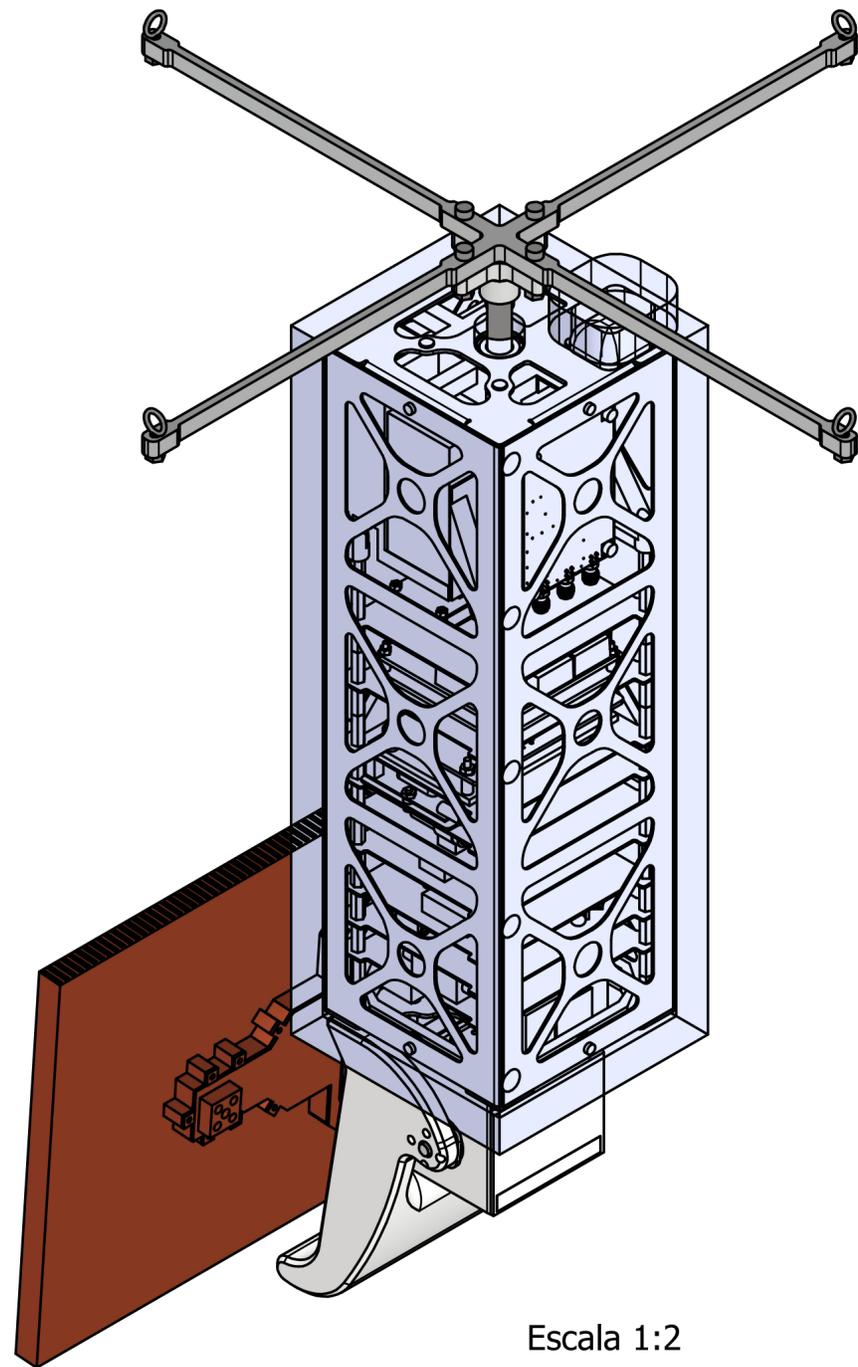
Ilustración 69: Distribución de la fuerza hacia el Cubesat

Documento 3: Planos.

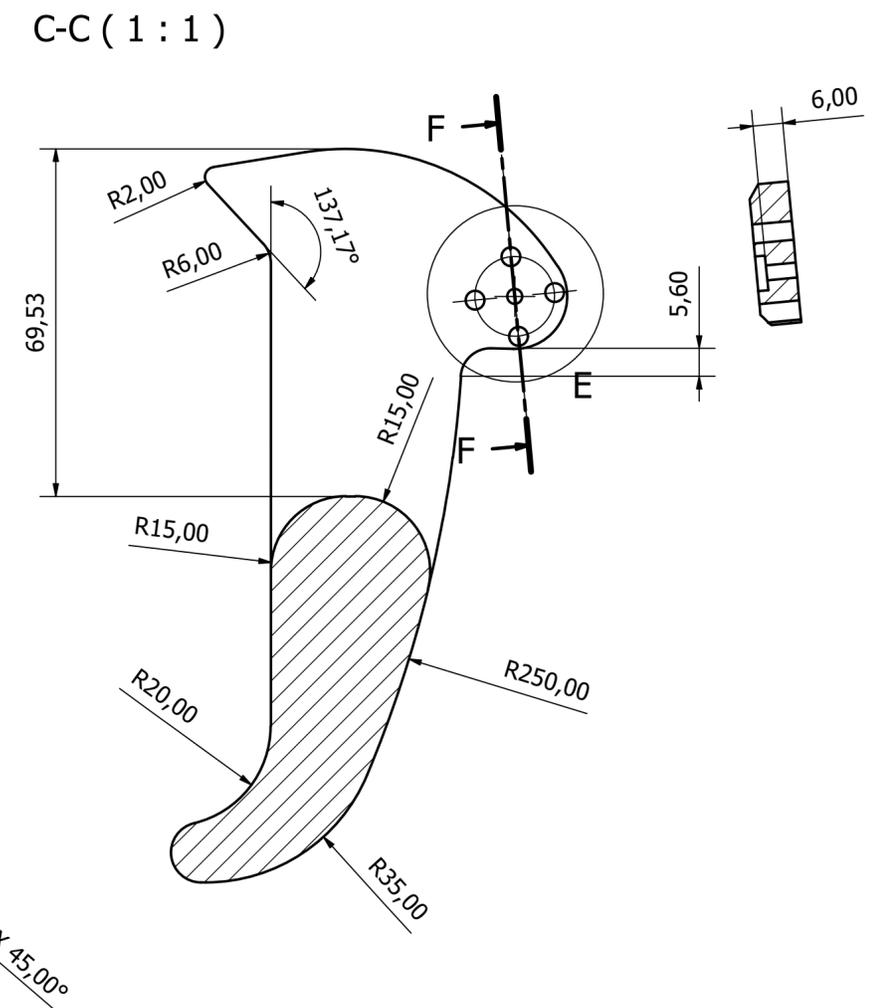
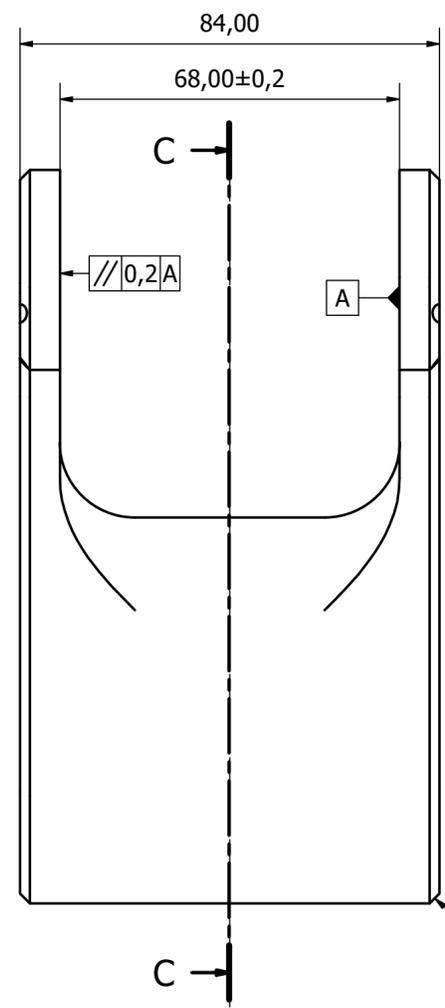
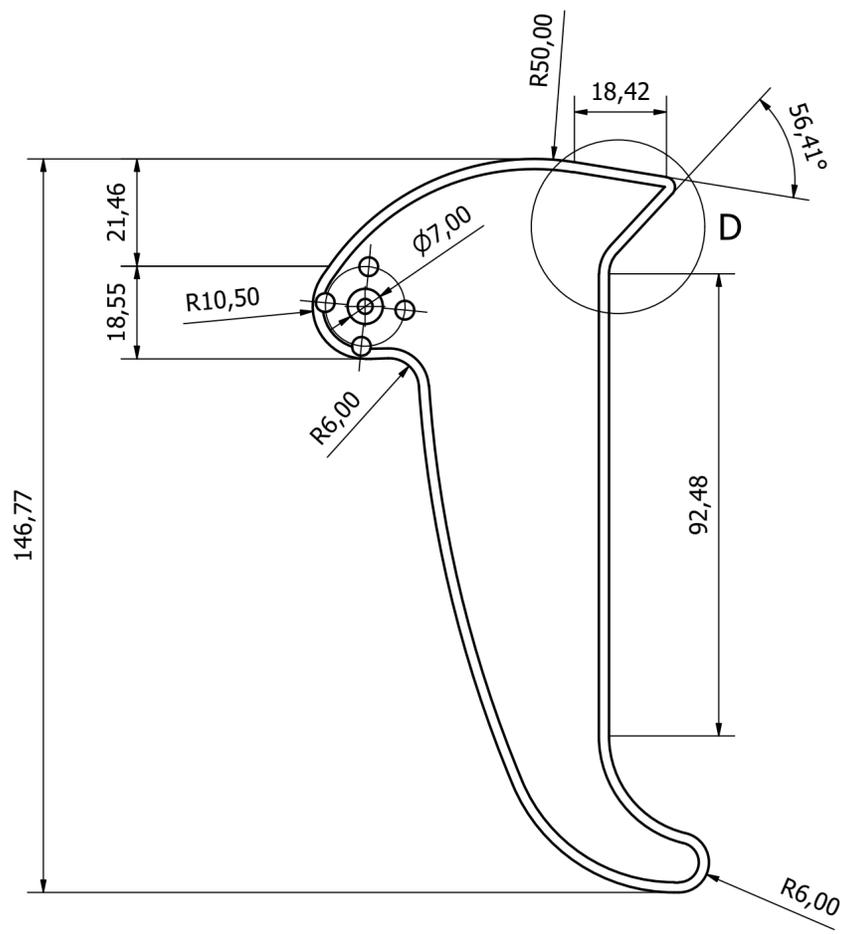
Índice

1. Conjunto.	SAR-024-01000000.
2. Pata de aterrizaje.	SAR-024-01000004.
3. Pisos.	SAR-024-01010000.
4. CAL.	SAR-024-01010100
5. Bandeja CAL.	SAR-024-01010101
6. RX.	SAR-024-01010200
7. Bandeja RX.	SAR-024-01010201
8. TX.	SAR-024-01010300
9. Bandeja TX.	SAR-024-01010301
10. MIX.	SAR-024-01010400
11. Bandeja MIX.	SAR-024-01010401
12. AMP.	SAR-024-01010500
13. Bandeja AMP.	SAR-024-01010501
14. OSC.	SAR-024-01010600
15. Bandeja OSC.	SAR-024-01010601
16. DHS.	SAR-024-01010700
17. Bandeja DHS.	SAR-024-01010701
18. EPS.	SAR-024-01010800
19. Bandeja EPS.	SAR-024-01010801
20. OBC.	SAR-024-01010900
21. Bandeja OBC	SAR-024-01010901
22. BOT.	SAR-024-01011000
23. Bottom plate. H1	SAR-024-01011001
24. Bottom plate. H2	SAR-024-01011001
25. Bottom plate. H3	SAR-024-01011001
26. Sujeta insertos.	SAR-024-01011002
27. Bottom.	SAR-024-01020100
28. Antena.	SAR-024-01020101
29. Brazo antena. H1	SAR-024-01020102
30. Brazo antena. H2	SAR-024-01020102

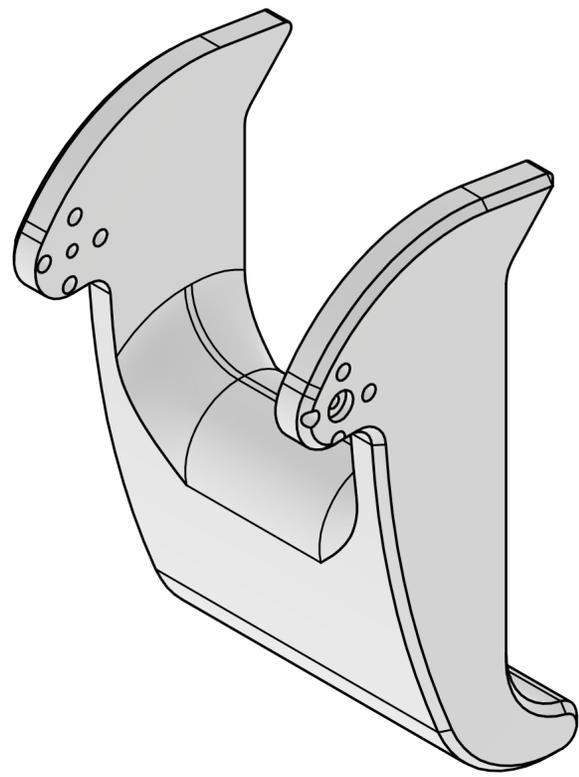
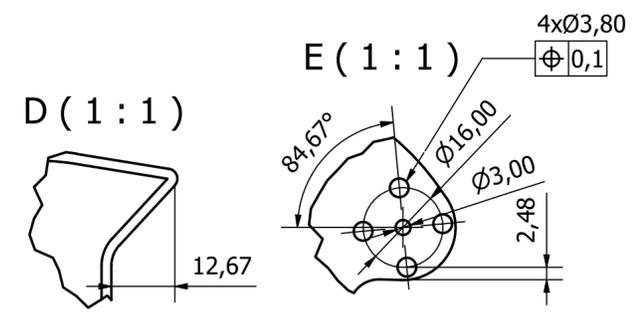
31. Separador.	SAR-024-01020103
32. Portaservo. H1	SAR-024-01020104
33. Portaservo. H2	SAR-024-01020104
34. Aislante 1.	SAR-024-01020105
35. Aislante 2.	SAR-024-01020106
36. Estructura.	SAR-024-01020200
37. Estructura base. H1	SAR-024-01020201
38. Estructura base. H2	SAR-024-01020201
39. Estructura base. H3	SAR-024-01020201
40. Estructura corte. H1	SAR-024-01020202
41. Estructura corte. H2	SAR-024-01020202
42. Estructura corte. H3	SAR-024-01020202
43. Aislante XPS. H1	SAR-024-01020203
44. Aislante XPS. H2	SAR-024-01020203
45. Aislante XPS. H3	SAR-024-01020203
46. TOP	SAR-024-01020300
47. Cruz.	SAR-024-01020301
48. Unión eje a cruz.	SAR-024-01020302
49. Eje.	SAR-024-01020303
50. Portatop. H1	SAR-024-01020304
51. Portatop. H2	SAR-024-01020304
52. Portatop. H3	SAR-024-01020304
53. Portatop. H4	SAR-024-01020304
54. Portatop. H5	SAR-024-01020304
55. RPT.	SAR-024-01020305
56. Top plate. H1	SAR-024-01020306
57. Top plate. H2	SAR-024-01020306
58. Top plate. H3	SAR-024-01020306
59. Aislante servo sup.	SAR-024-01020308



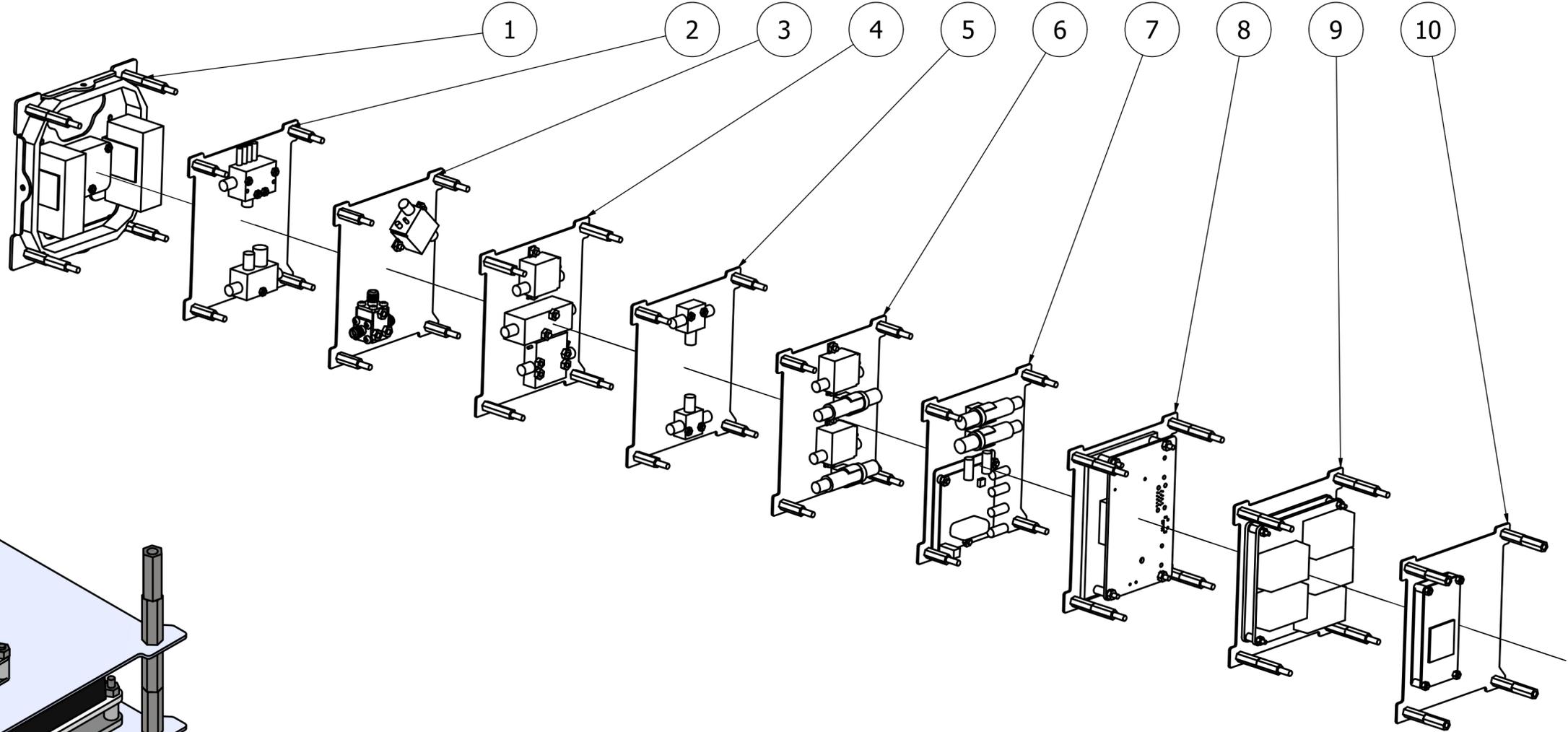
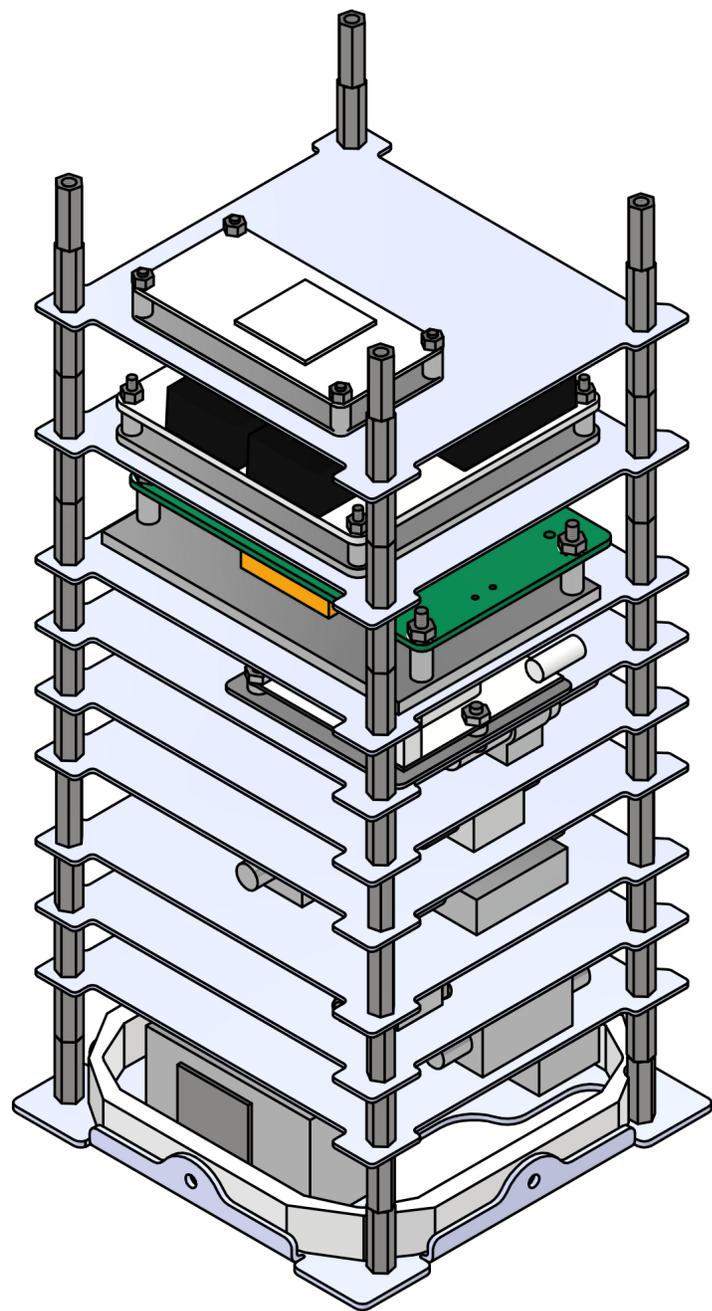
LISTA DE PIEZAS						
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN			
1	1	SAR-024-01020200	Estructura			
2	1	SAR-024-01020100	Bottom			
3	1	SAR-024-01010000	Pisos			
4	8	SAR-024-01000001	Tornillo M2.5x6			
5	4	SAR-024-01000002	Tuerca M3			
6	4	SAR-024-01000003	Tornillo M3x20			
7	1	SAR-024-01020300	TOP			
8	2	SAR-024-01000004	Inserto para PLA			
9	2	SAR-024-01000005	Tornillo M3x12			
10	1	SAR-024-01000004	Pata aterrizaje			
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA	Conjunto				Plano:	SHEET:
1:5					SAR-024-01000000	
					Sustituye a:	
				Sustituido por:		



Esta pieza se obtiene por fabricación aditiva FDM.
El grosor de pared será de 2.4mm y el relleno de 50%

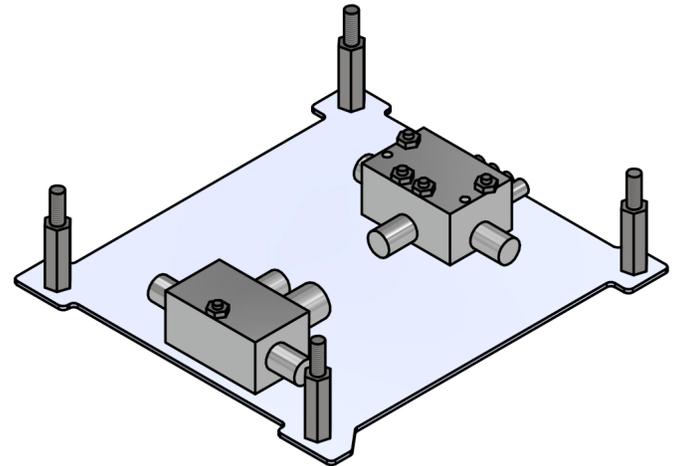
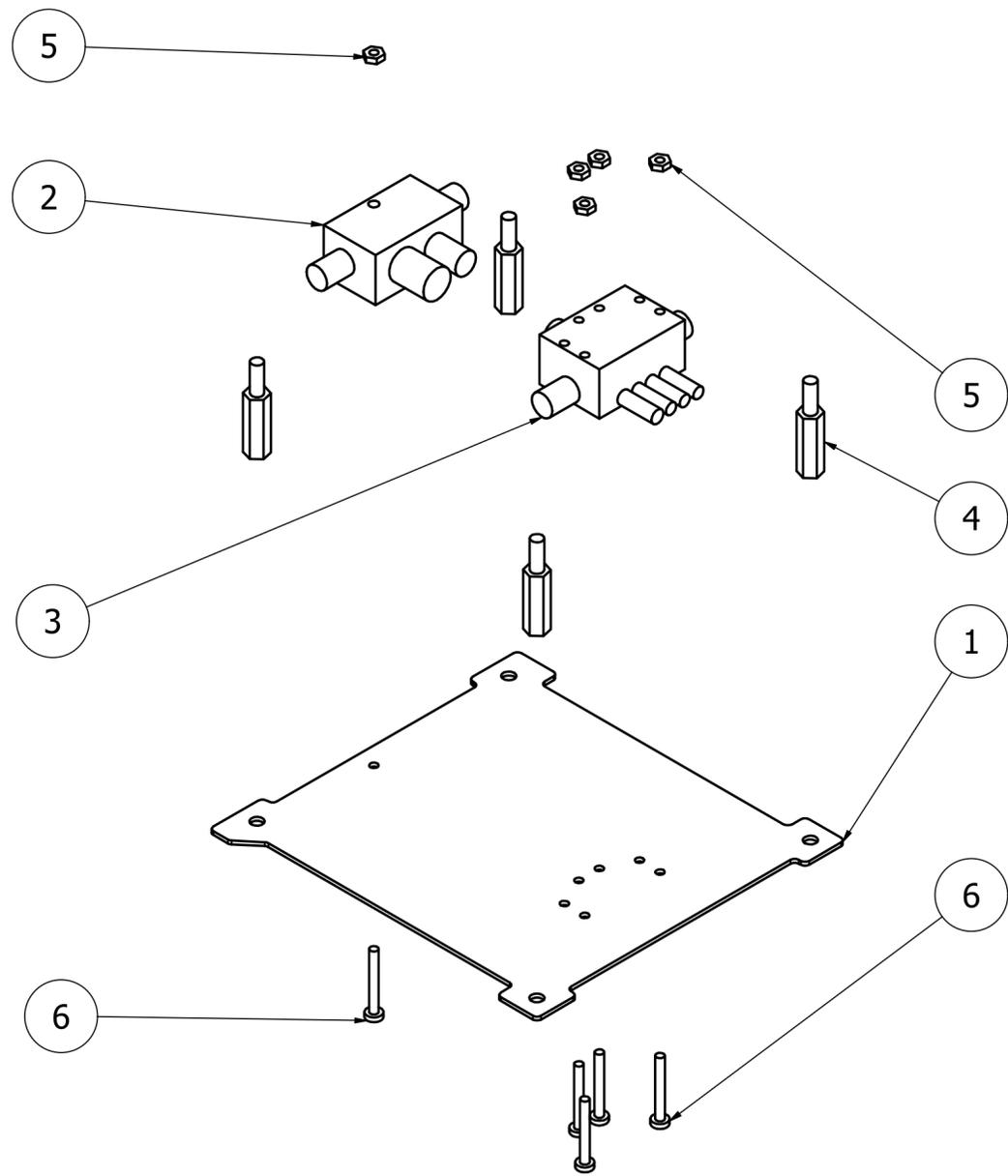


	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986				
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.							
CHECK	08/05/2024	F.F.S.							
ESCALA 1:1	<h2 style="text-align: center;">Pata aterrizaje</h2>				Plano: SAR-024-01000004	SHEET: 1			
					Sustituye a:				
					Sustituido por:				

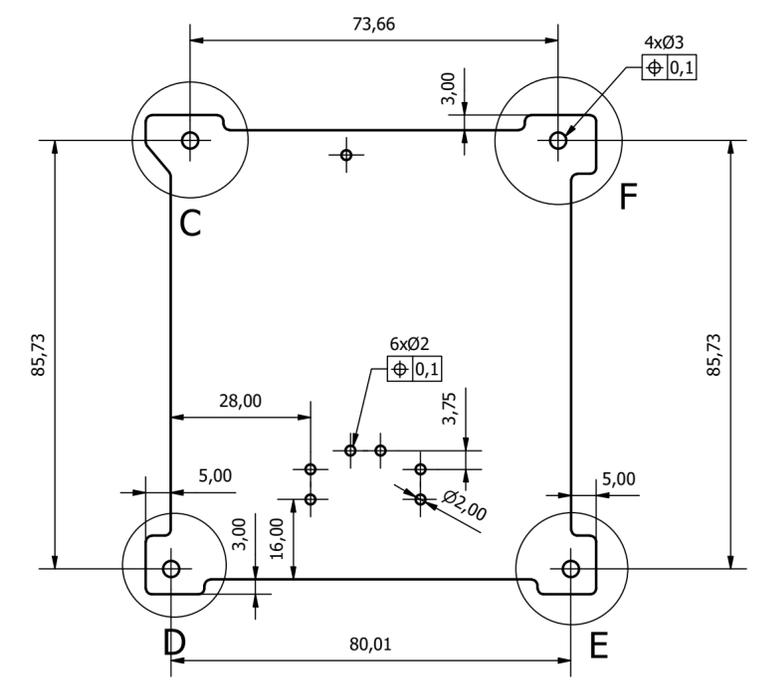
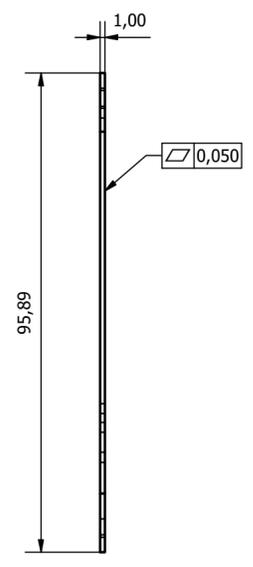
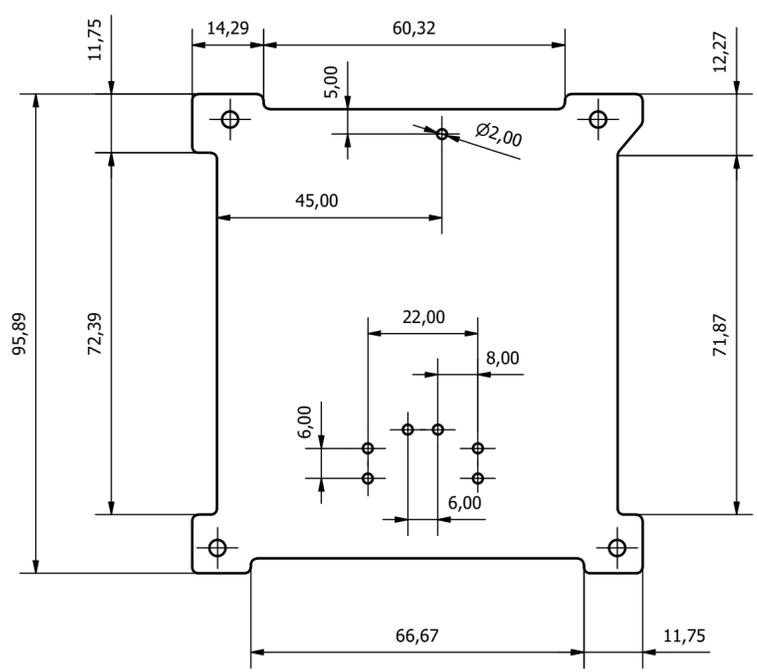


LISTA DE PIEZAS			
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN
1	1	SAR-024-01011000	BOT
2	1	SAR-024-01010100	CAL
3	1	SAR-024-01010200	RX
4	1	SAR-024-01010300	TX
5	1	SAR-024-01010400	MIX
6	1	SAR-024-01010500	AMP
7	1	SAR-024-01010600	OSC
8	1	SAR-024-01010700	DHS
9	1	SAR-024-01010800	EPS
10	1	SAR-024-01010900	OBC

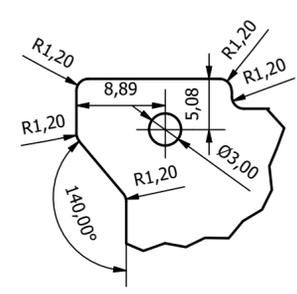
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA 1:1	 Pisos				Plano:	SHEET:
					SAR-024-01010000	1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



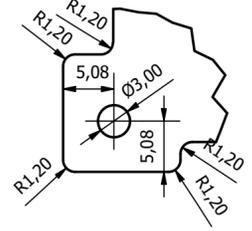
LISTA DE PIEZAS						
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN			
1	1	SAR-024-01010101	Bandeja CAL			
2	1	SAR-024-01010102	ZUDC			
3	1	SAR-024-01010103	RFSP			
4	4	SAR-024-01010104	STANDOFFS 15 M			
5	5	SAR-024-01010106	Tuerca M2			
6	5	SAR-024-01010105	Tornillo M2x16			
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:1	CAL				Plano: SAR-024-01010100	SHEET: 1
					Sustituye a:	



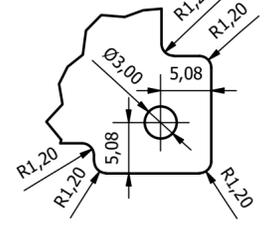
C (2:1)



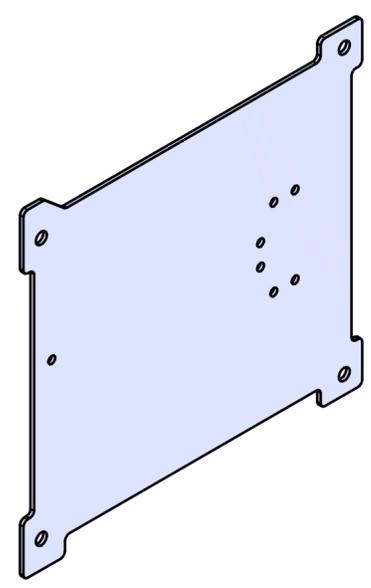
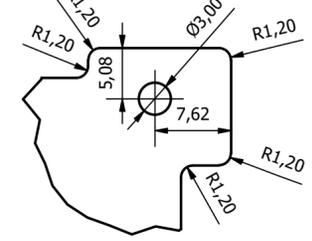
D (2:1)



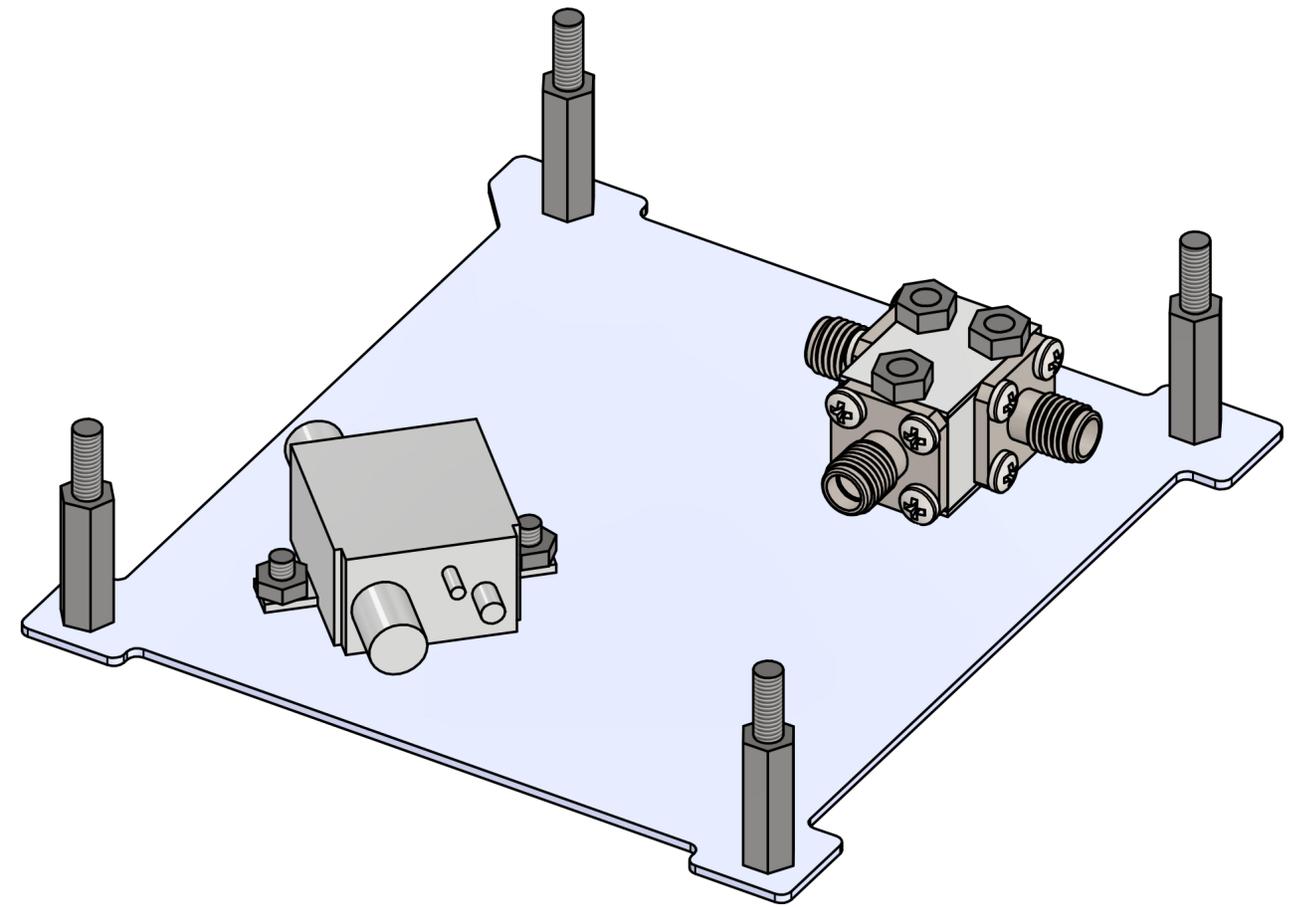
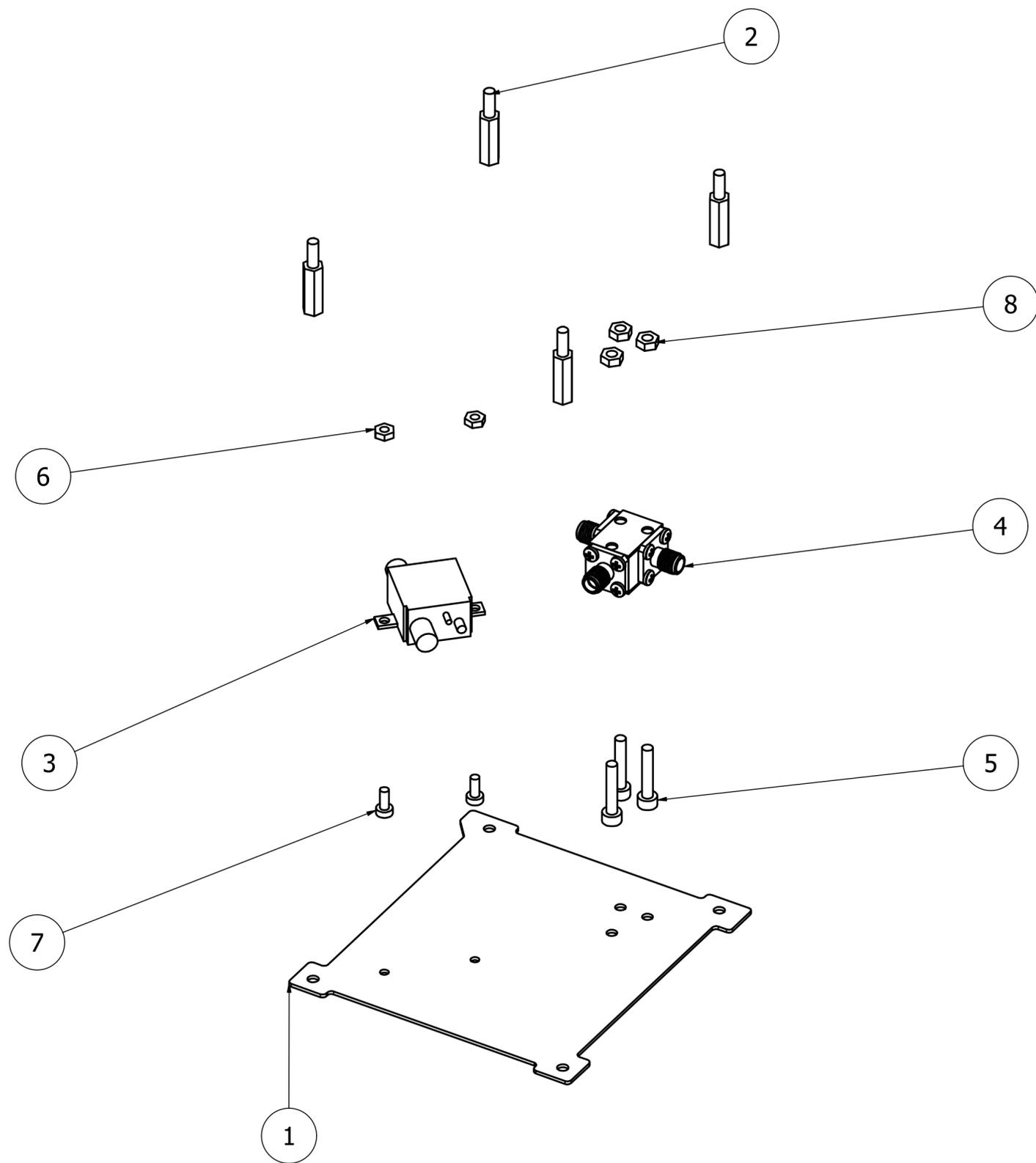
E (2)



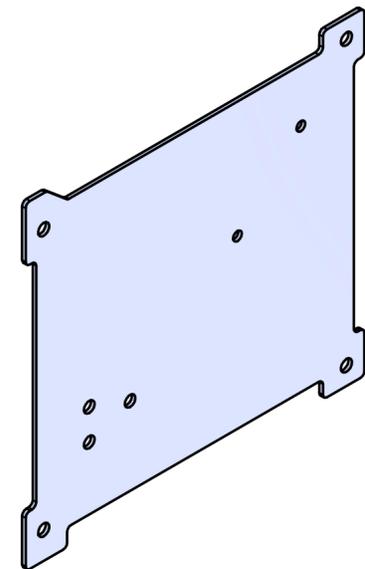
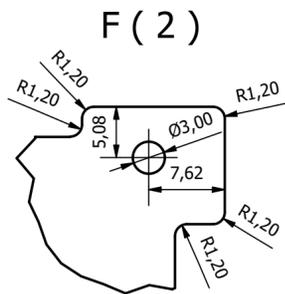
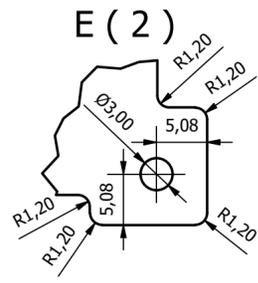
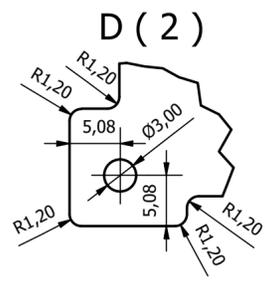
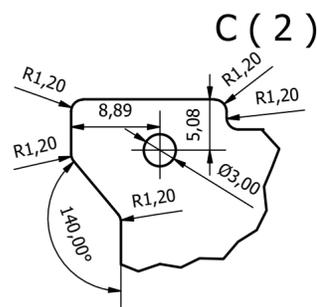
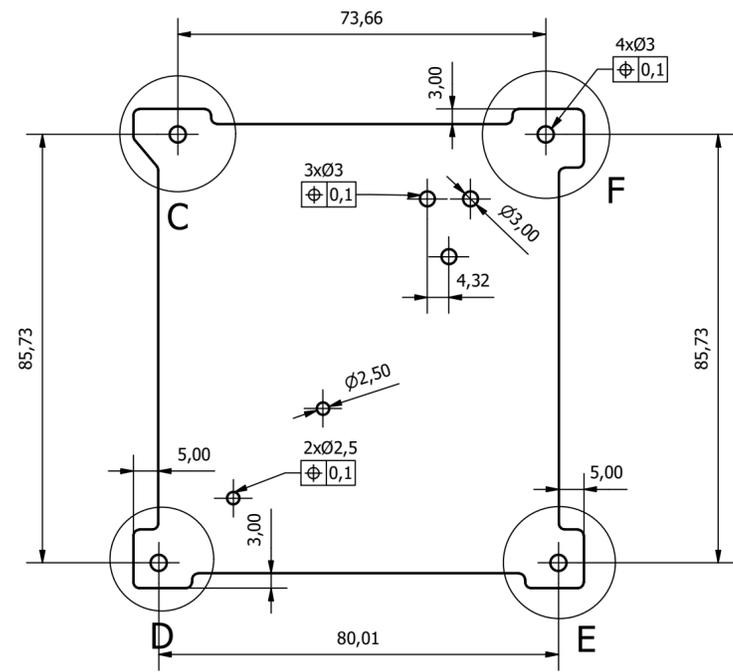
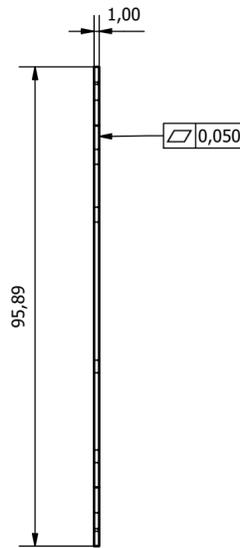
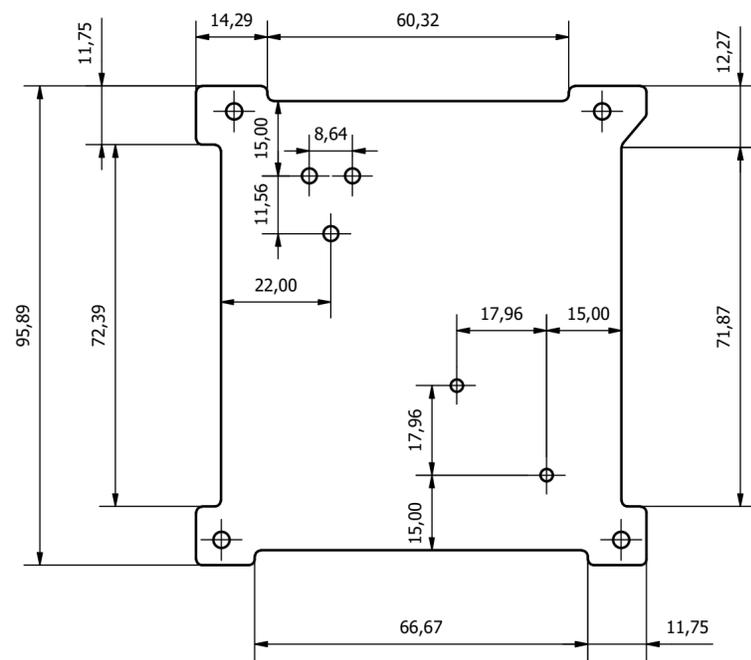
F (2)



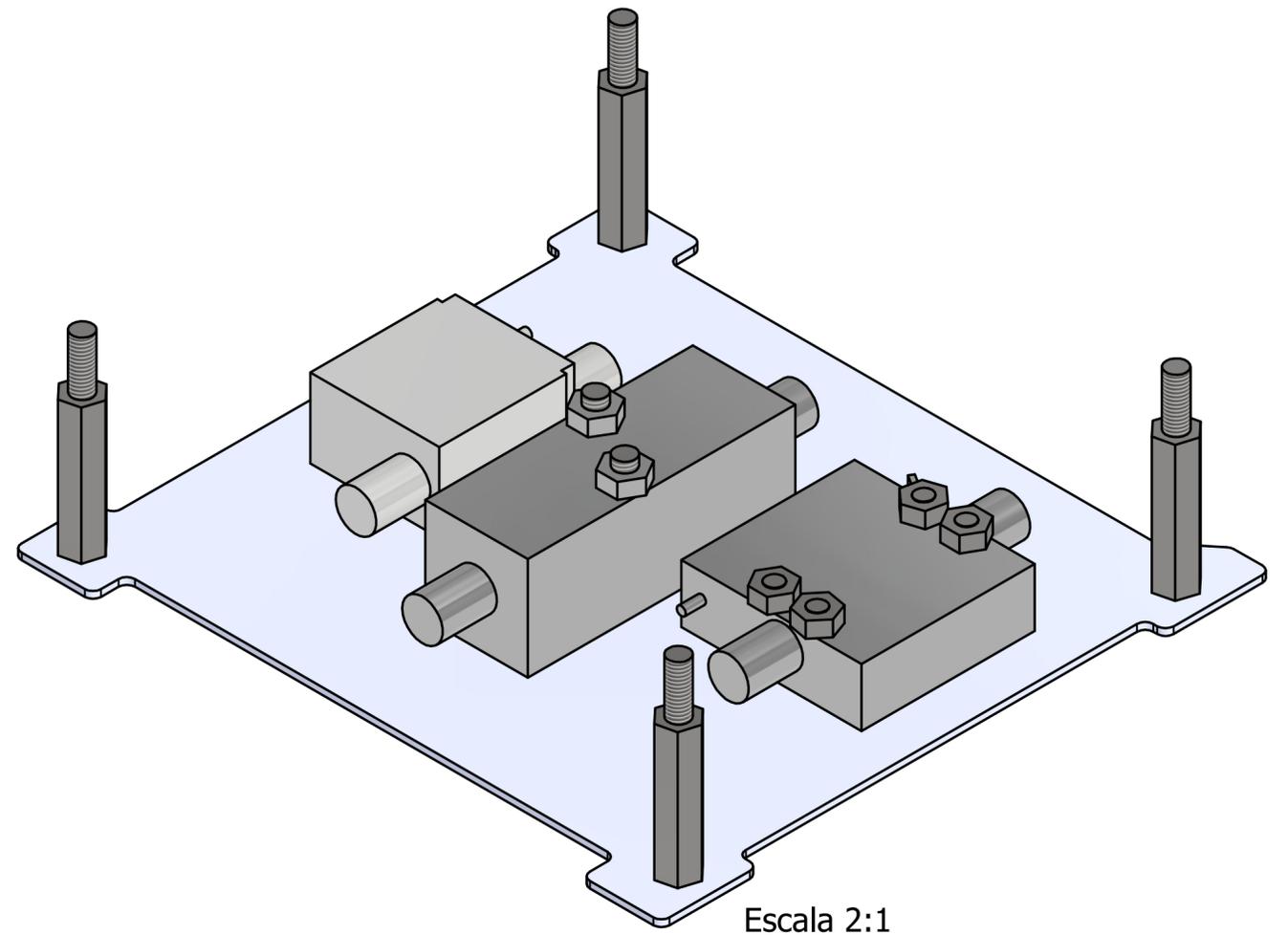
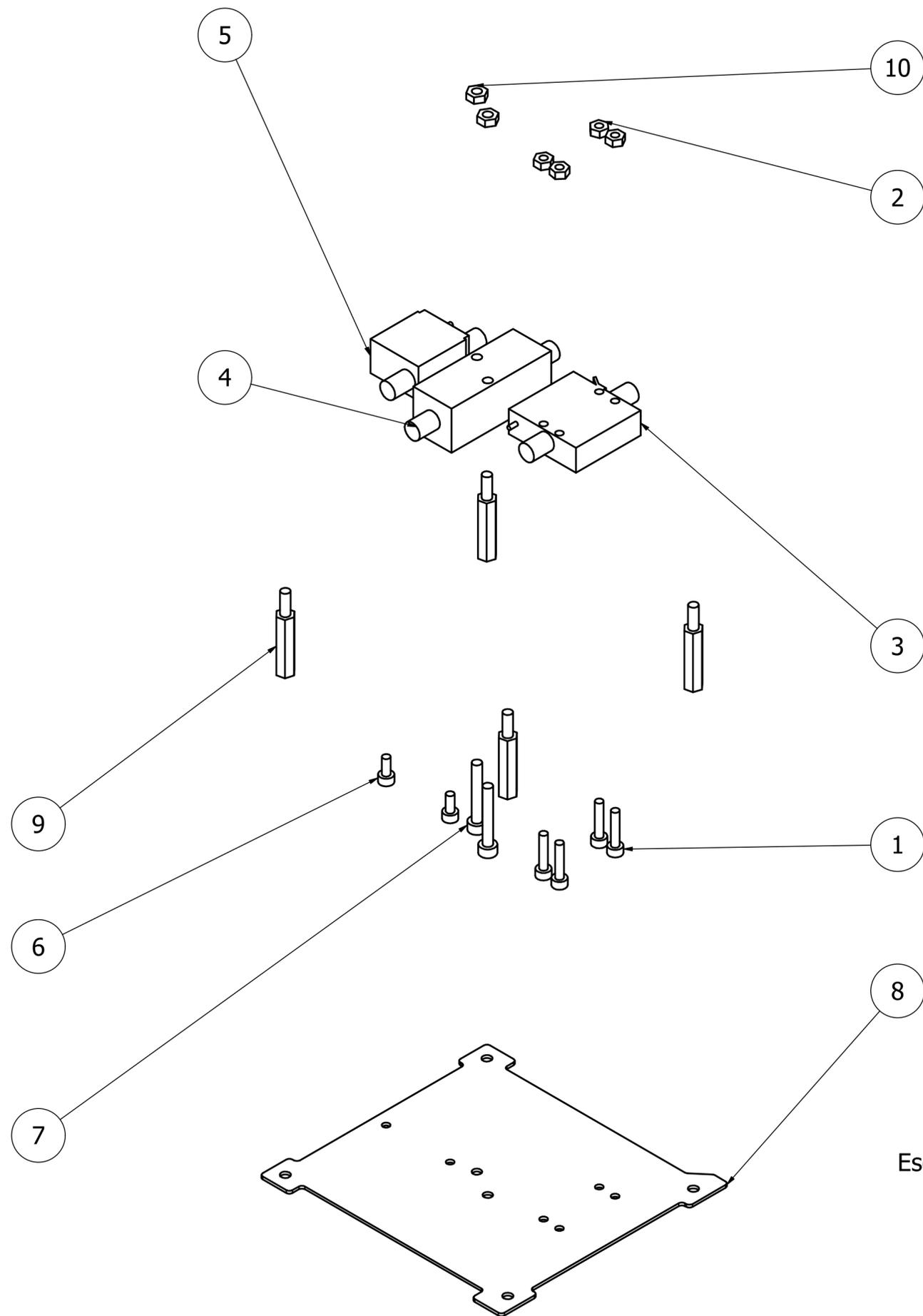
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
COMPROB.	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:1	Bandeja CAL				Plano: SAR-024-010101	HOJA: 1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



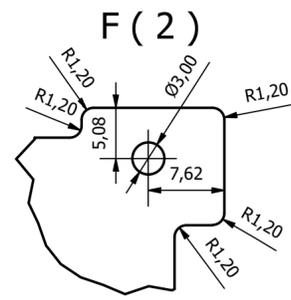
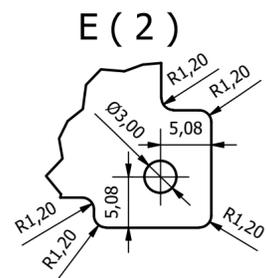
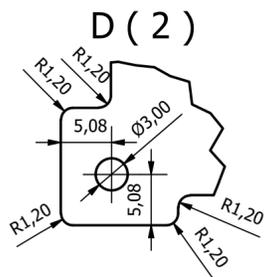
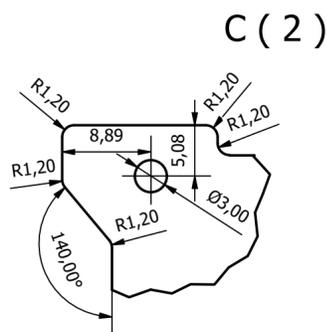
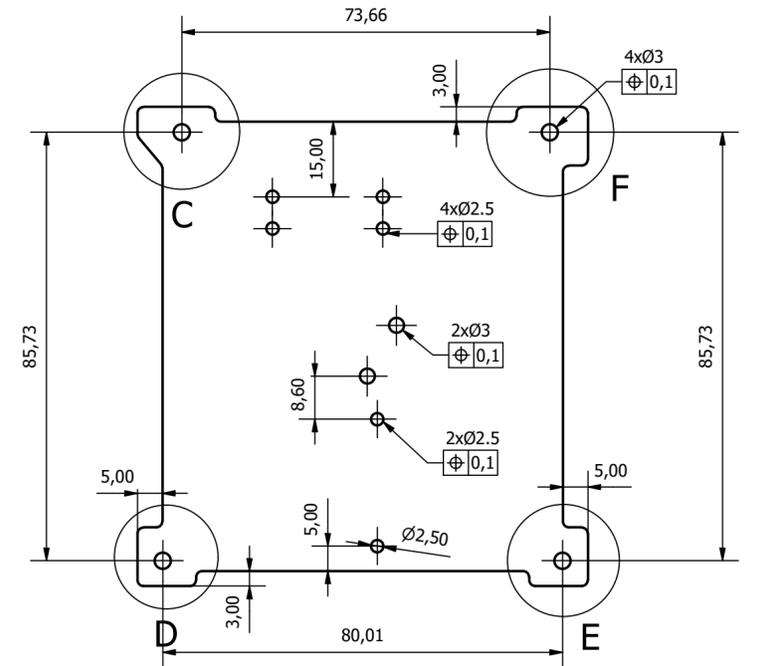
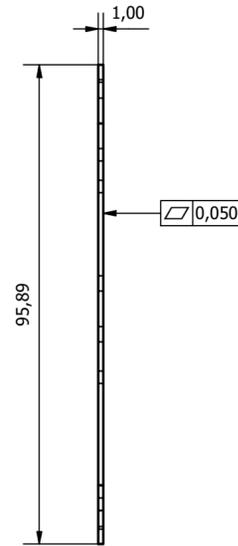
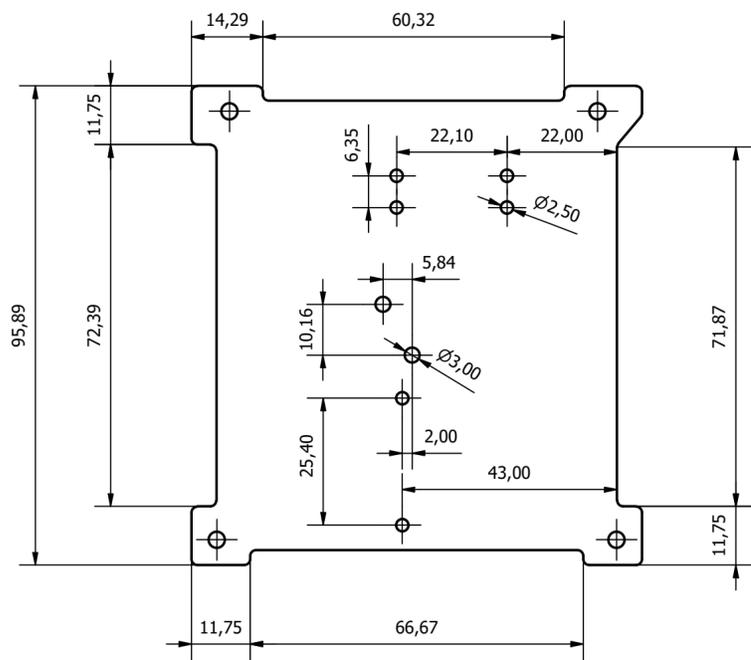
LISTA DE PIEZAS						
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN			
1	1	SAR-024-01010201	Bandeja RX			
2	4	SAR-024-01010204	STANDOFFS 15 M			
3	1	SAR-024-01010202	ZX60			
4	1	SAR-024-01010203	D3C9			
5	3	SAR-024-01010205	Tornillo M3x16			
6	2	SAR-024-01010206	Tuerca M2			
7	2	SAR-024-01010207	Tornillo M2.5x6			
8	3	SAR-024-01010208	Tuerca M3			
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA	RX				Plano:	SHEET:
1:1					SAR-024-01010200	1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



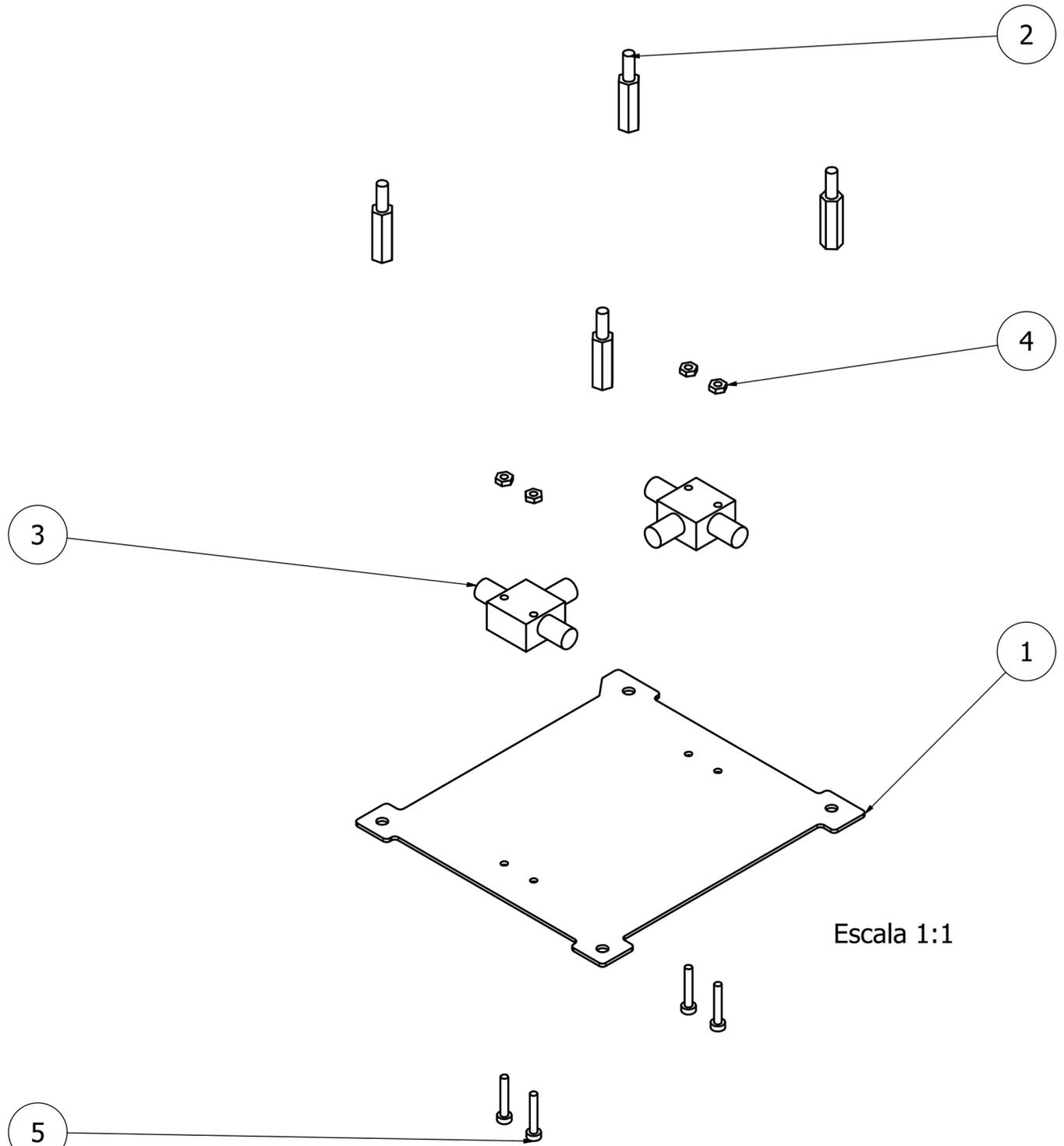
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
COMPROB.	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1	Bandeja RX			Plano: SAR-024-01010201	HOJA: 1	
				Sustituye a:		
				Sustituido por:		



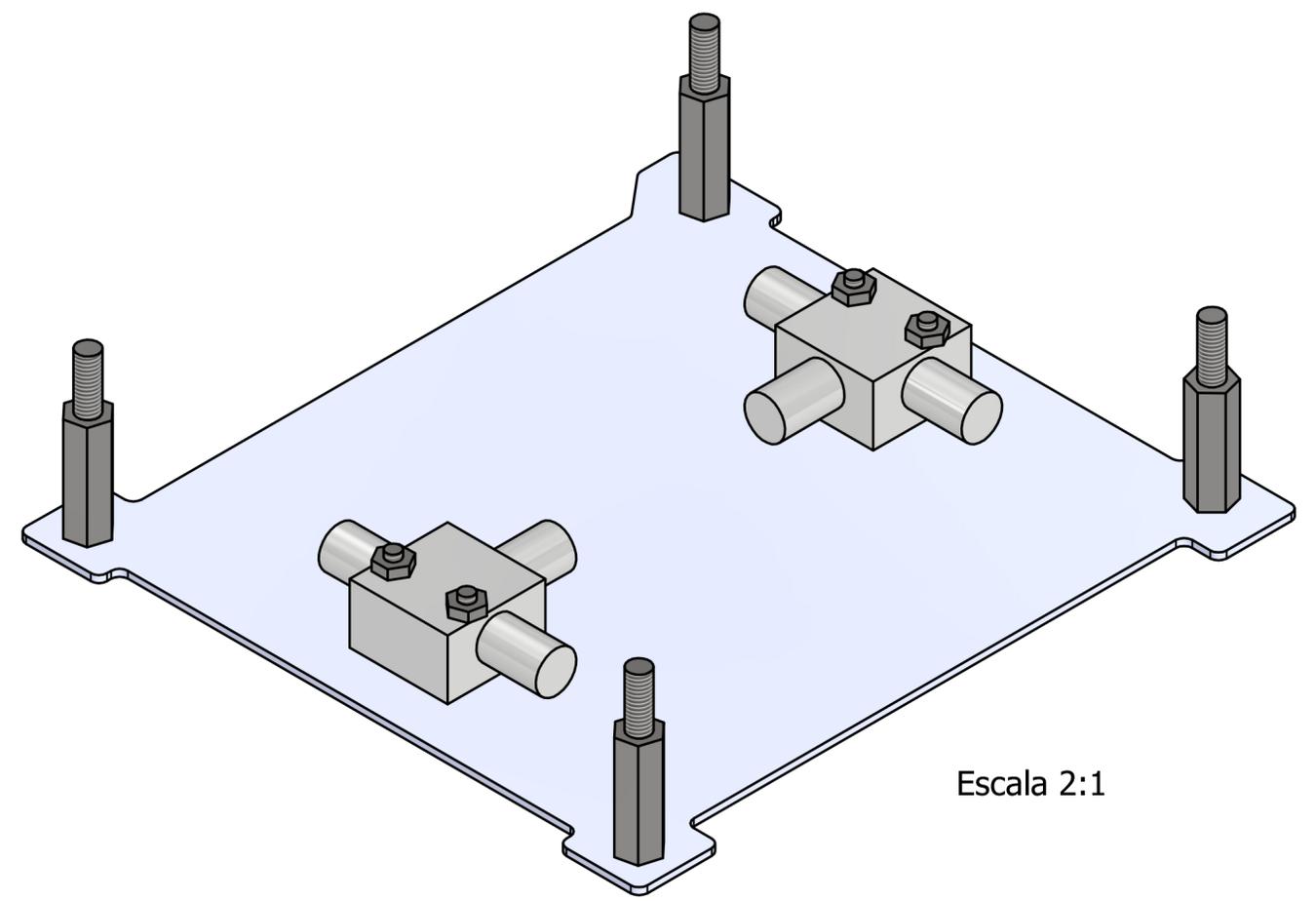
LISTA DE PIEZAS							
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN				
1	4	SAR-024-01010306	Tornillo M2.5x12				
2	6	SAR-024-01010307	Tuerca M2.5				
3	1	SAR-024-01010302	ZVE				
4	1	SAR-024-01010303	ZBSS				
5	1	SAR-024-01010304	ZX60				
6	2	SAR-024-01010308	Tornillo M2.5x6				
7	2	SAR-024-01010309	Tornillo M3x20				
8	1	SAR-024-01010301	Bandeja TX				
9	4	SAR-024-01010305	Stand off 15 M				
10	2	SAR-024-01010310	Tuerca M3				
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado		
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE		
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986		
ESCALA	TX					Plano:	SHEET:
2:1						SAR-024-01010300	1
						Sustituye a:	
						Sustituido por:	



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
COMPROB.	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1	Bandeja TX				Plano: SAR-024-01010301	HOJA: 1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	

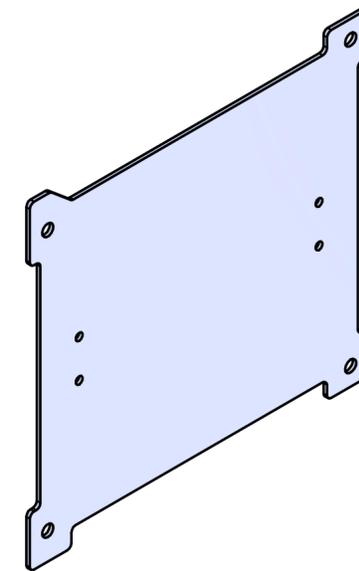
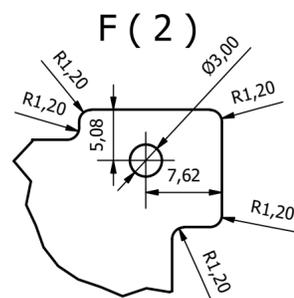
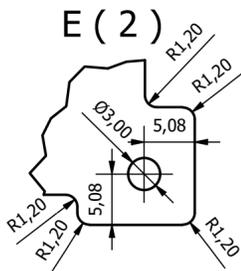
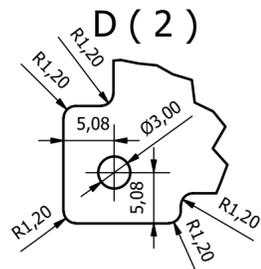
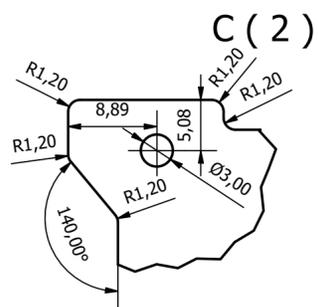
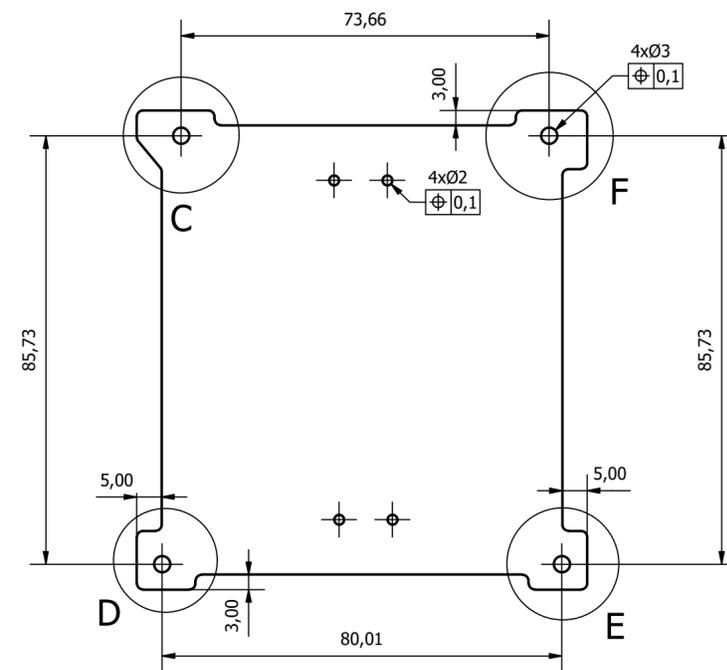
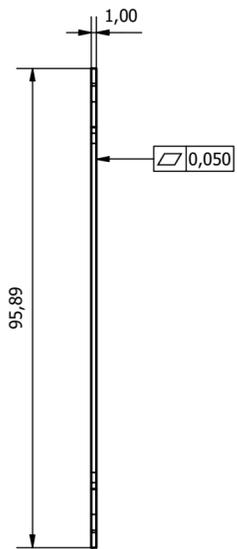
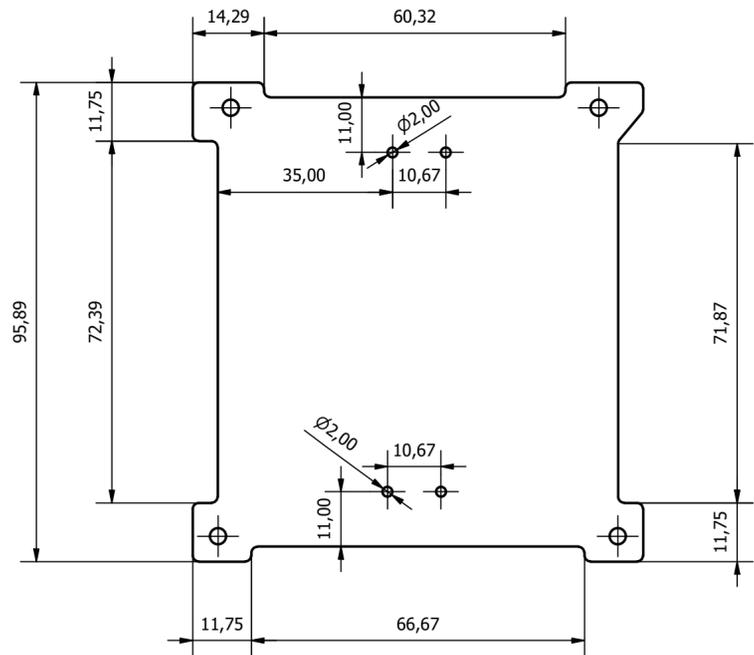


Escala 1:1

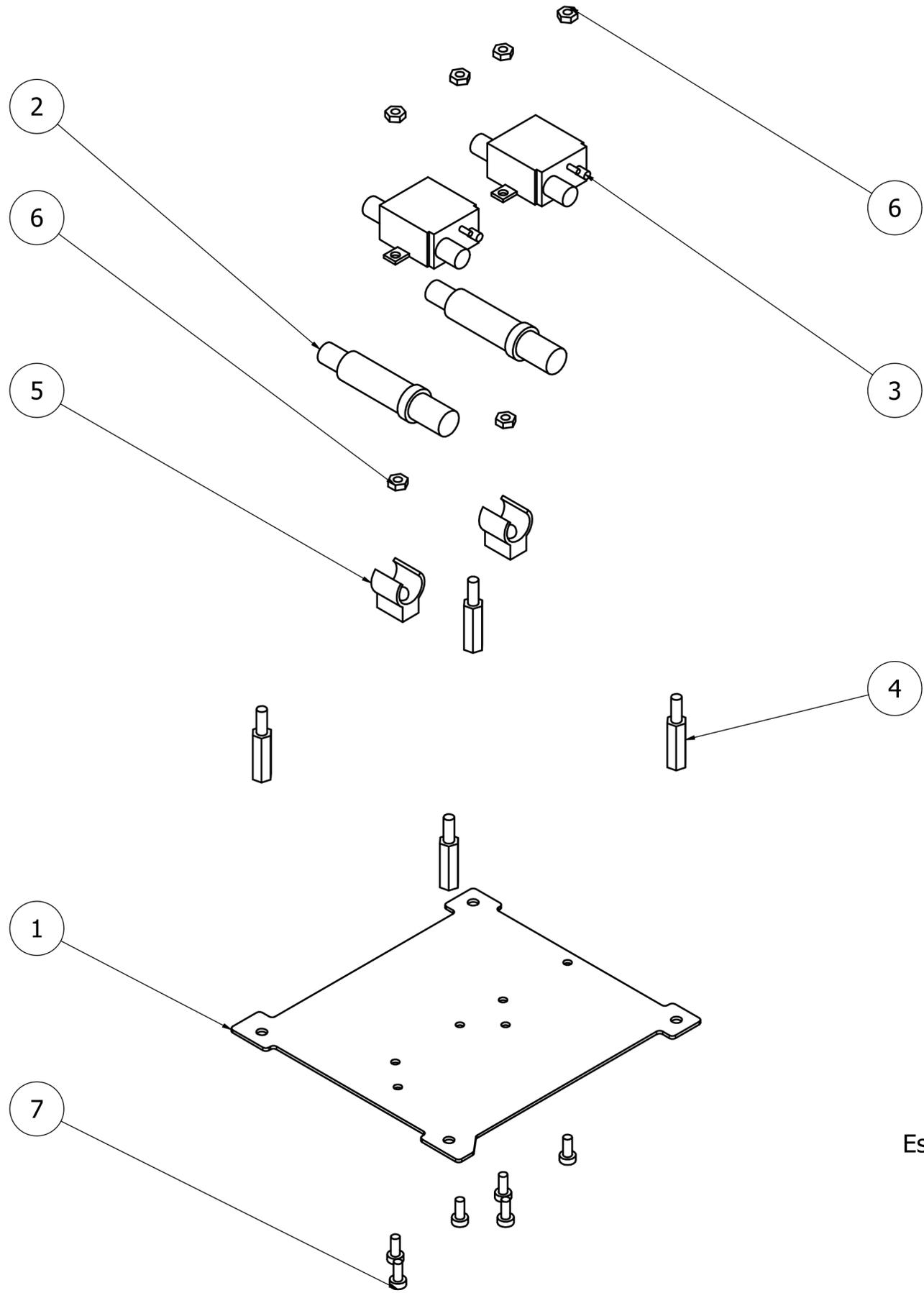


Escala 2:1

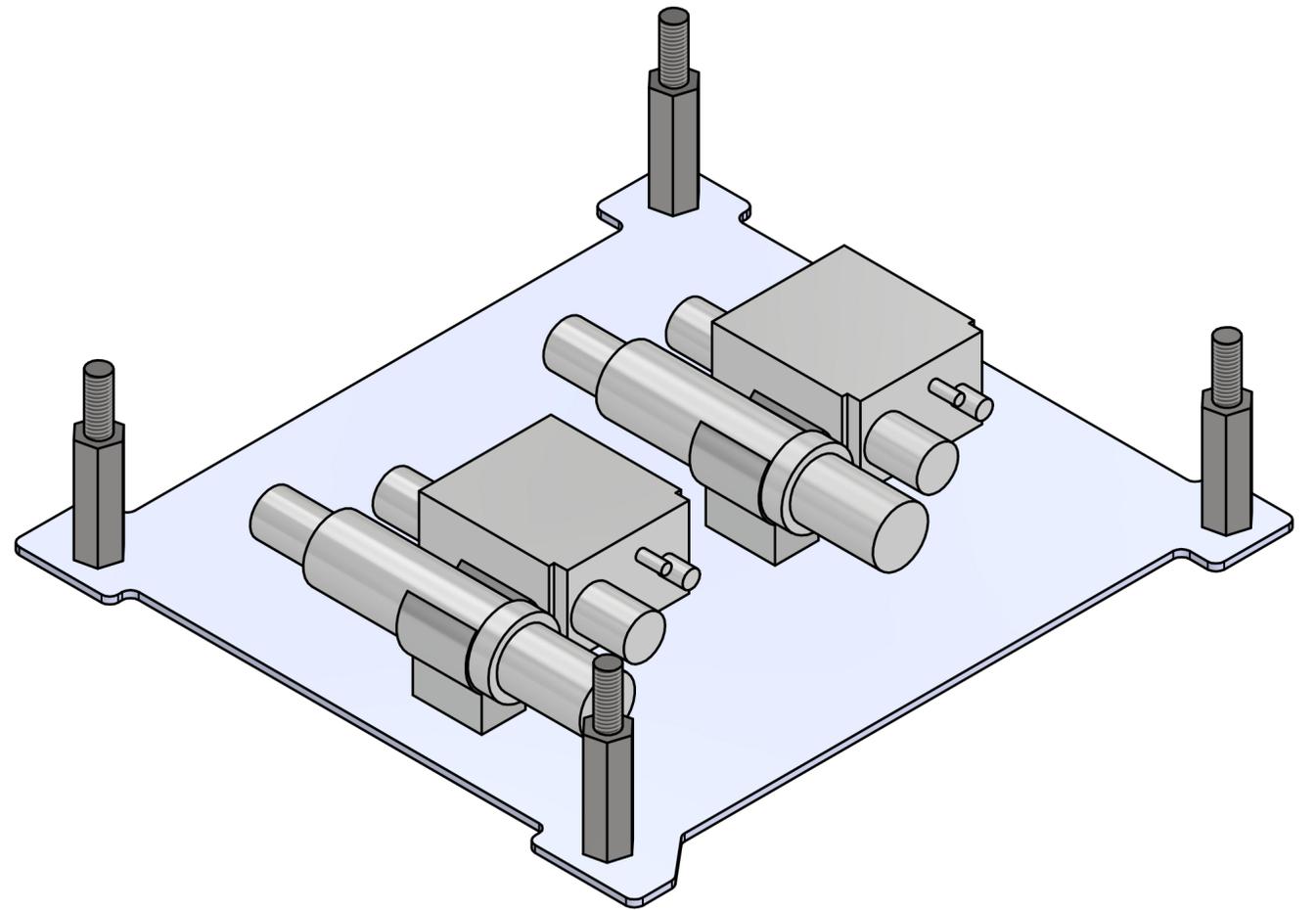
LISTA DE PIEZAS							
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA		DESCRIPCIÓN			
1	1	SAR-024-01010401		Bandeja MIX			
2	4	SAR-024-01010404		STANDOFFS 15 M			
3	2	SAR-024-01010402		ZMDB			
4	4	SAR-024-01010405		Tuerca M2			
5	4	SAR-024-01010403		Tornillo M2x12			
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986		
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.					
CHECK	08/05/2024	F.F.S.					
ESCALA 1:1	MIX				Plano: SAR-024-01010400	SHEET: 1	
					Sustituye a:		Sustituido por:



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
COMPROB.	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA	Bandeja				Plano:	HOJA:
1					SAR-024-01010401	1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	

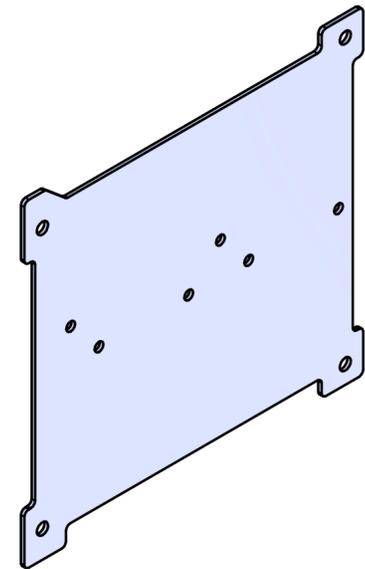
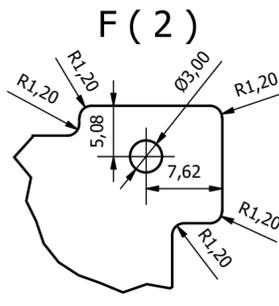
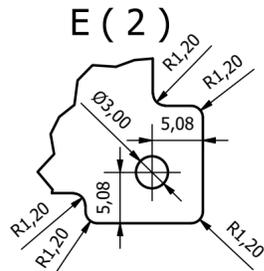
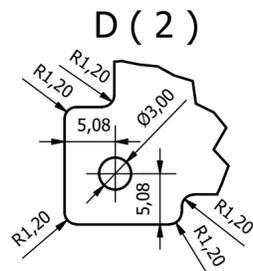
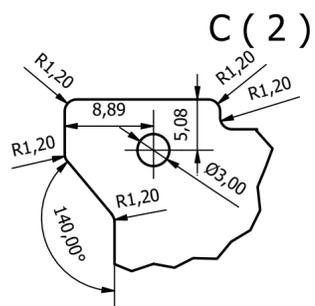
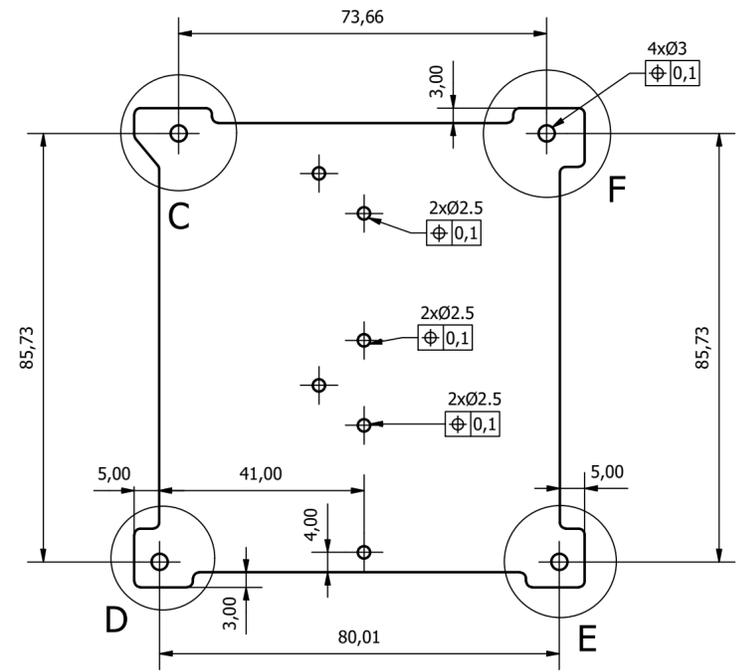
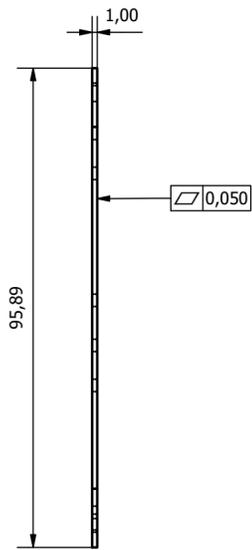
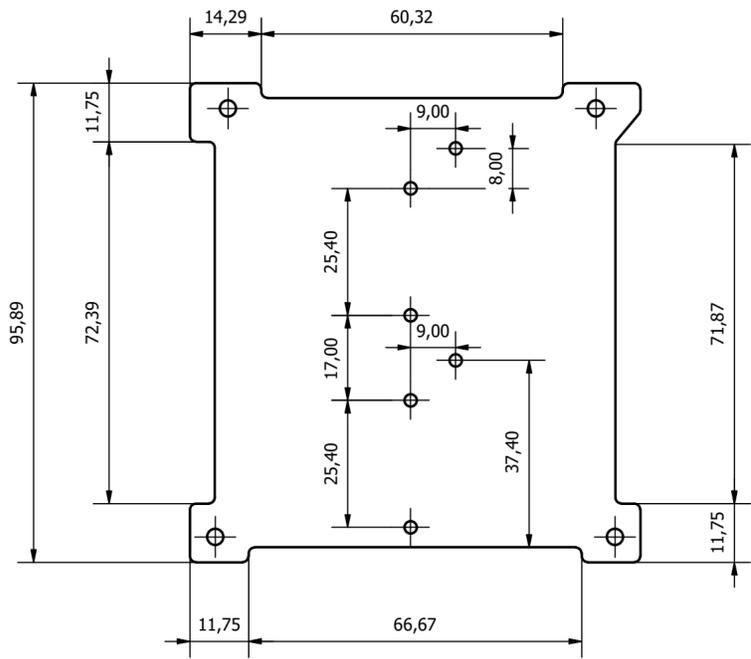


Escala 1:1

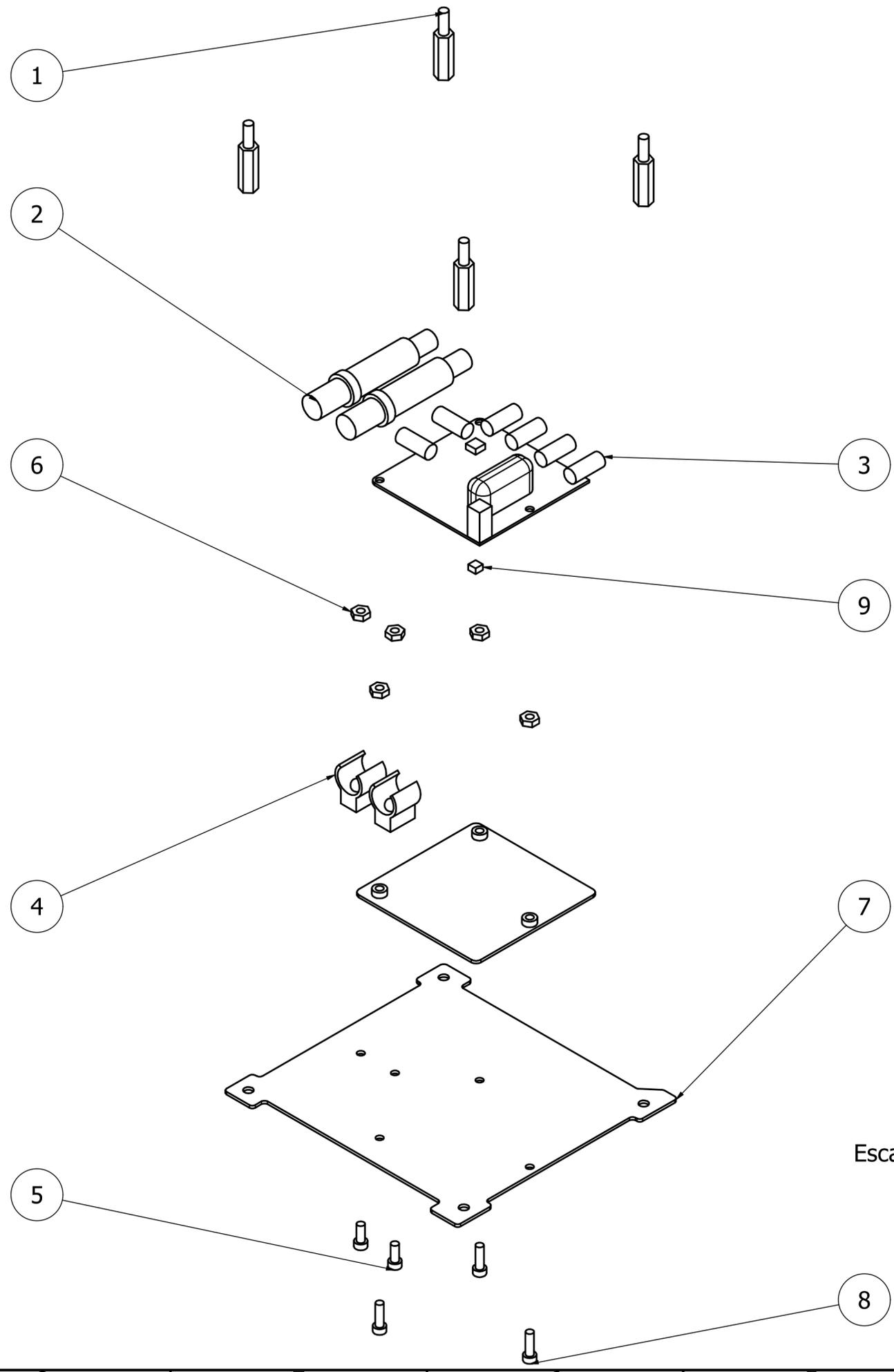


Escala 2:1

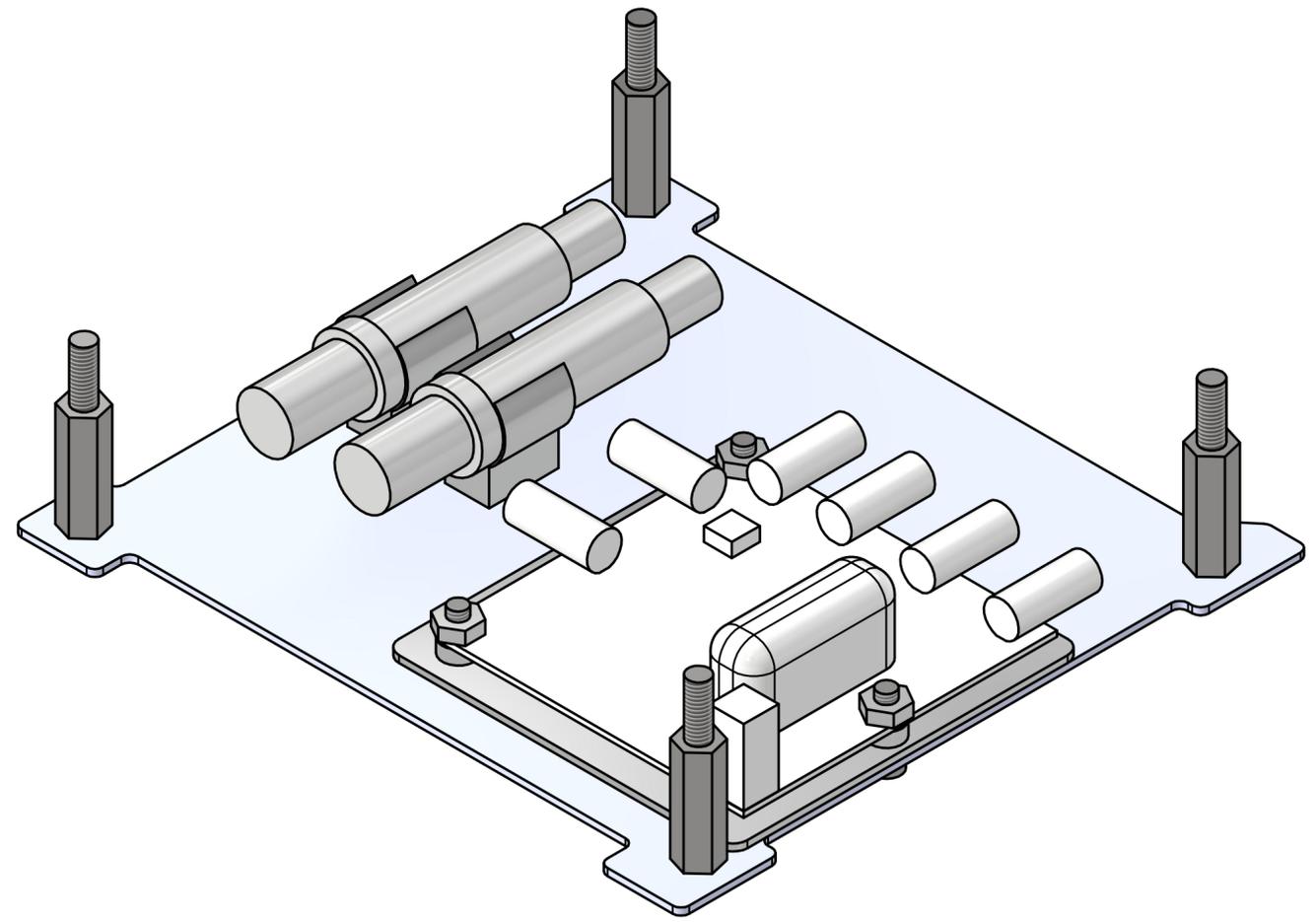
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.		Plano: SAR-024-01010500	SHEET: 1	
ESCALA 1:1	AMP				Sustituye a:	
					Sustituido por:	



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	UC UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
COMPROB.	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1	Bandeja AMP			Plano: SAR-024-01010501	HOJA: 1	
				Sustituye a:		
				Sustituido por:		

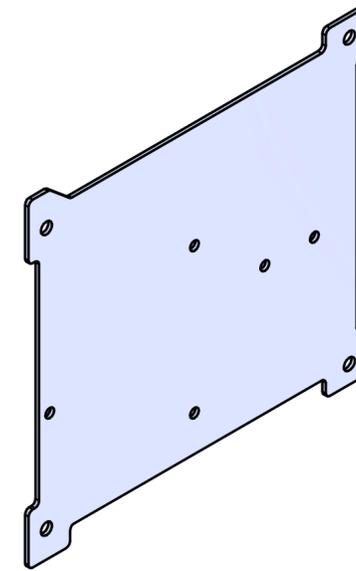
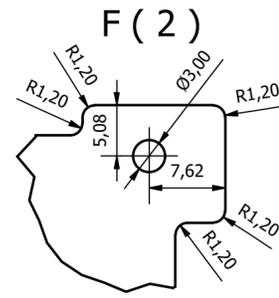
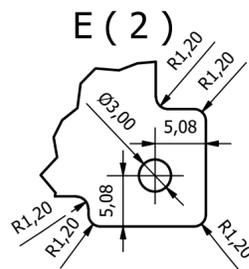
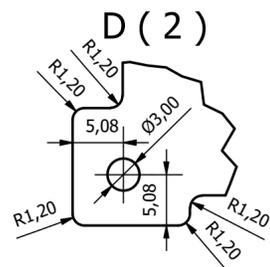
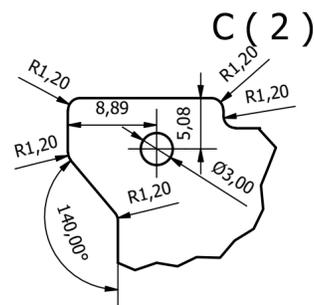
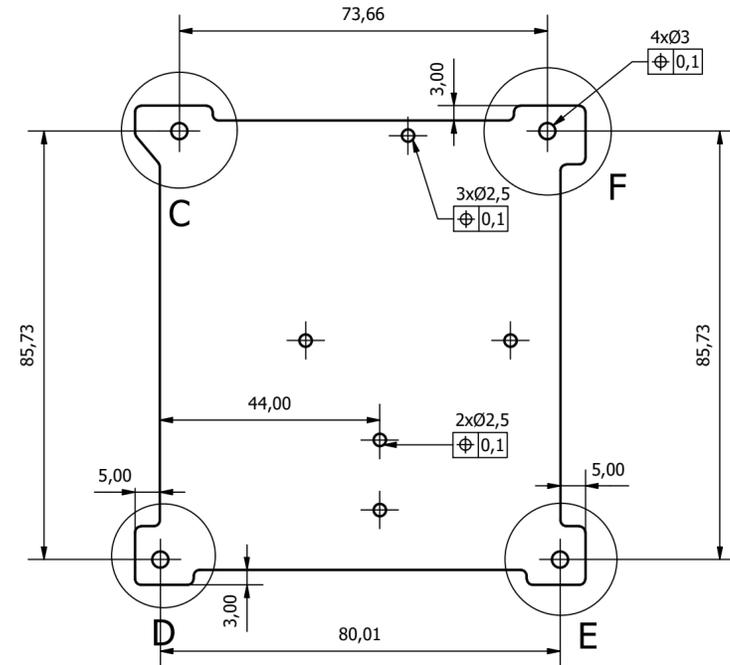
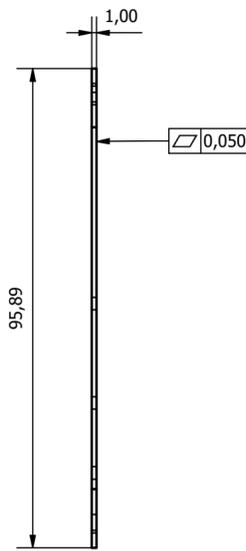
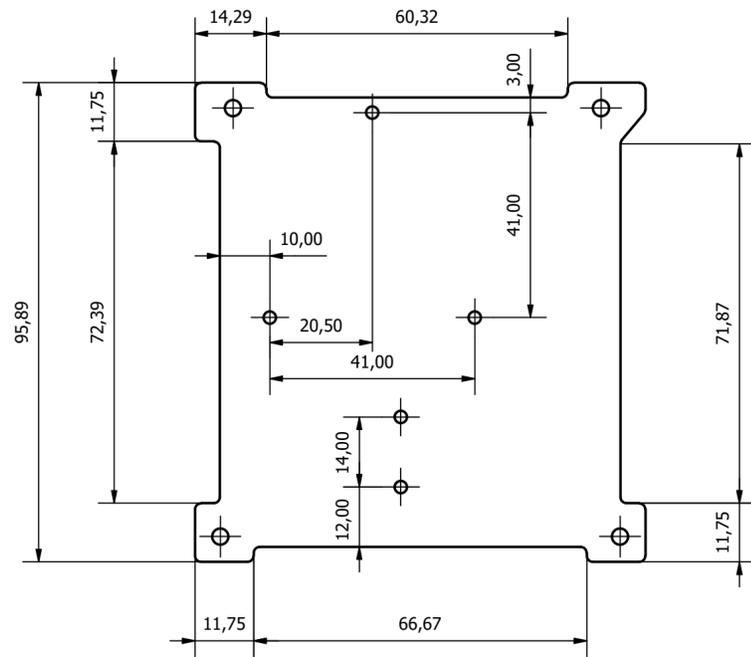


Escala 1:1

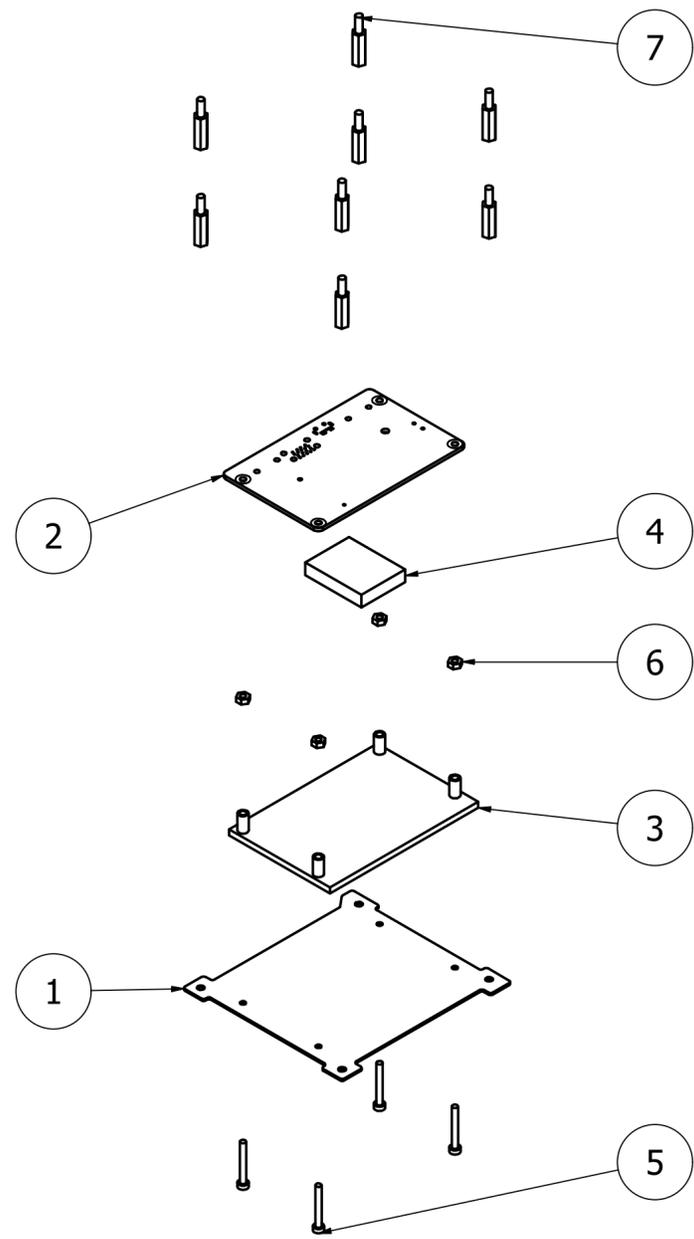


Escala 2:1

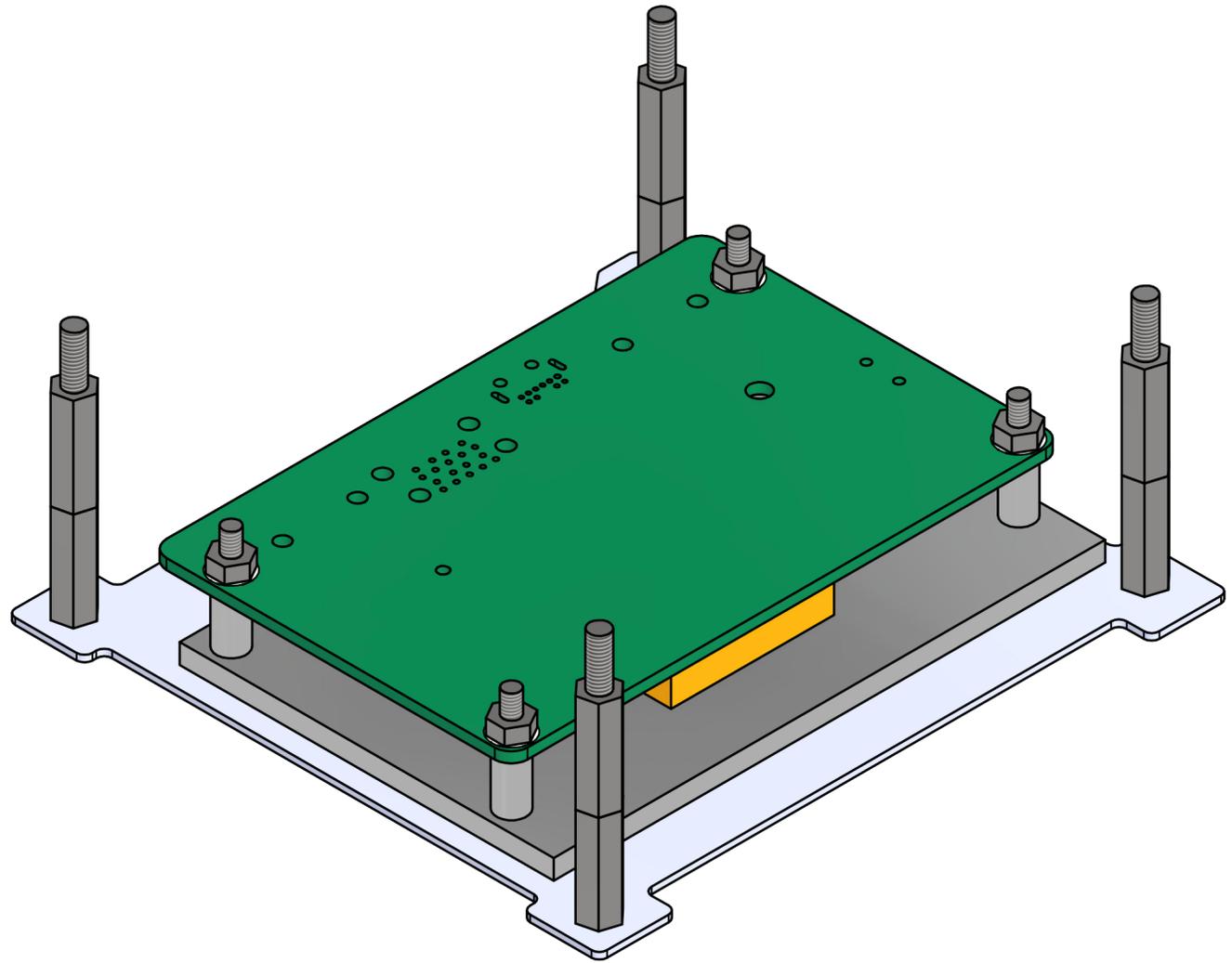
LISTA DE PIEZAS									
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA		DESCRIPCIÓN					
1	4	SAR-024-01010604		Stand Offs 15 M					
2	2	SAR-024-01010603		VBFZ					
3	1	SAR-024-01010602		Placa OSC					
4	2	SAR-024-01010605		Sujeta VBFZ					
5	2	SAR-024-01010606		Tornillo M2.5x6					
6	5	SAR-024-01010607		Tuerca M2.5					
7	1	SAR-024-01010901		Bandeja OBC					
8	3	SAR-024-01010608		Tornillo M2.5x8					
9	1	SAR-024-01010609		CU OSC					
10	1	SAR-024-01010610		Soporte OSC					
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado				
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986				
ESCALA					OSC		Plano:	SHEET:	
1:1							SAR-024-01010600	1	
							Sustituye a:		
							Sustituido por:		



FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	UC UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO 08/04/2024	D.E.C.				
COMPROB. 08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1	Bandeja OSC			Plano: SAR-024-01010601	HOJA: 1
				Sustituye a:	
				Sustituido por:	

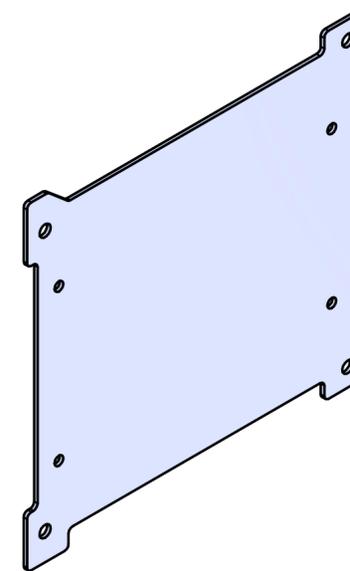
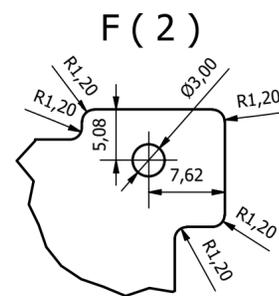
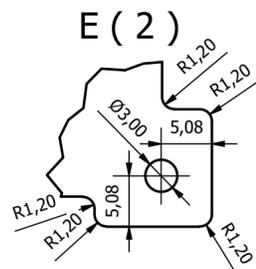
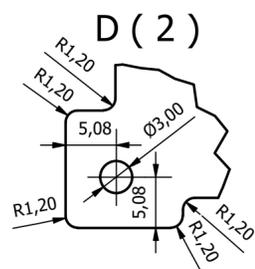
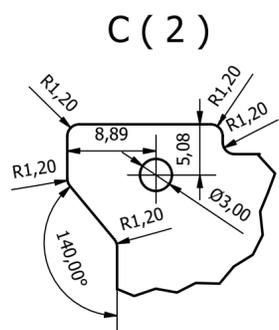
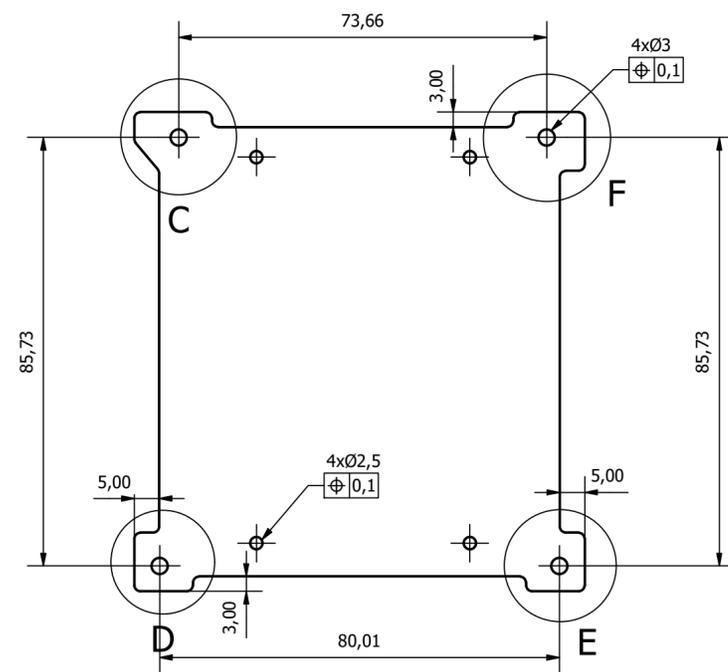
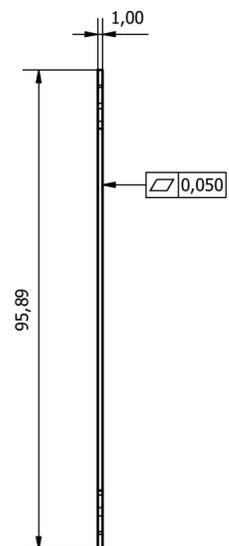
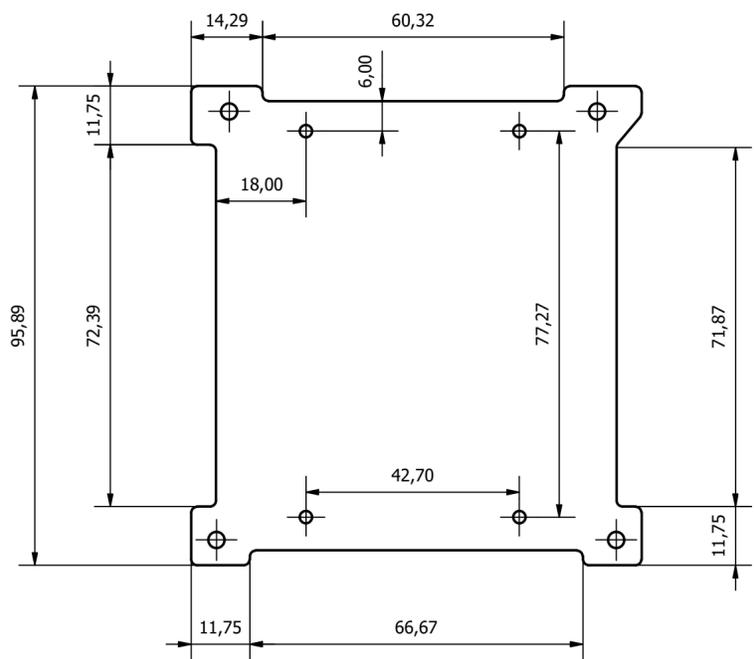


Escala 1:2

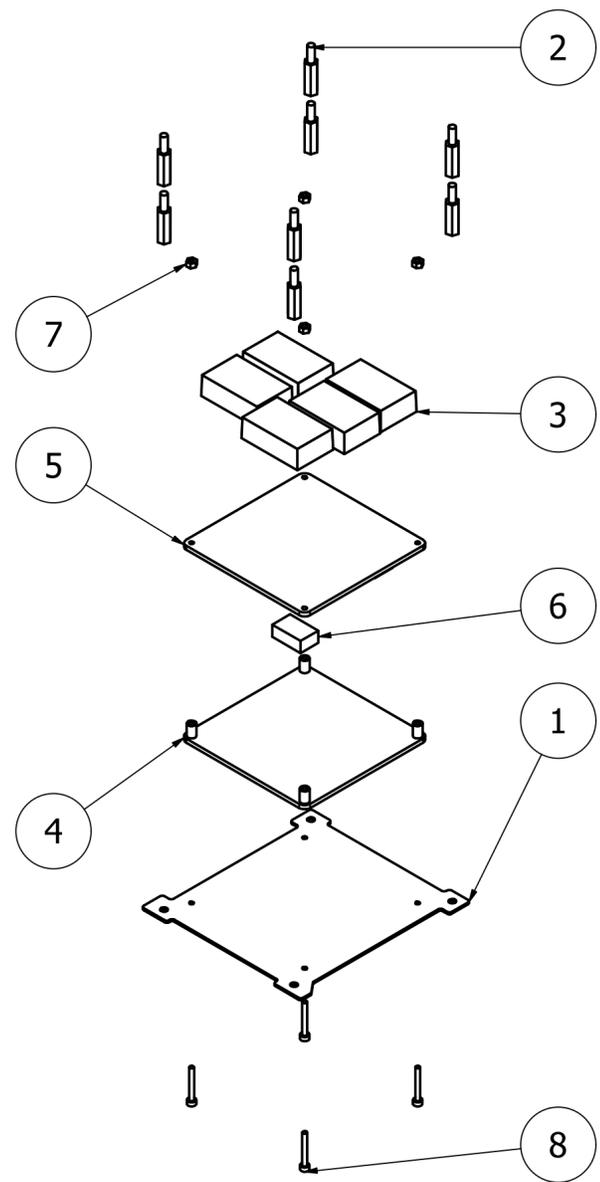


Escala 2:1

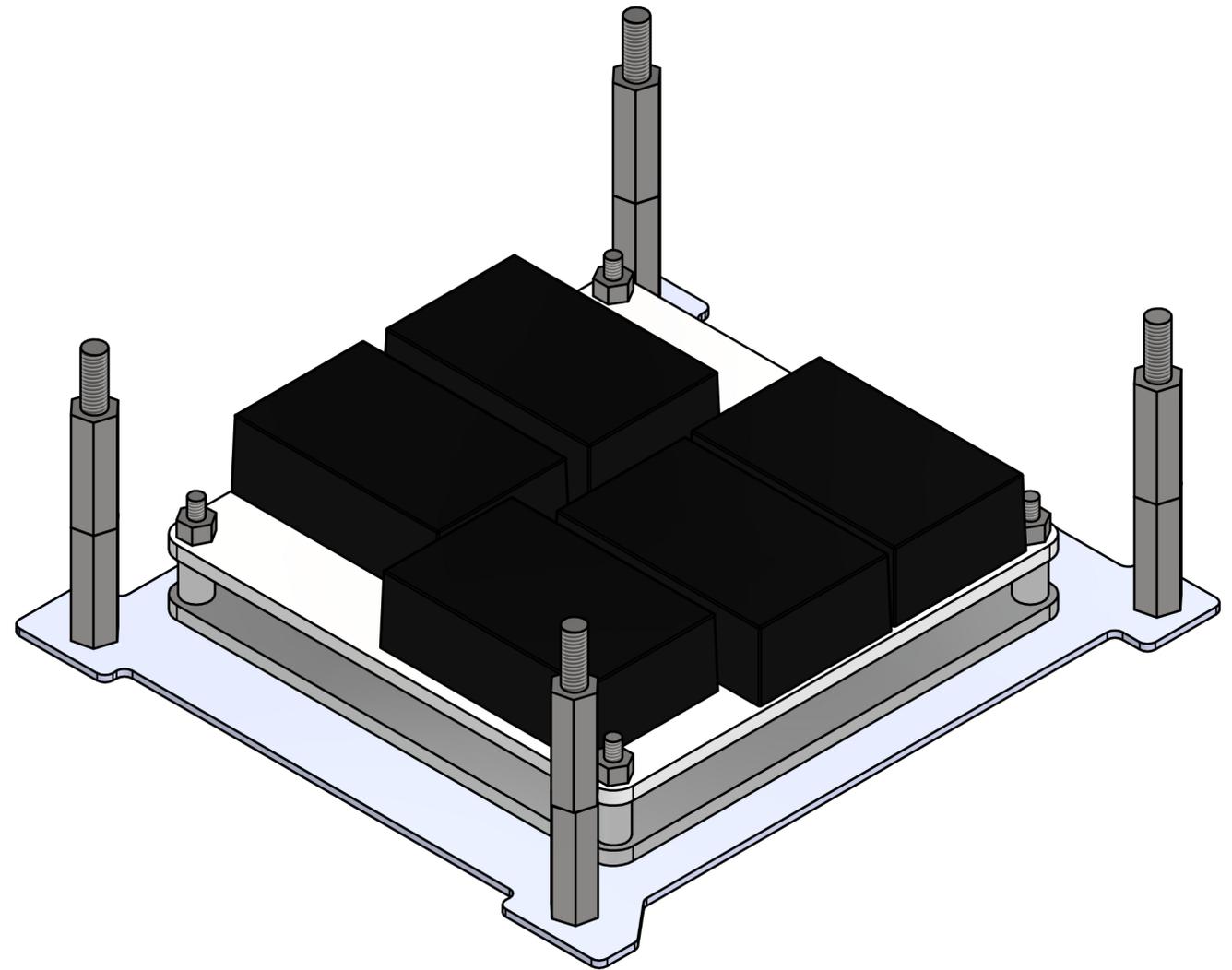
LISTA DE PIEZAS							
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN				
1	1	SAR-024-01010701	Bandeja DHS				
2	1	SAR-024-01010702	ALF51				
3	1	SAR-024-01010703	Soporte ALF51				
4	1	SAR-024-01010704	CU DHS				
5	4	SAR-024-01010706	Tornillo M2,5x20				
6	4	SAR-024-01010707	Tuerca M2,5				
7	8	SAR-024-01010705	Stand off 15 M				
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado		
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE		
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986		
ESCALA	<div style="text-align: center; font-size: 24pt; font-weight: bold;">DHS</div>				Plano:	SAR-024-01010700	SHEET:
1:2						1	
					Sustituye a:		
				Sustituido por:			



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
COMPROB.	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1	Bandeja DHS				Plano: SAR-024-01010701	HOJA: 1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	

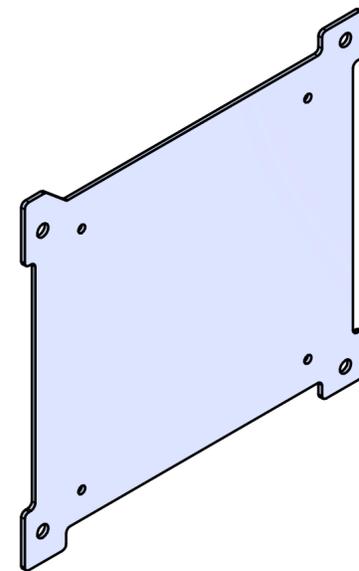
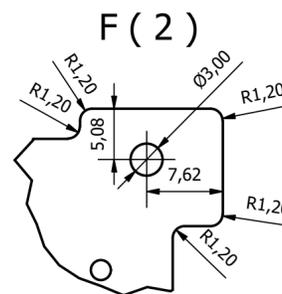
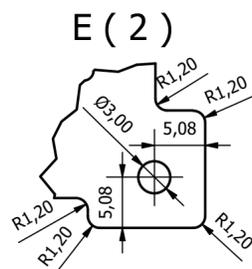
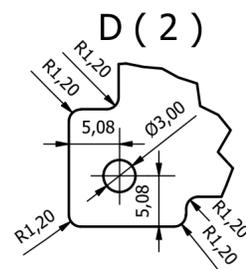
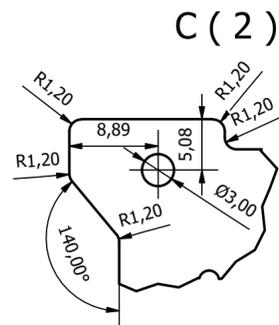
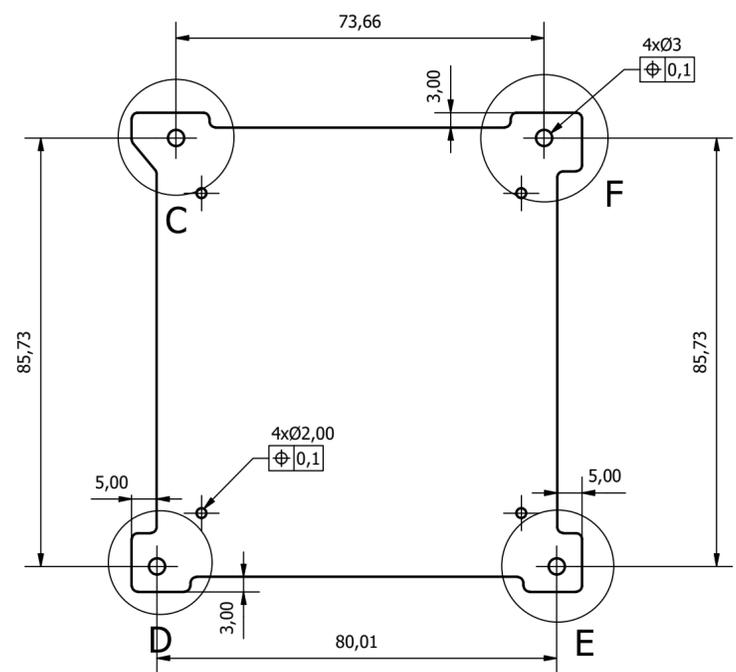
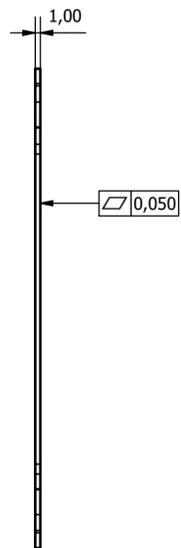
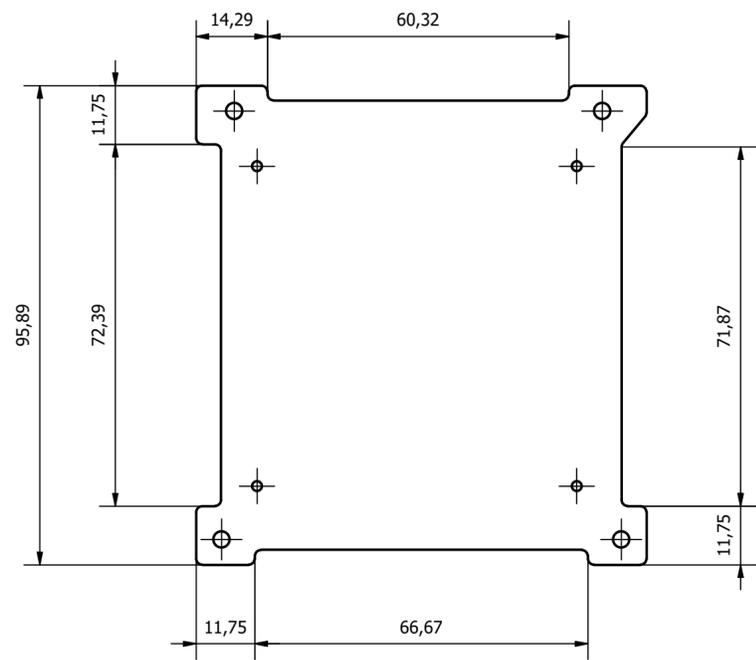


Escala 1:2

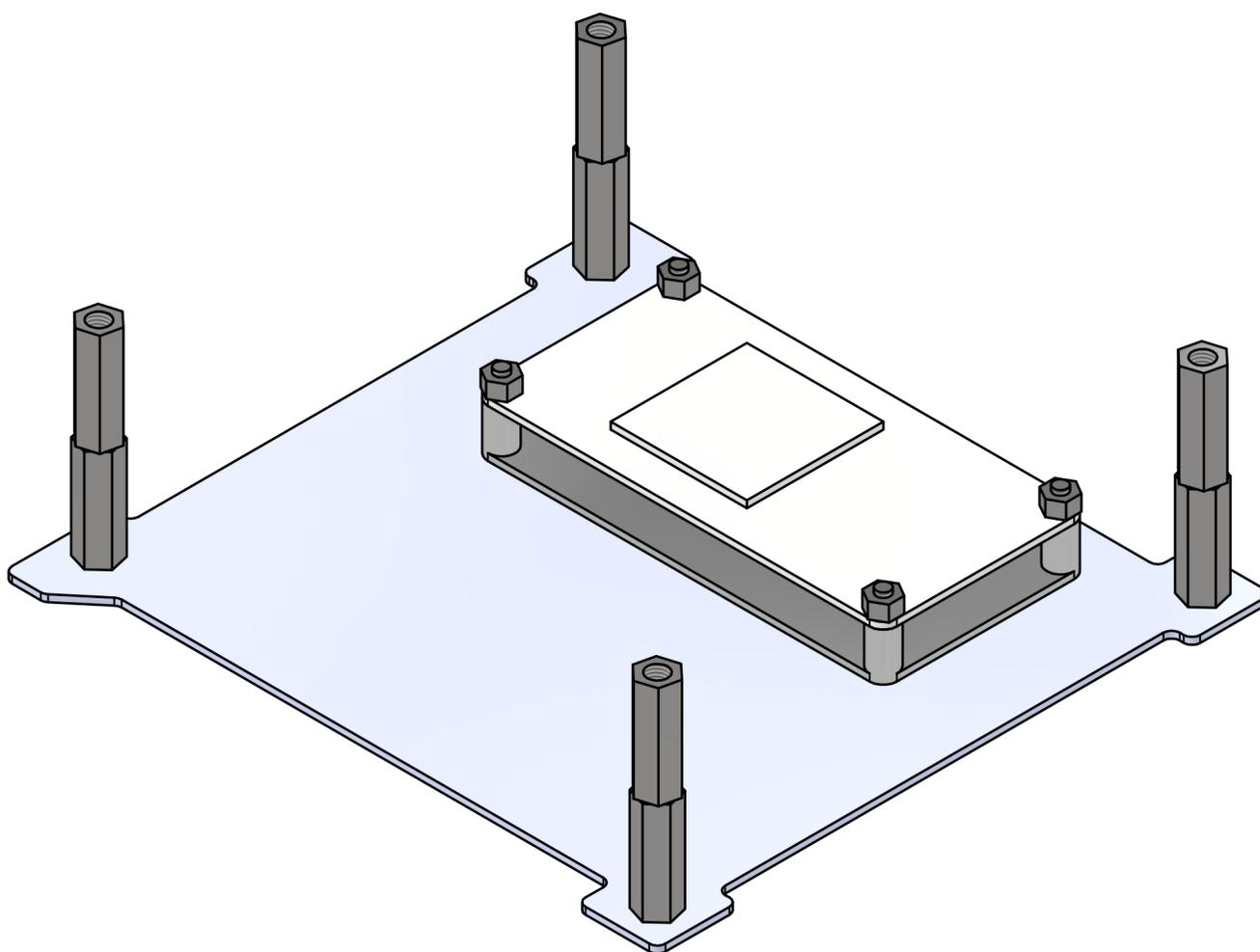
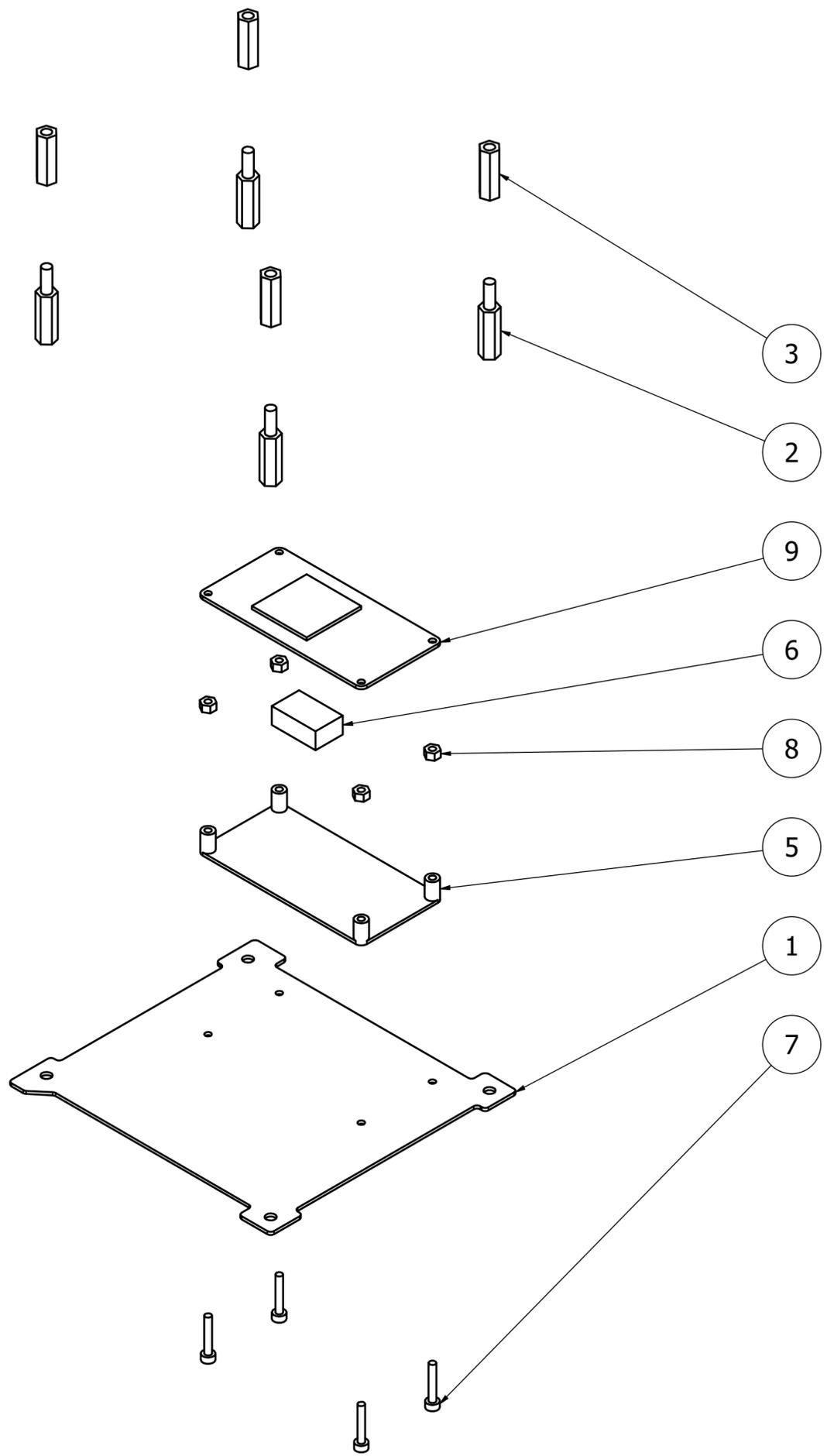


Escala 2:1

LISTA DE PIEZAS								
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN					
1	1	SAR-024-01010801	BANDEJA EPS					
2	8	SAR-024-01010803	STANDOFFS 15 M					
3	5	SAR-024-01010802	TRACO DCDC					
4	1	SAR-024-01010805	SOPORTE PCB					
5	1	SAR-024-01010804	PCB EPS					
6	5	SAR-024-01010806	CU EPS					
7	4	SAR-024-01010808	Tuerca M2					
8	4	SAR-024-01010807	Tornillo M2x16					
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado			
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE			
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986			
ESCALA					EPS		Plano:	SHEET:
1:2							SAR-024-01010800	1
							Sustituye a:	
	Sustituido por:							



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
COMPROB.	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1	Bandeja EPS				Plano: SAR-024-01010801	HOJA: 1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	

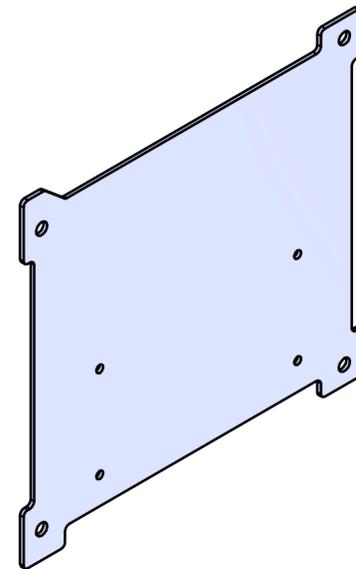
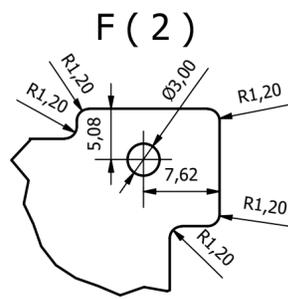
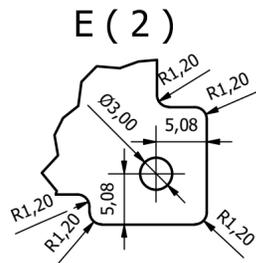
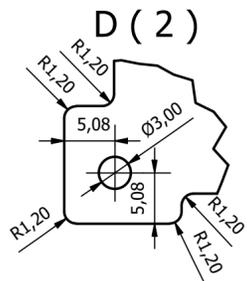
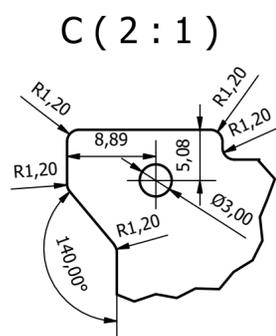
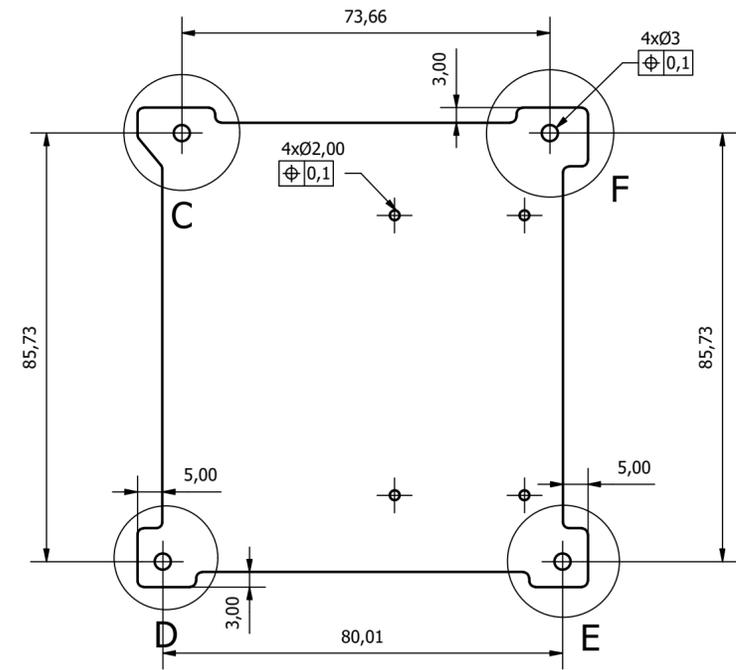
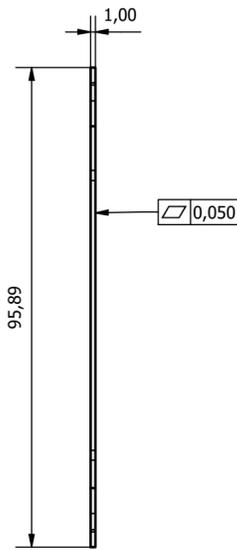
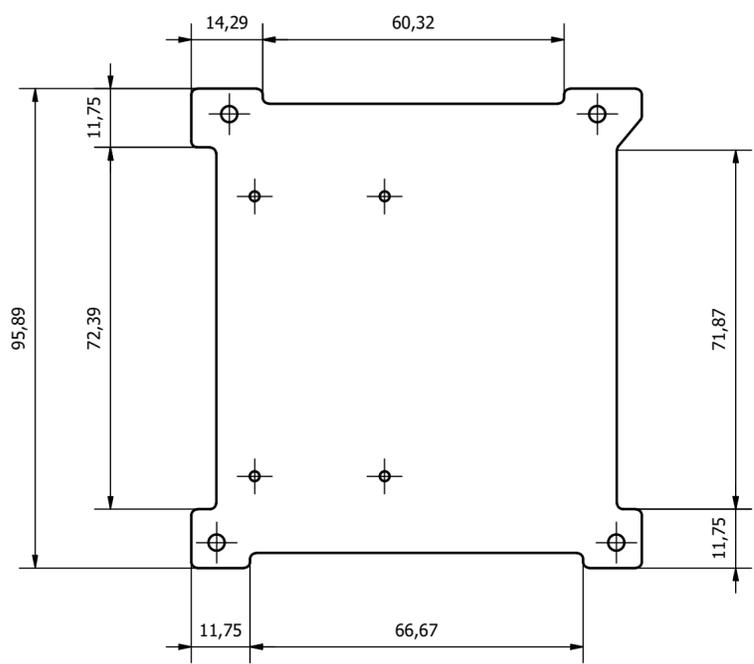


Escala 2:1

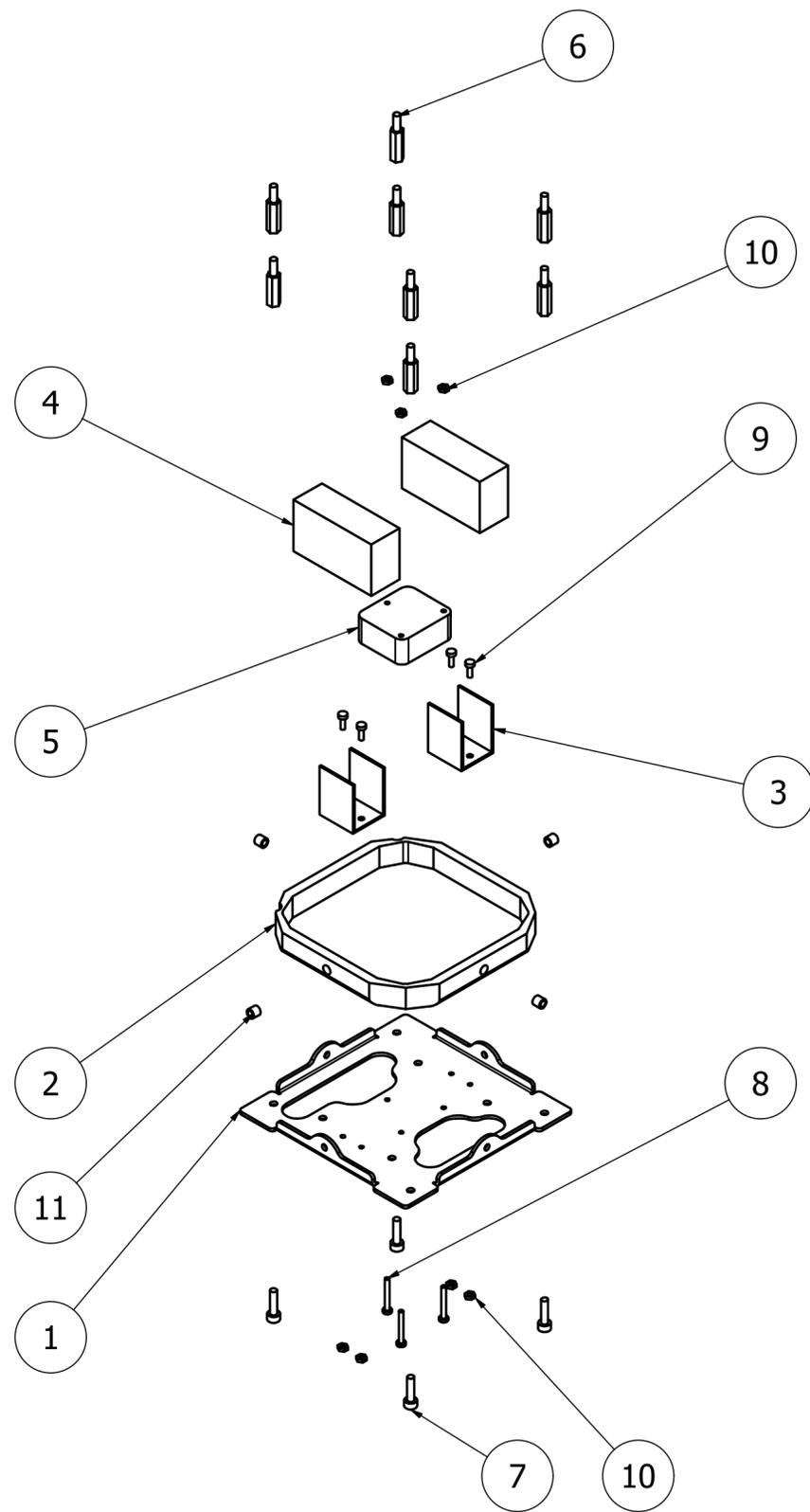
Escala 1:1

LISTA DE PIEZAS			
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN
1	1	SAR-024-01010601	BANDEJA OSC
2	4	SAR-024-01010903	StandOffs 15 M
3	4	SAR-024-01010906	StandOffs 15 H
4	1	SAR-024-01010902	Chip OBC
5	1	SAR-024-01010904	Soporte PCB
6	1	SAR-024-01010907	CU EPS
7	4	SAR-024-01010909	Tornillo M2x12
8	4	SAR-024-01010908	Tuerca M2
9	1	SAR-024-01010905	PCB OBC

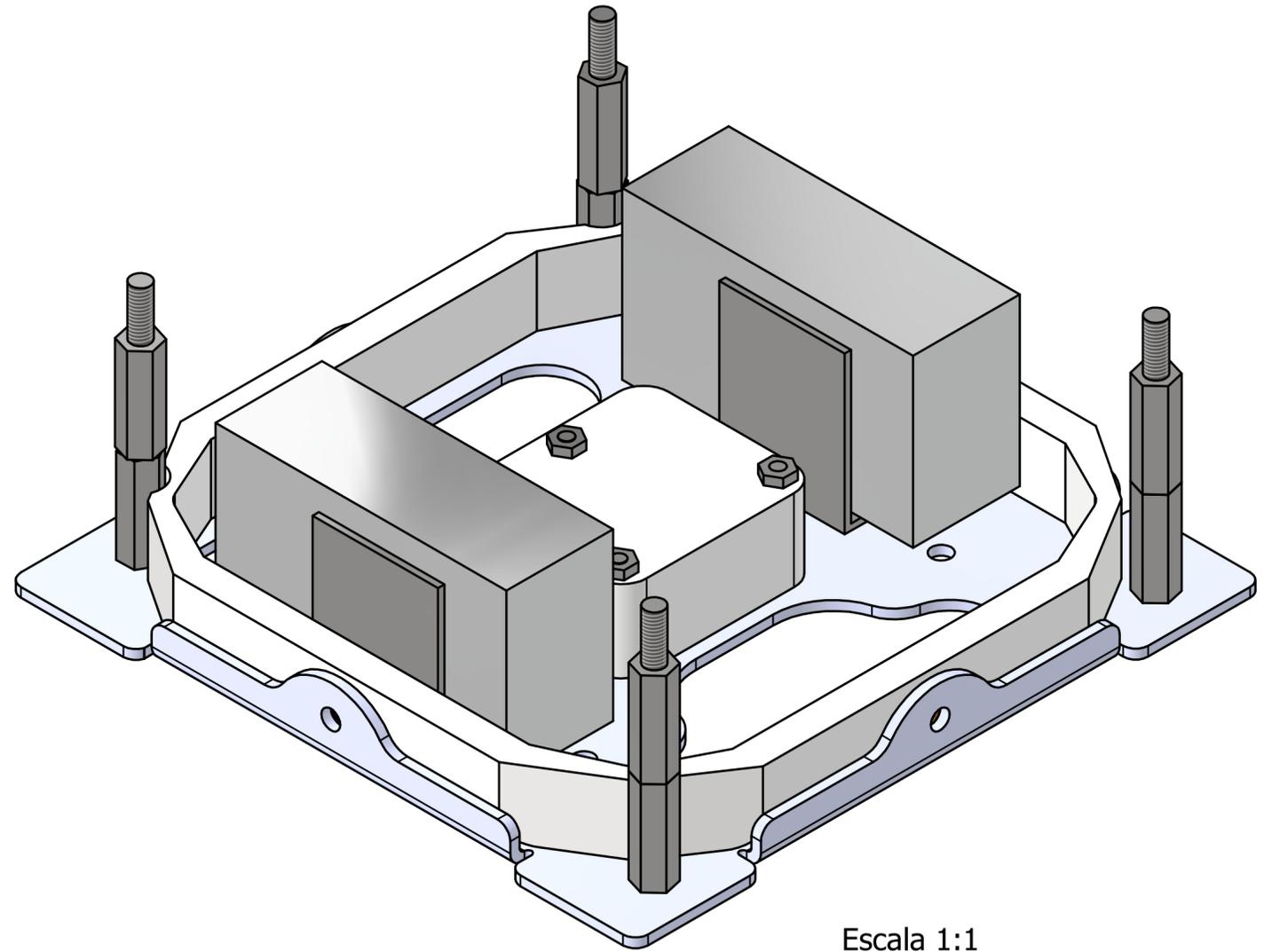
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	 UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:1	OBC				Plano: SAR-024-01010900	SHEET: 1
					Sustituye a:	



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
COMPROB.	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA	Bandeja OBC			Plano:	HOJA:	
1				SAR-024-01010901	1	
				Sustituye a:		
				Sustituido por:		



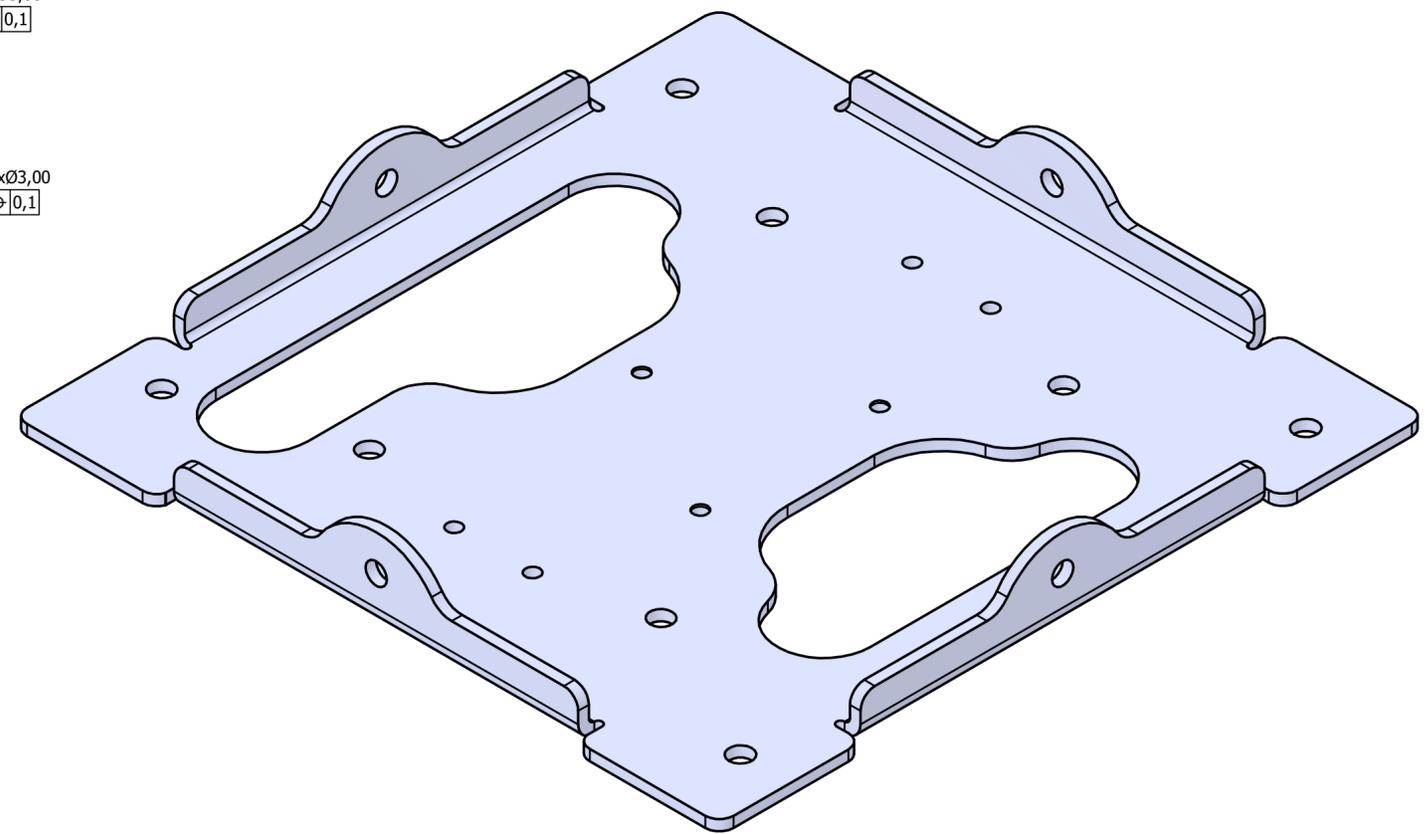
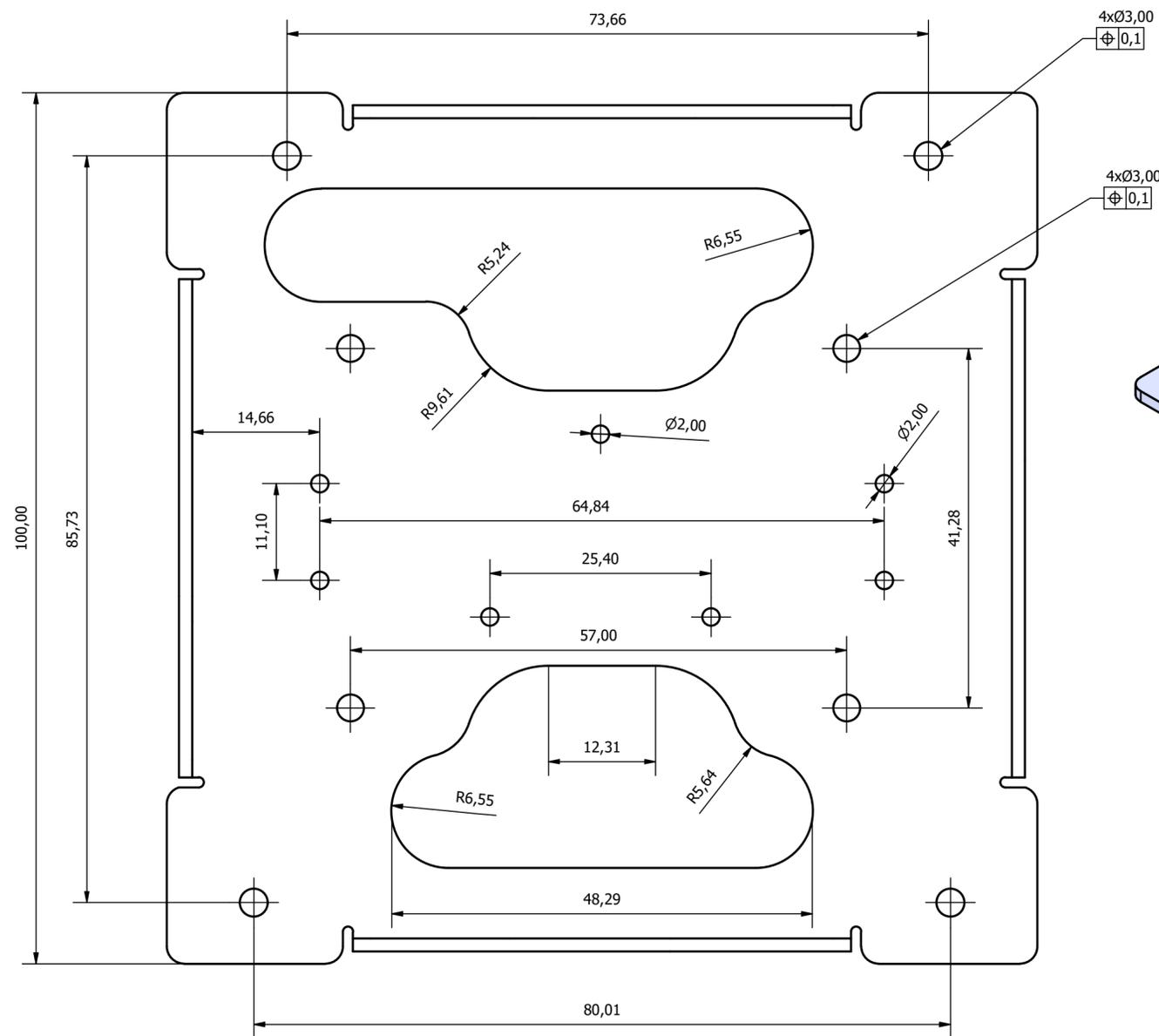
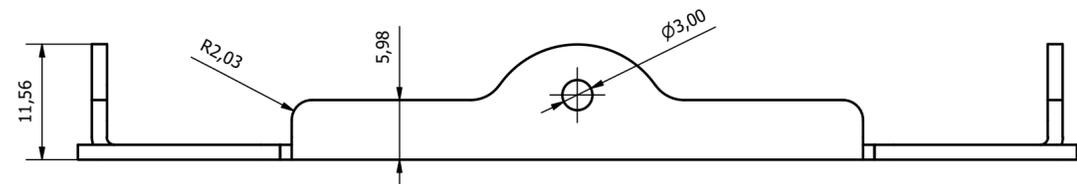
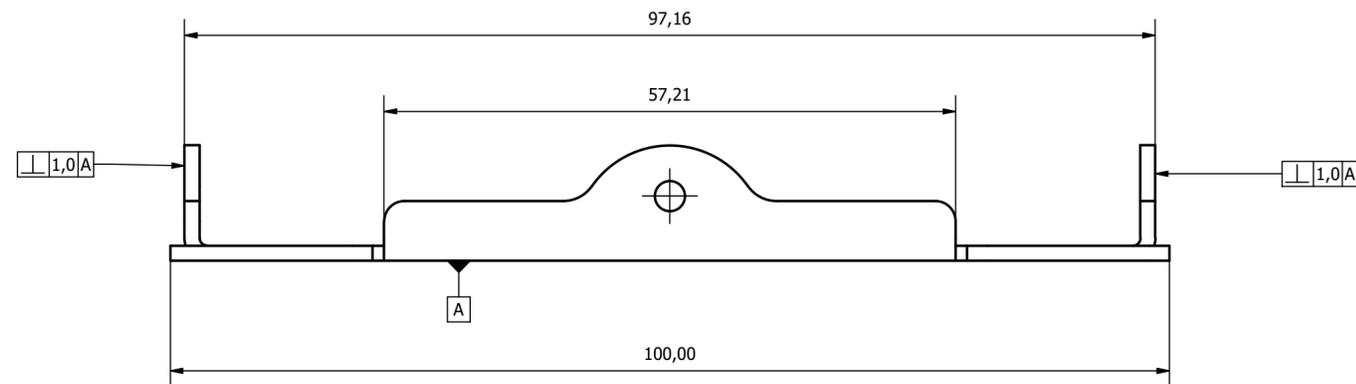
Escala 1:2



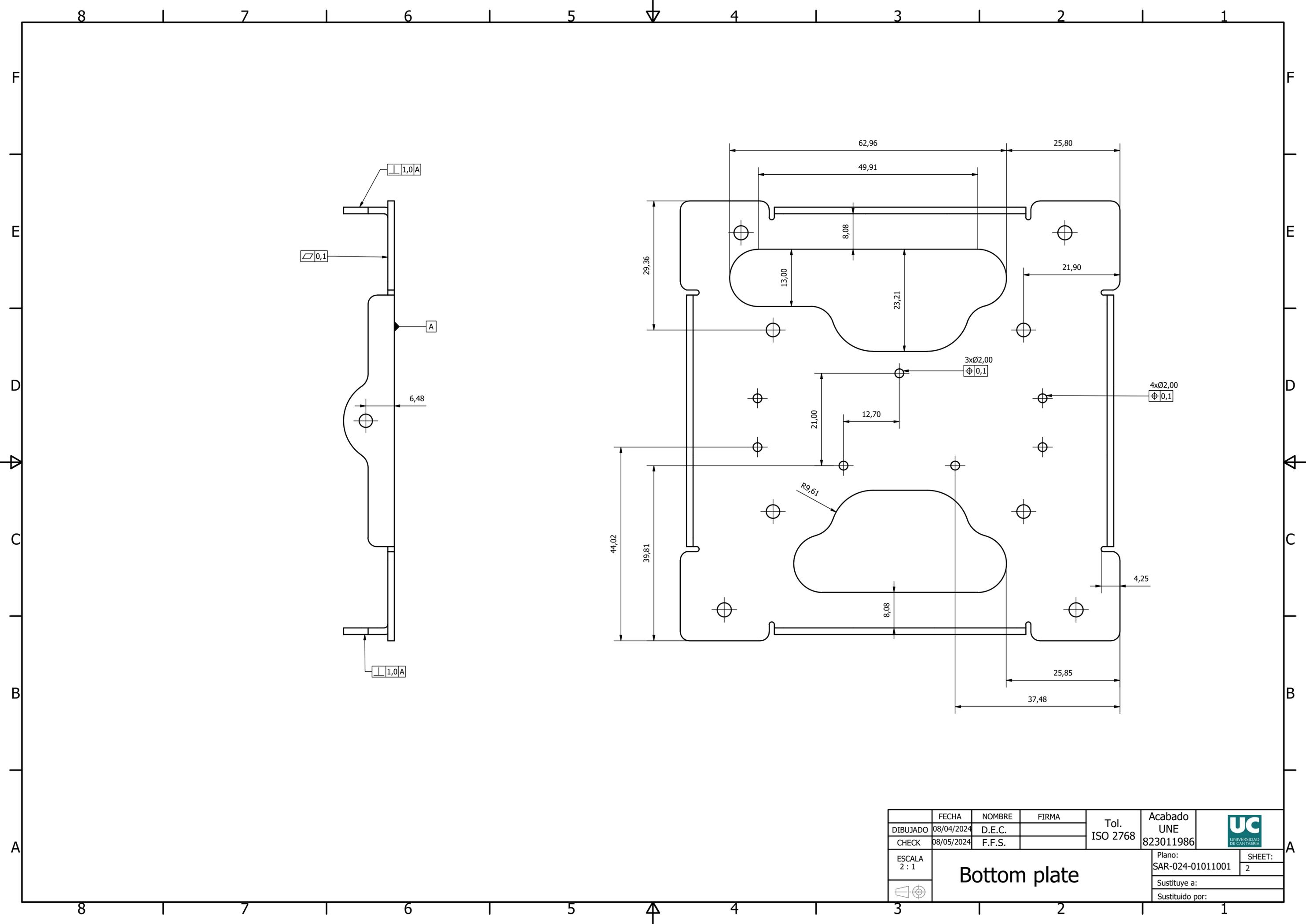
Escala 1:1

LISTA DE PIEZAS			
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN
1	1	SAR-024-01011001	Bottom plate
2	1	SAR-024-01011002	Porta insertos
3	2	SAR-024-01011004	Portapilas
4	2	SAR-024-01011003	Pila 9V
5	1	SAR-024-01011005	GPS
6	8	SAR-024-01011007	STANDOFFS 15 M
7	4	SAR-024-01011006	Tornillo M3x12
8	3	SAR-024-01011008	Tornillo M2x16
9	4	SAR-024-01011009	Tornillo M2x6
10	7	SAR-024-01011010	Tuerca M2
11	4	SAR-024-01011011	Inserto para PLA

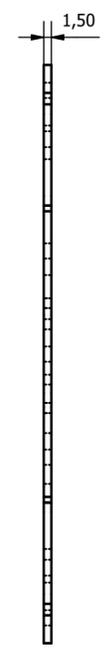
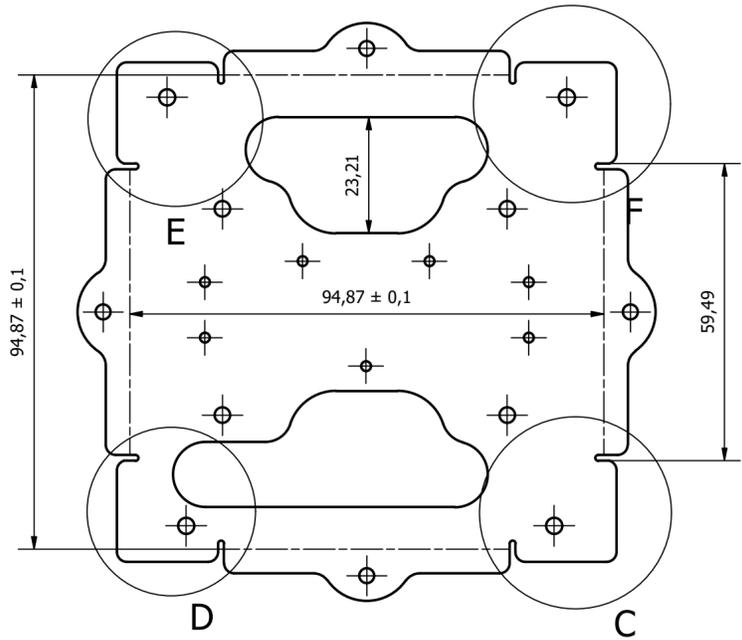
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:2	BOT				Plano: SAR-024-01011000	SHEET: 1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



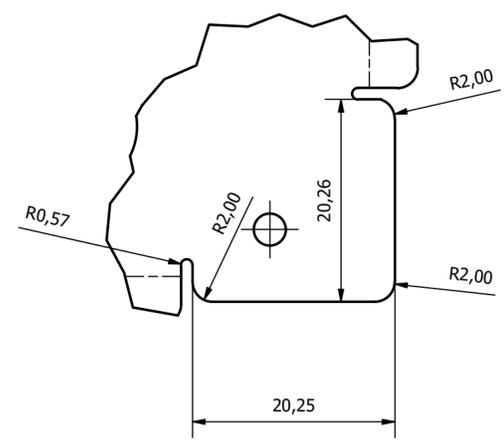
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	UC UNIVERSIDAD DE CANTABRIA			
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986				
ESCALA 2 : 1	Bottom plate				Plano:	SHEET:			
					SAR-024-01011001				1
					Sustituye a:				
					Sustituido por:				



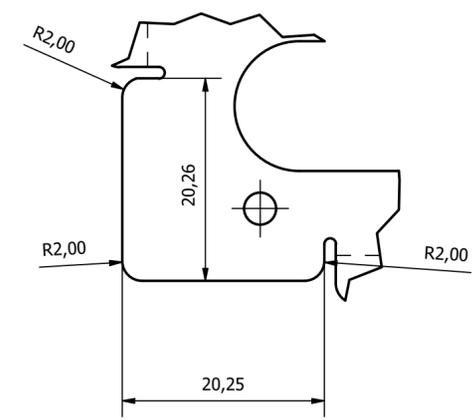
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 2 : 1	Bottom plate				Plano: SAR-024-01011001	SHEET: 2
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



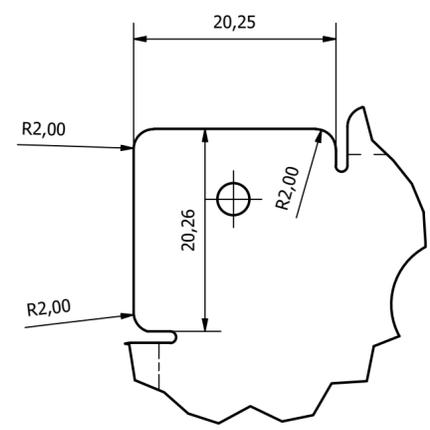
C (2 : 1)



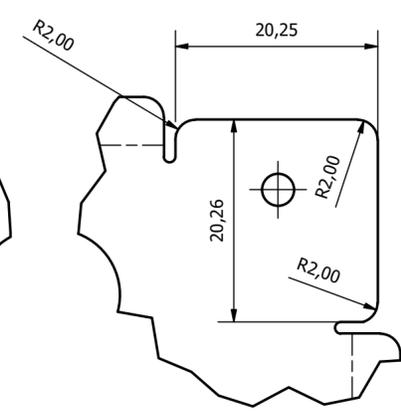
D (2 : 1)



E (2 : 1)



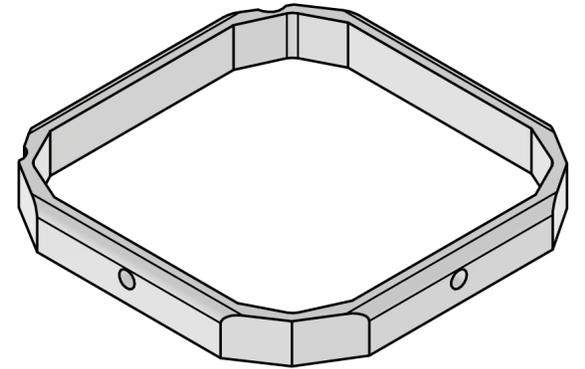
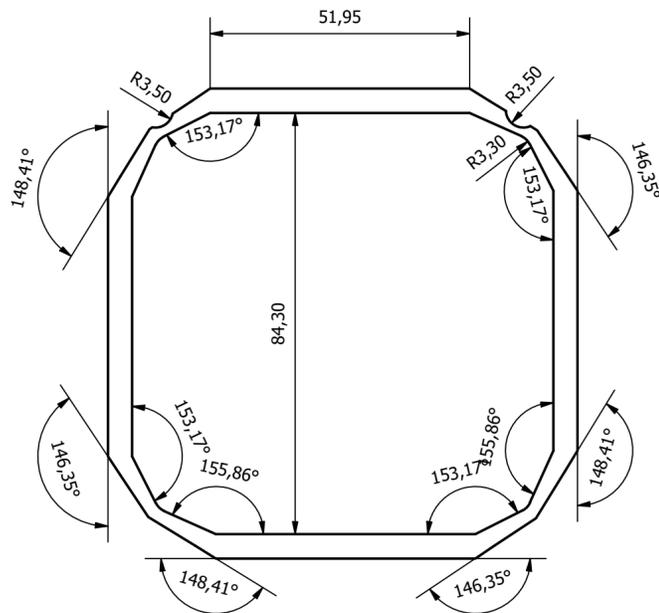
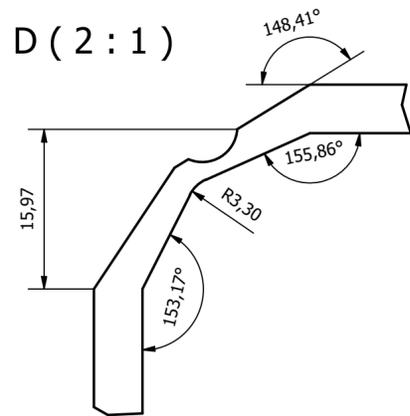
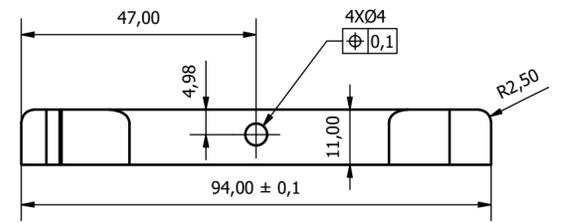
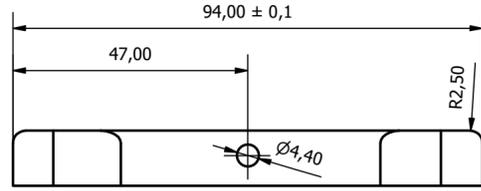
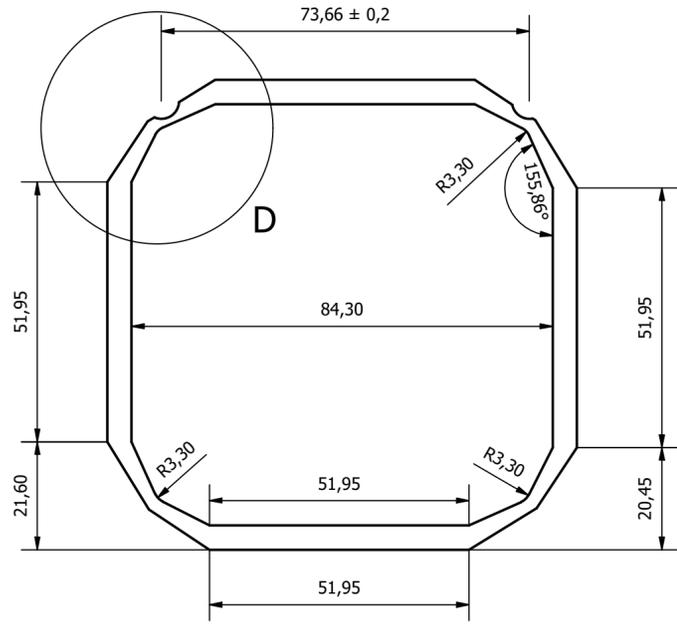
F (2 : 1)



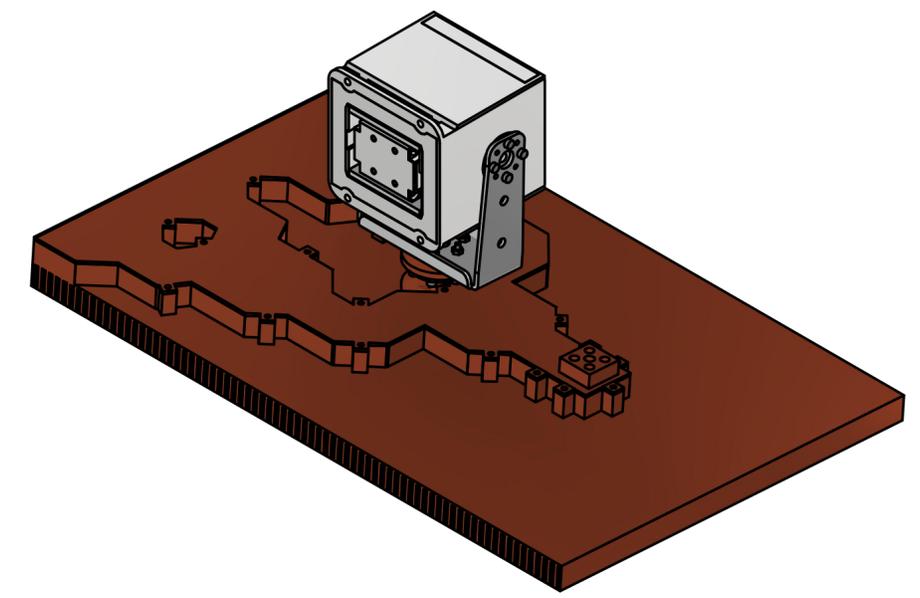
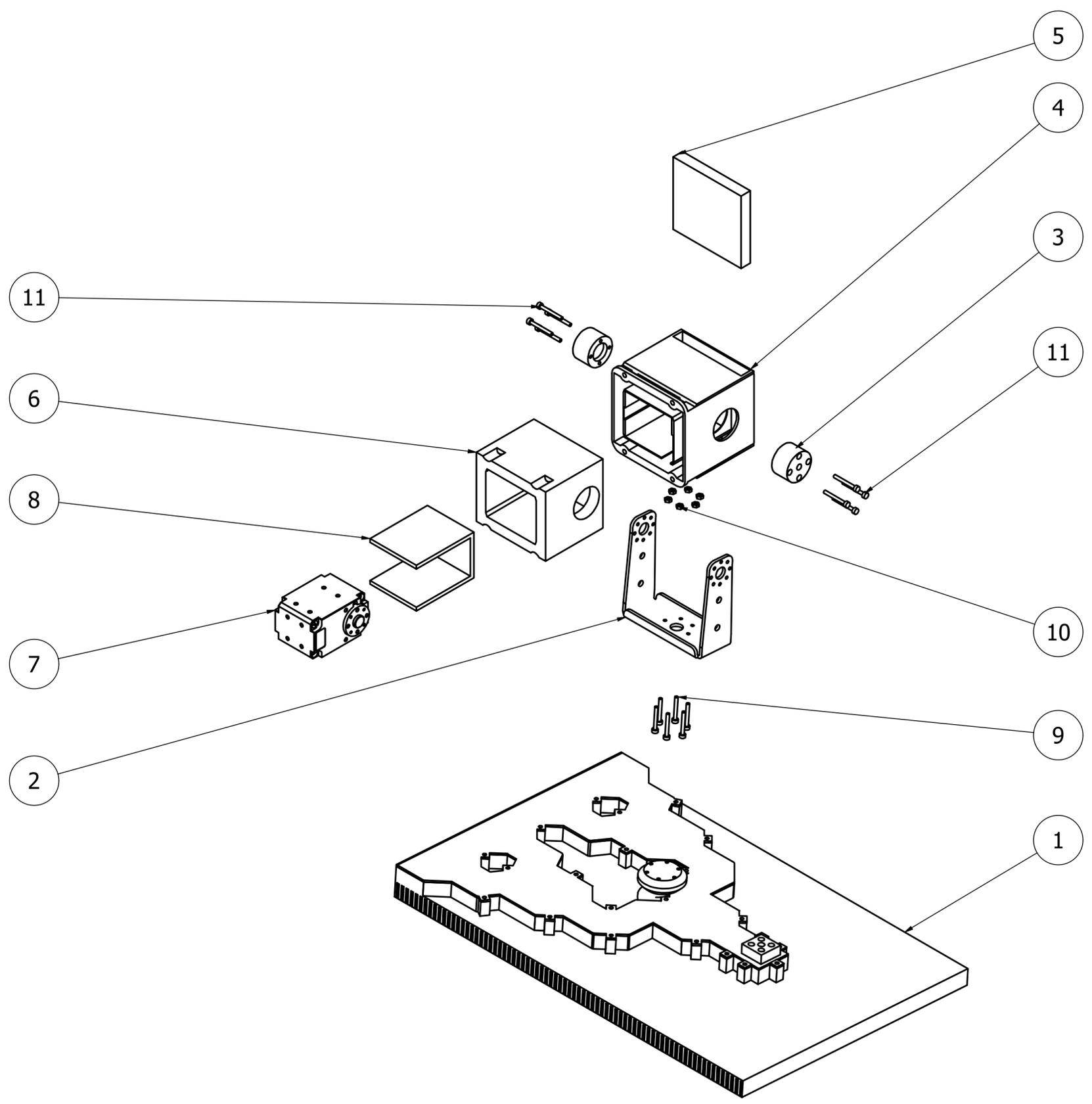
El pliegue va hacia dentro del plano.
Ver en los otros planos cómo queda y usar de referencia la forma del aliviadero de peso asimétrico.

	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986		
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.					
CHECK	08/05/2024	F.F.S.					
ESCALA 1 : 1	Bottom plate				Plano: SAR-024-01011001	SHEET: 3	
					Sustituye a:		
					Sustituido por:		

Esta pieza se fabrica mediante fabricación aditiva. Con 1.2mm de espesor de pared y 15% de relleno.

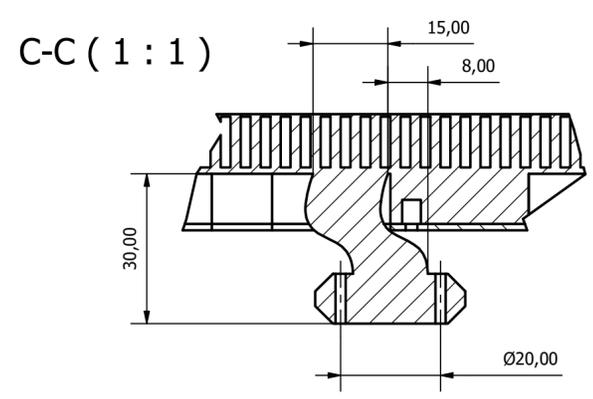
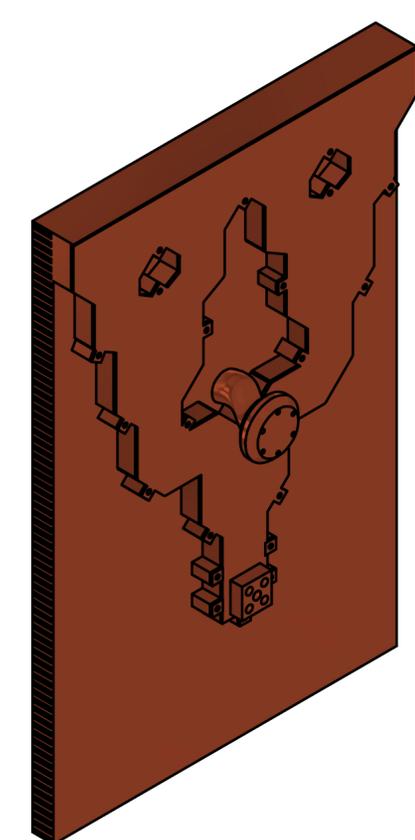
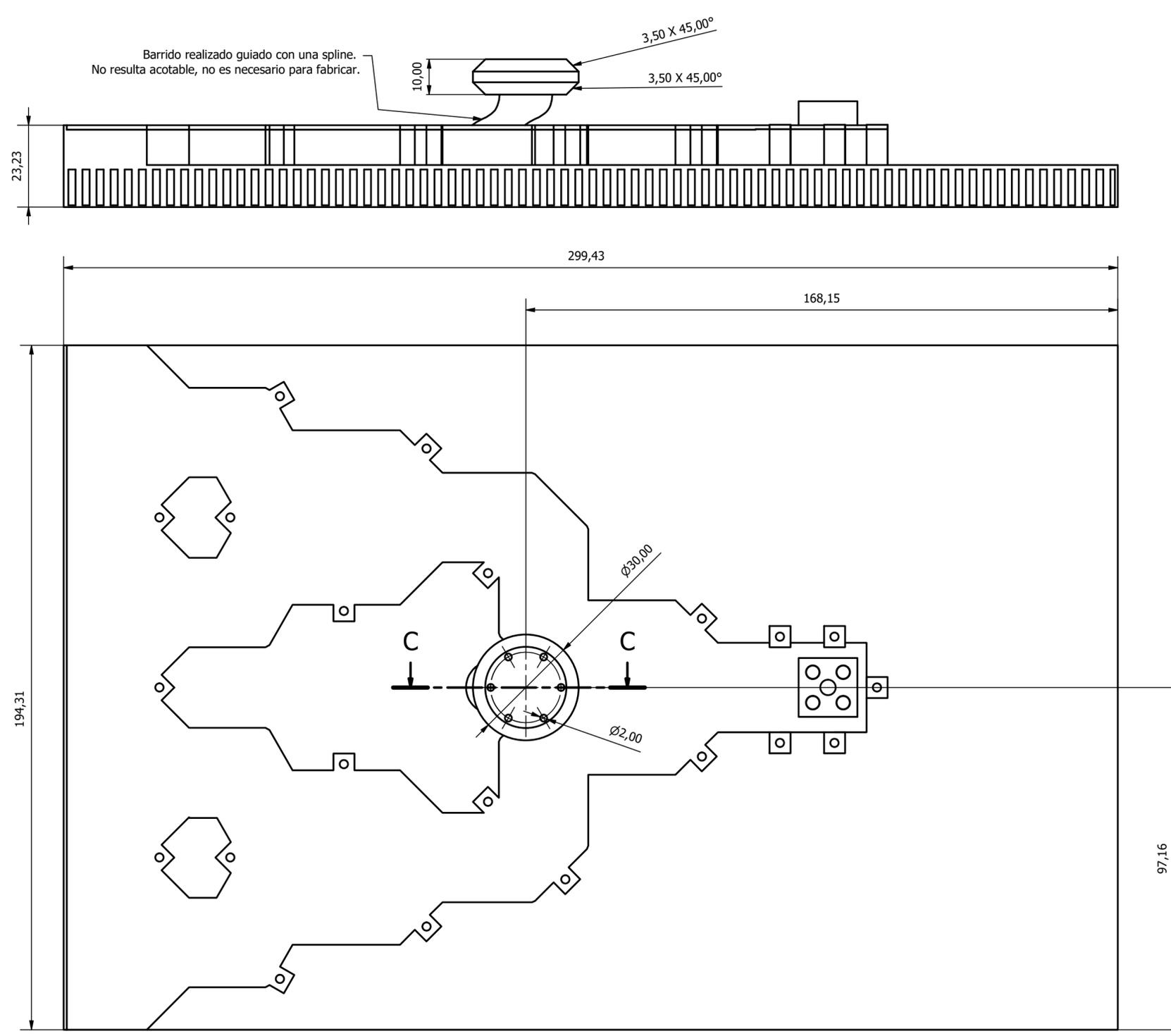


	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:1	<h2>Sujetainsertos</h2>				Plano: SAR-024-01011002	SHEET: 1
						
					Sustituido por:	

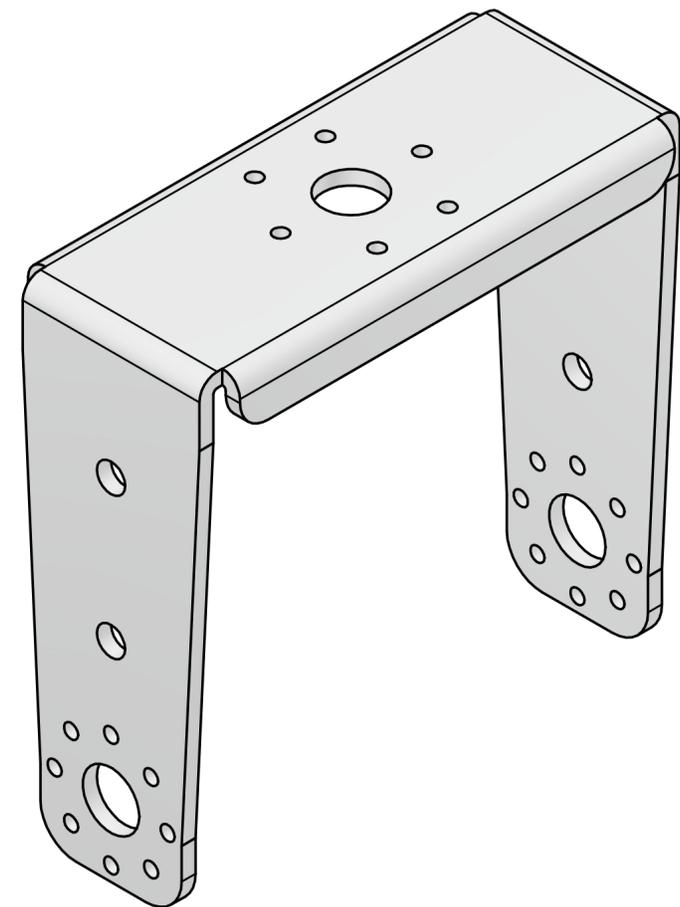
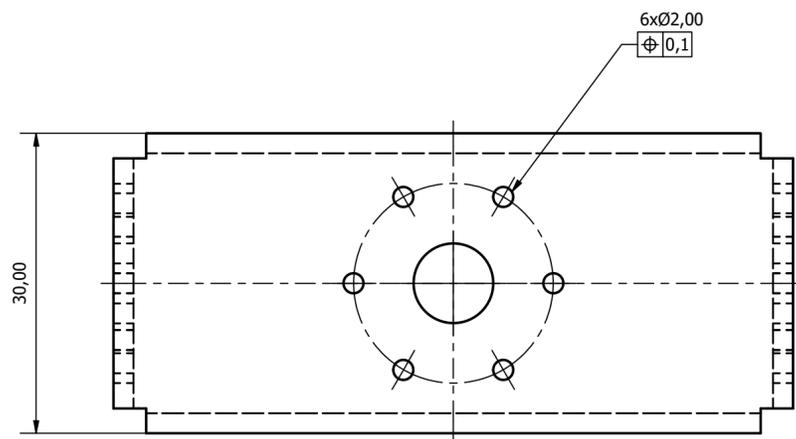
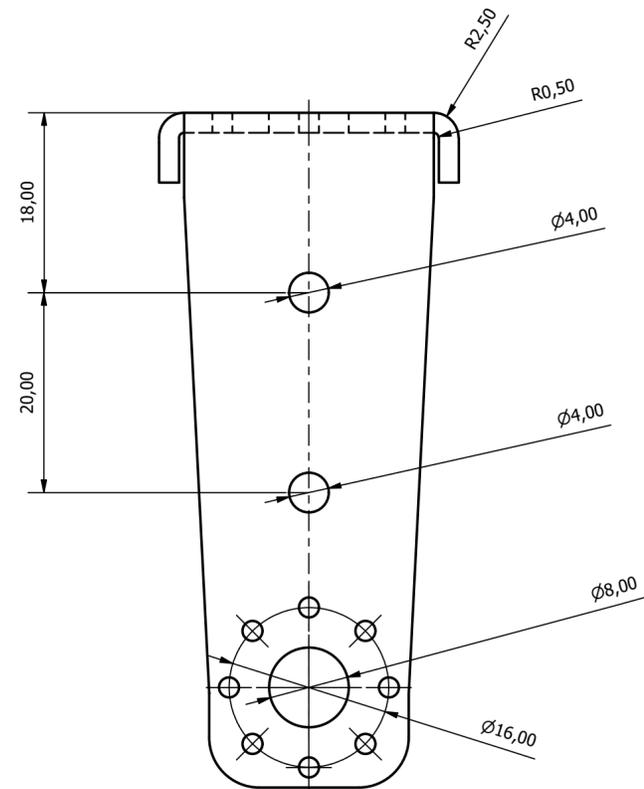
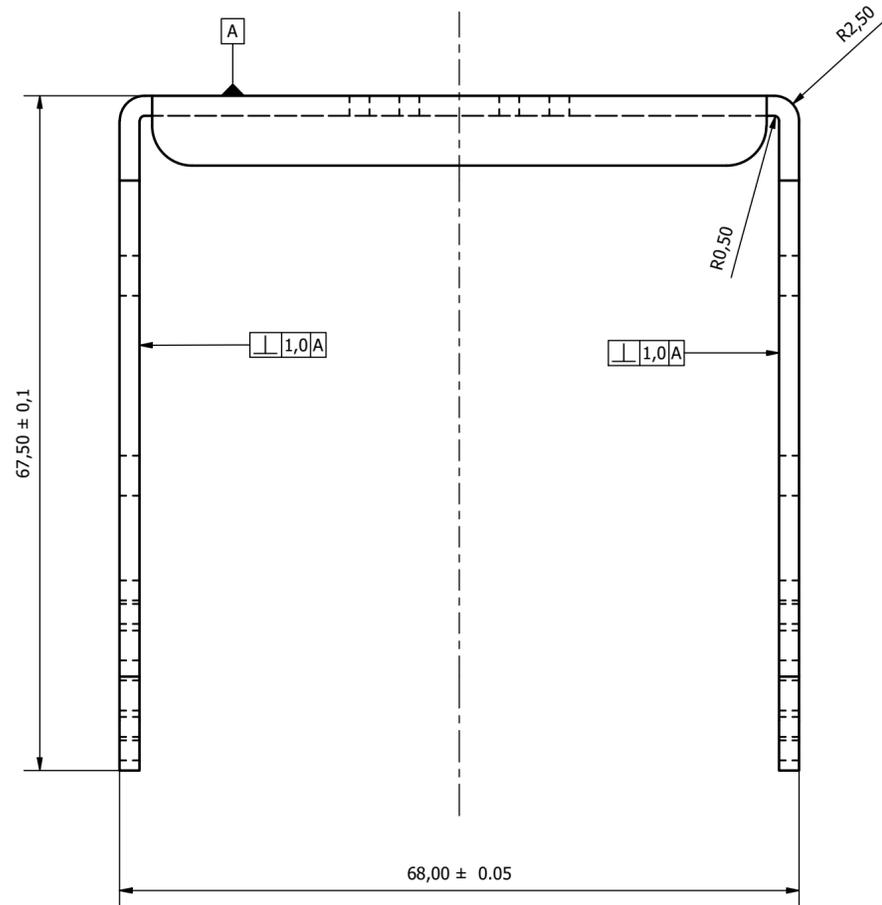
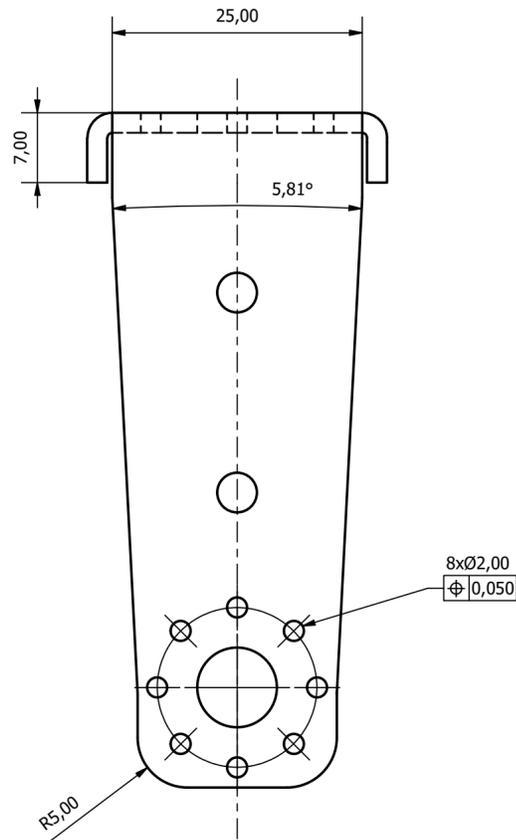


LISTA DE PIEZAS			
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN
1	1	SAR-024-01020101	Antena SAR
2	1	SAR-024-01020102	Brazo antena
3	2	SAR-024-01020103	Separador
4	1	SAR-024-01020104	Portaservo
5	1	SAR-024-01020105	Aislante 1
6	1	SAR-024-01020106	Aislante 2
7	1	SAR-024-01020107	Servo inf
8	1	SAR-024-01020108	Calentador inf
9	6	SAR-024-01020110	Tornillo M2x16
10	6	SAR-024-01020109	Tuerca M2
11	8	SAR-024-01020111	Tornillo M2x20

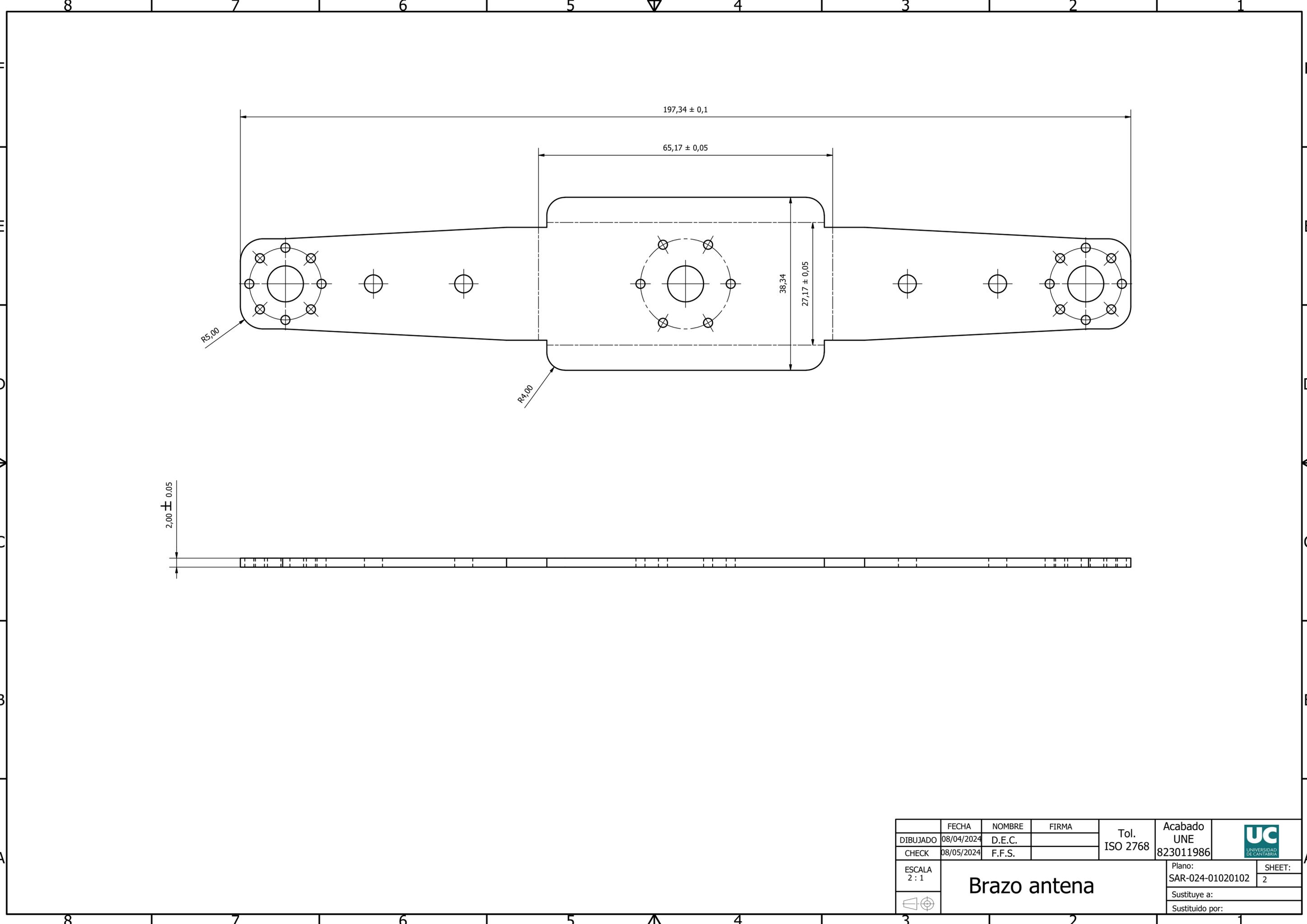
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:2	Bottom				Plano: SAR-024-01020100	SHEET: 1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



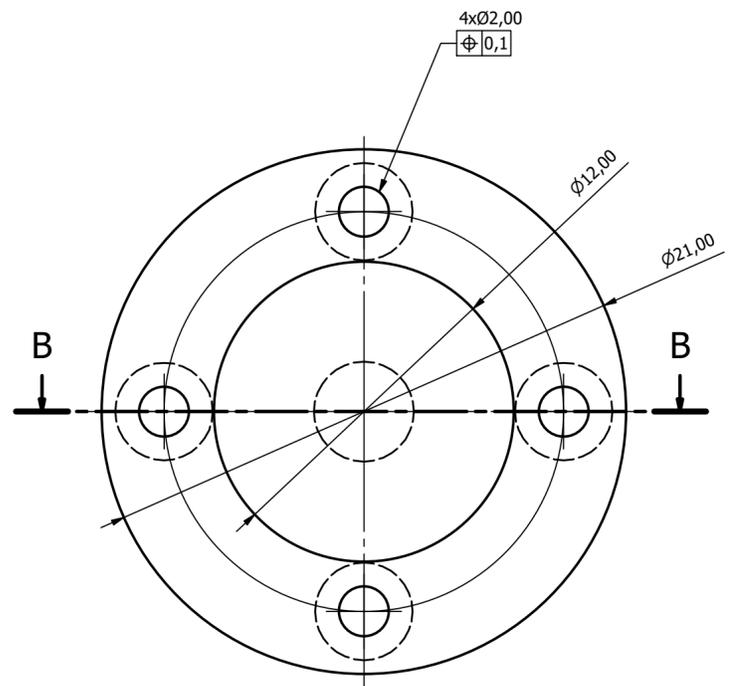
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA 1:1	Antena SAR				Plano:	SHEET:
					SAR-024-01020101	1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	 UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.		Plano:	SAR-024-01020102	SHEET: 1
ESCALA 2 : 1	Brazo antena				Sustituye a:	
					Sustituido por:	

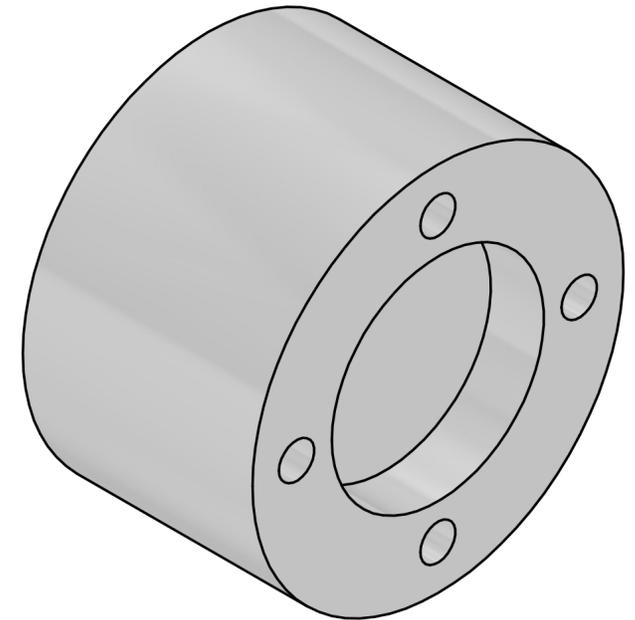
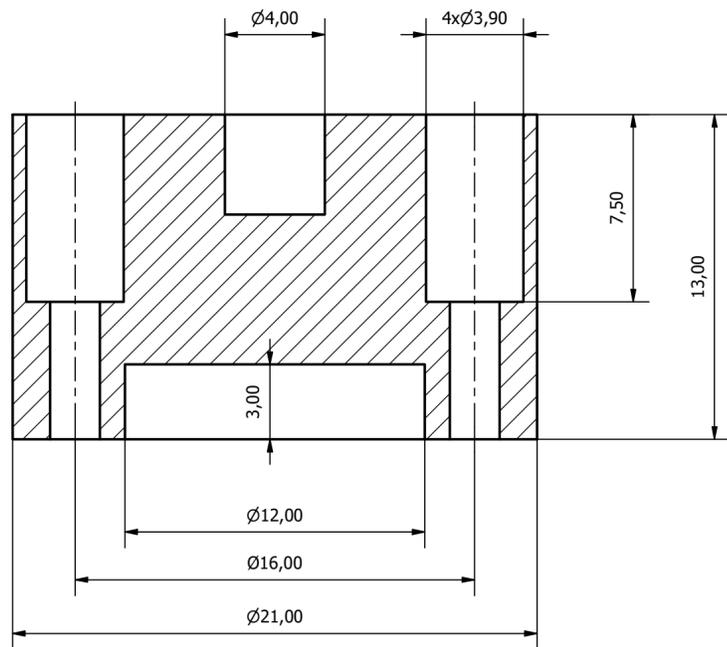


	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 2 : 1	Brazo antena				Plano: SAR-024-01020102	SHEET: 2
					Sustituye a:	

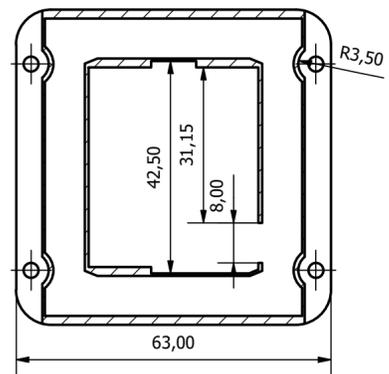
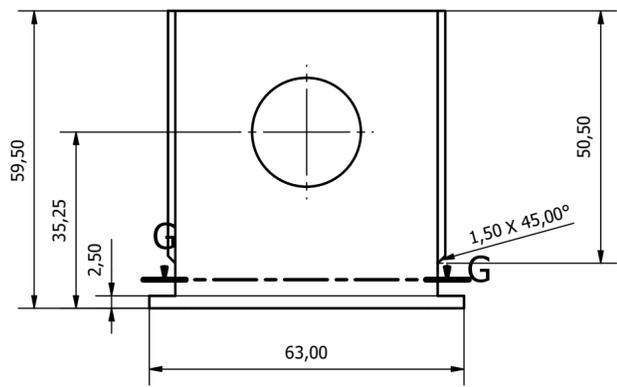
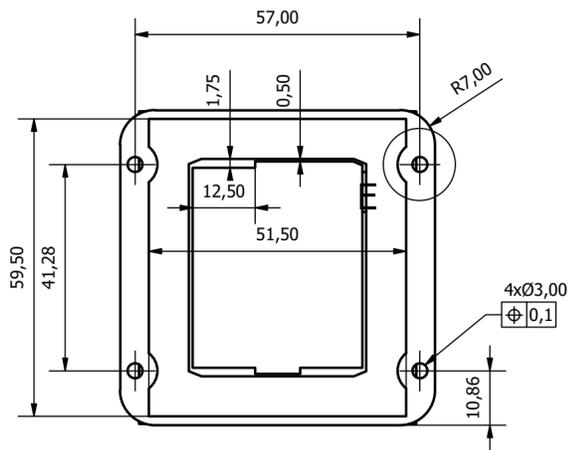


Esta pieza se fabrica mediante fabricación aditiva, por lo que en realidad no es maciza como lo muestra el corte (Vista en sección B). El programa que elabora el .gcode crea el hueco adecuado, con un relleno concreto, por lo que eso no se debe indicar en el CAD

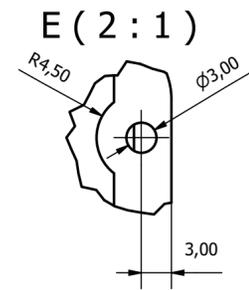
B-B (5 : 1)



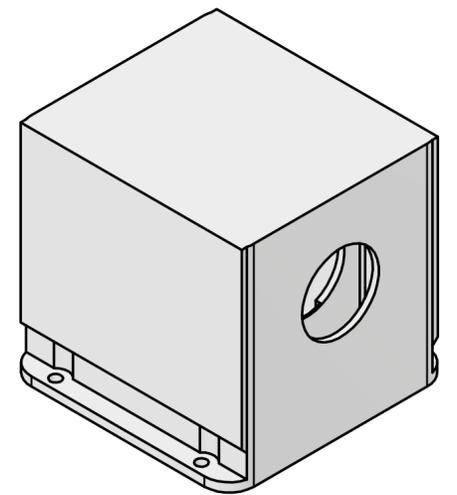
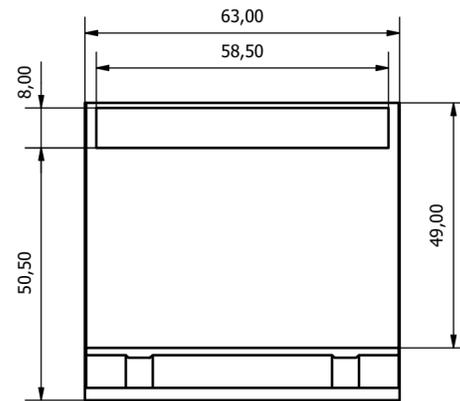
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE 823011986	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA	<h2 style="text-align: center;">Separador servo inf</h2>				Plano:	SHEET:
5 : 1					SAR-024-01020103	1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



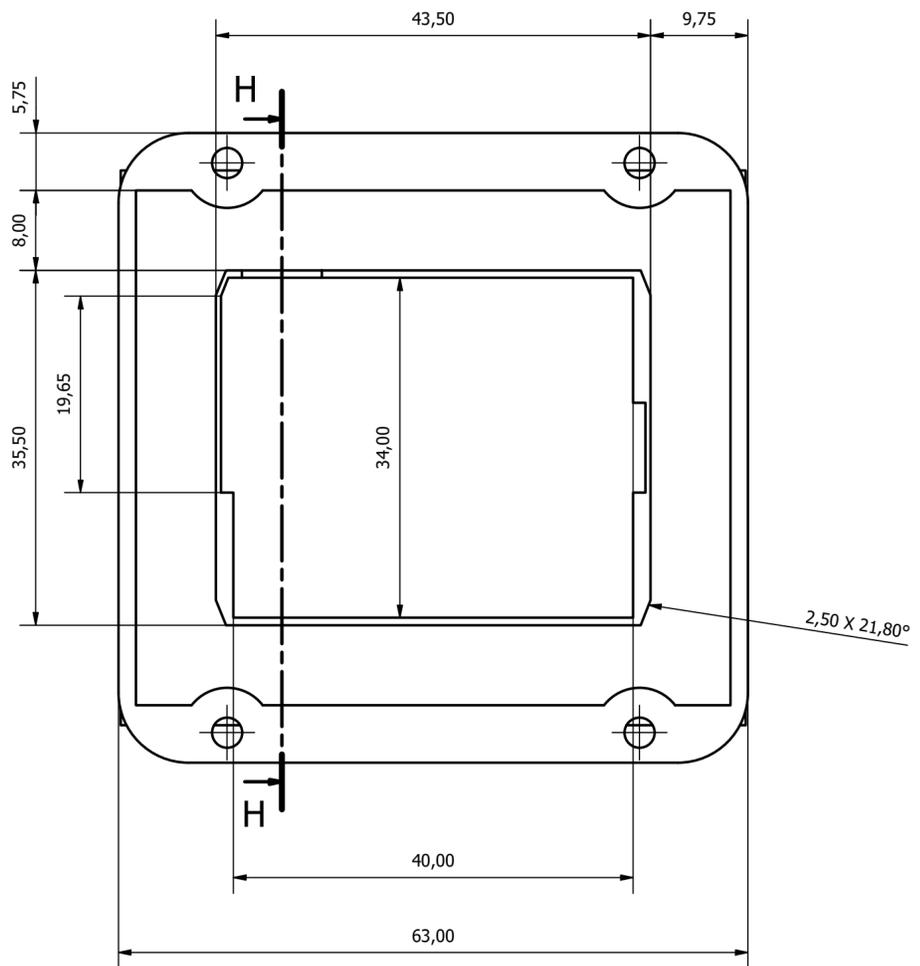
G-G (1 : 1)



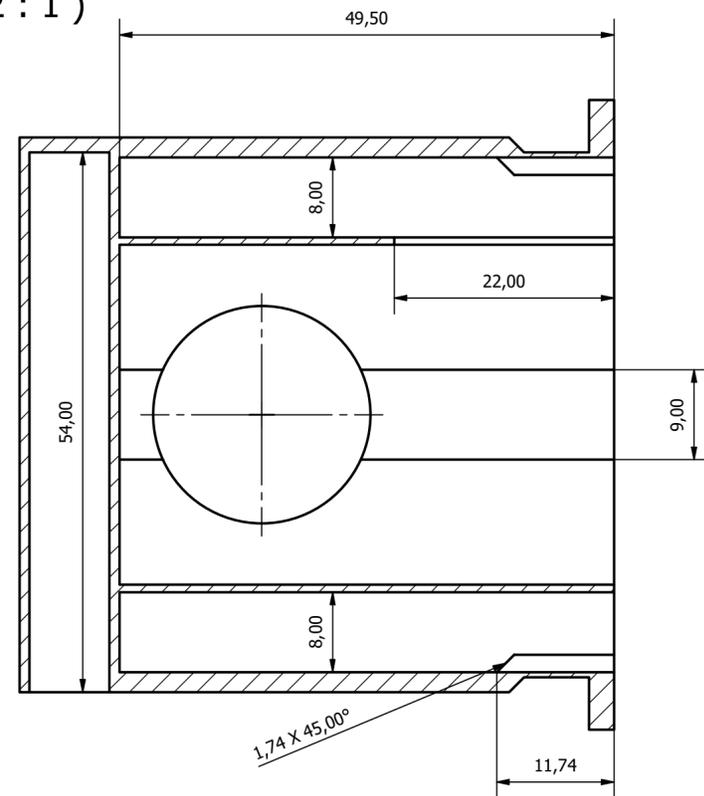
E (2 : 1)



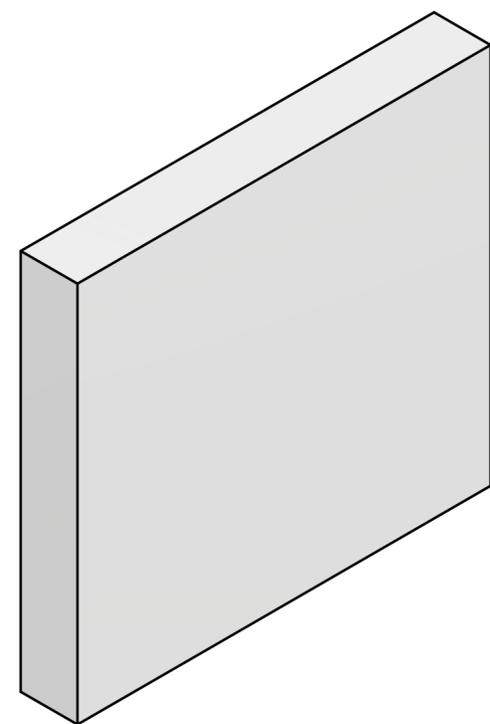
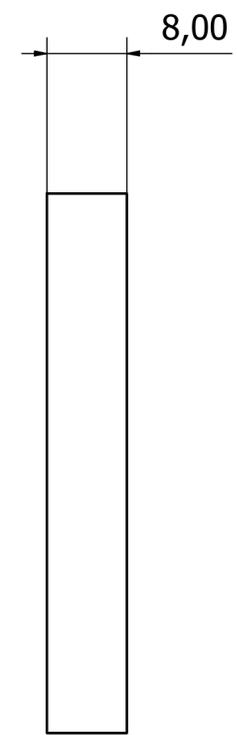
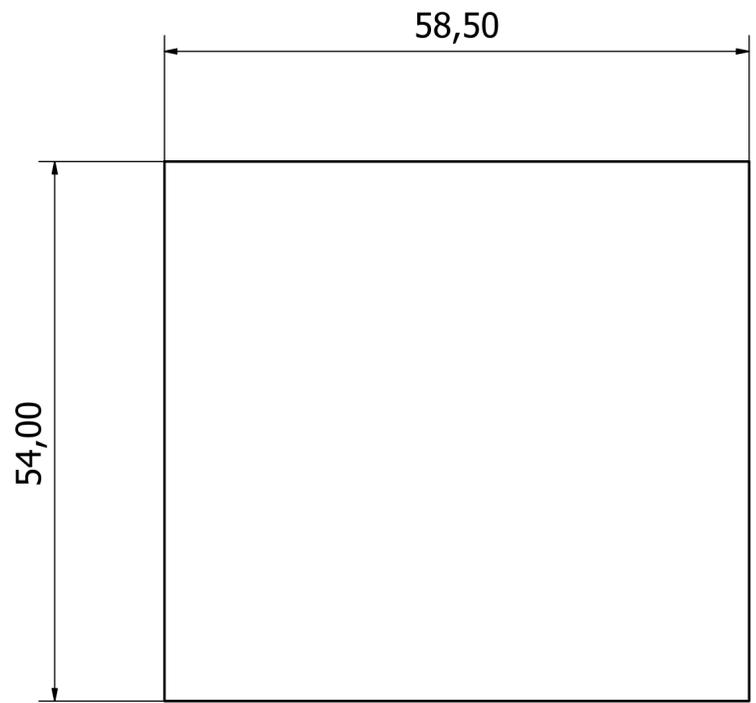
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA	<h1 style="text-align: center;">Portaservos inf</h1>				Plano:	SHEET:
1 : 1					SAR-024-01020104	1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



H-H (2 : 1)

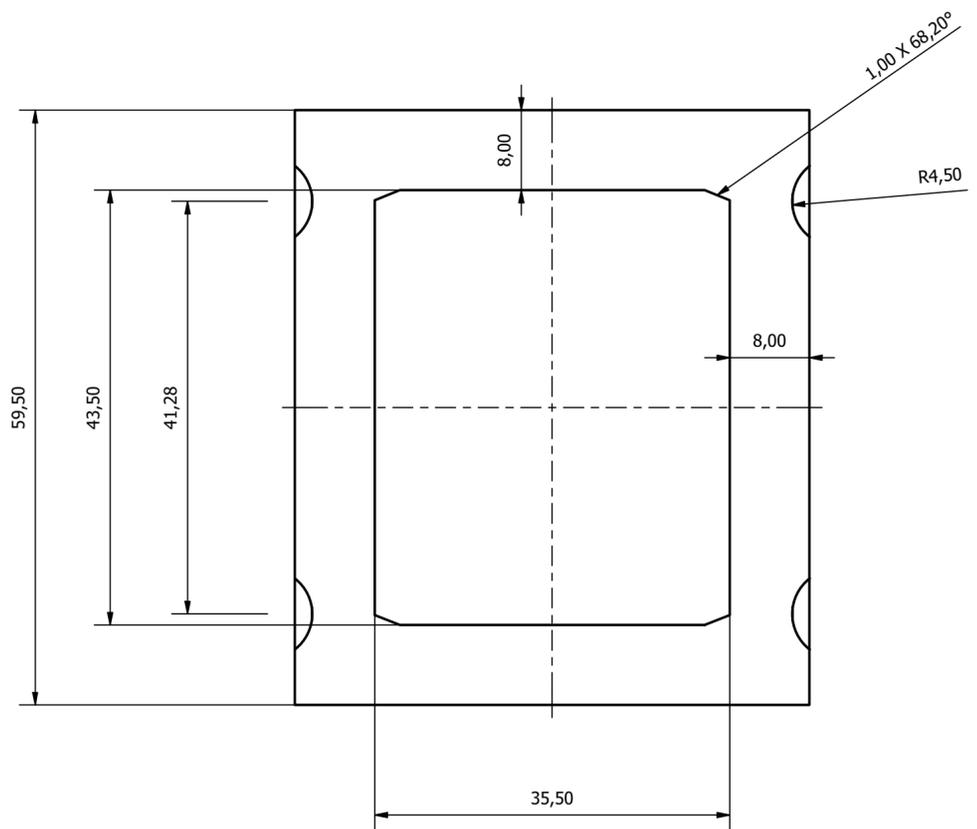


	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	 UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 2 : 1					Plano: SAR-024-01020104	SHEET: 2
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	

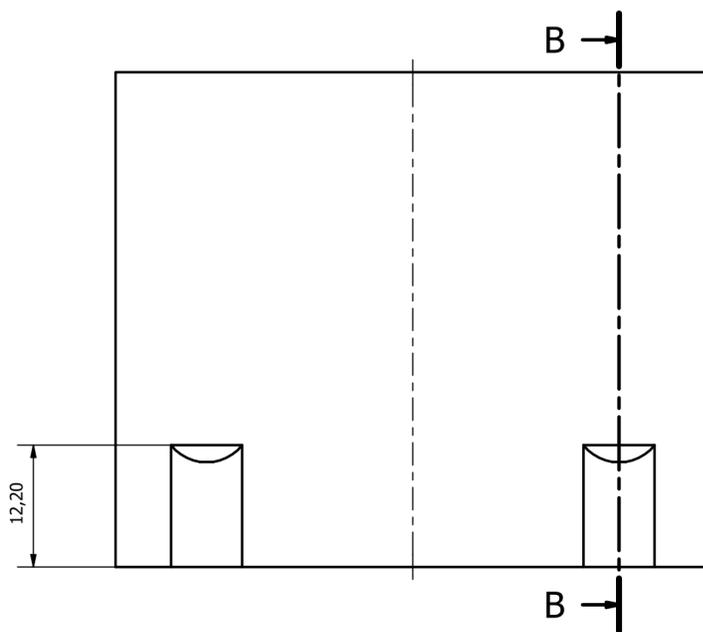
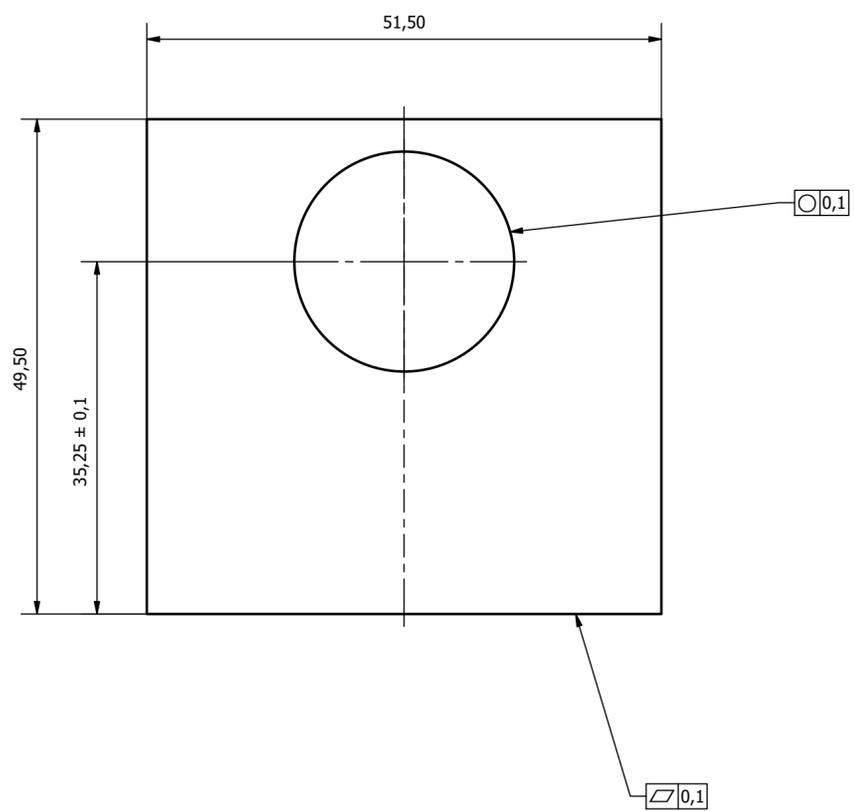
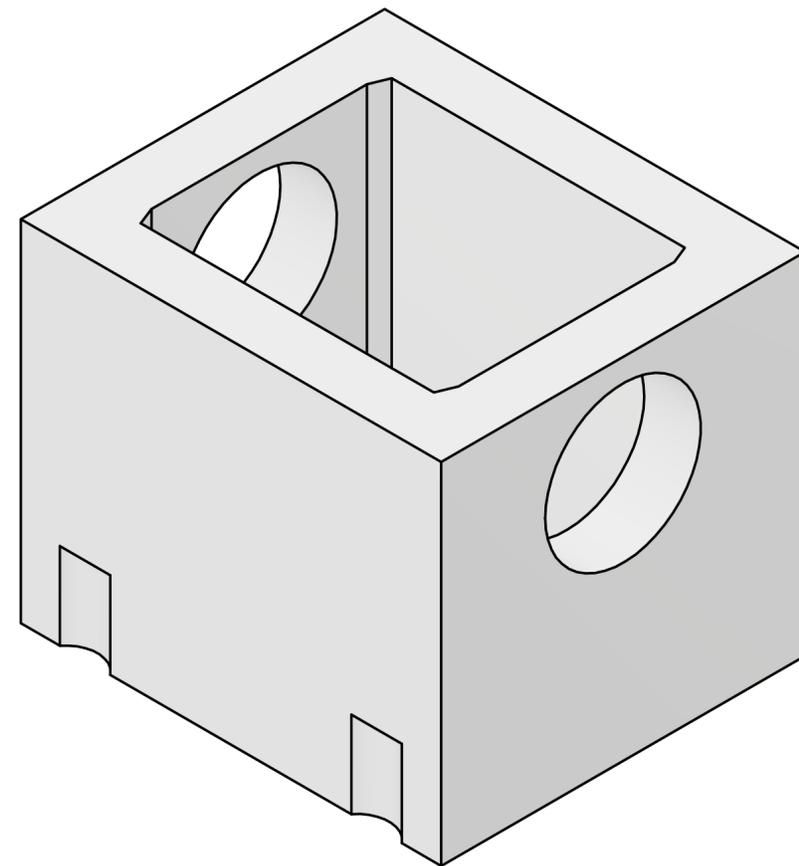


Esta pieza se obtiene introduciendo el poliuretano en la cavidad correspondiente, y dejando que se expanda. Lo que rebose se corta, quedando así de las medidas indicadas. La precisión por lo tanto no es relevante, lo único importante es proceder de manera que el poliuretano expandido abarque todo el volumen.

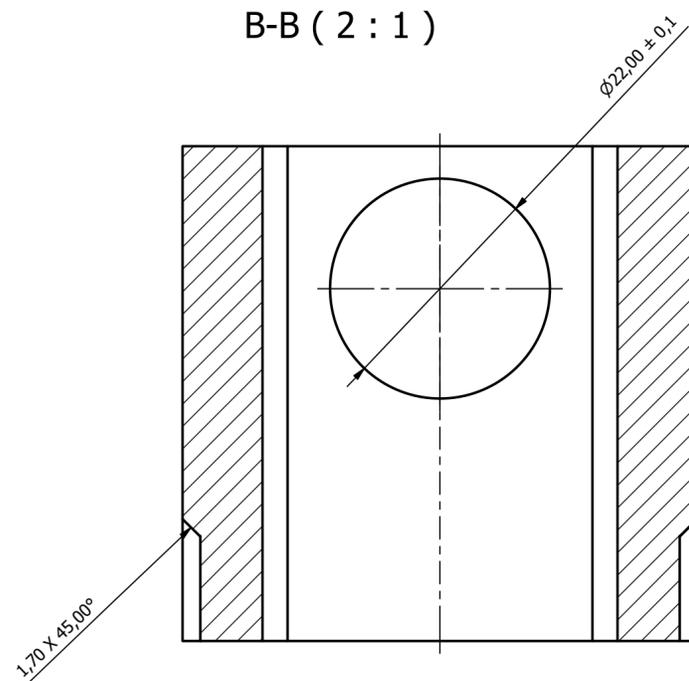
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 2 : 1	Aislante servo 1				Plano: SAR-024-01020105	SHEET: 1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



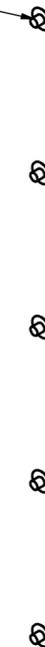
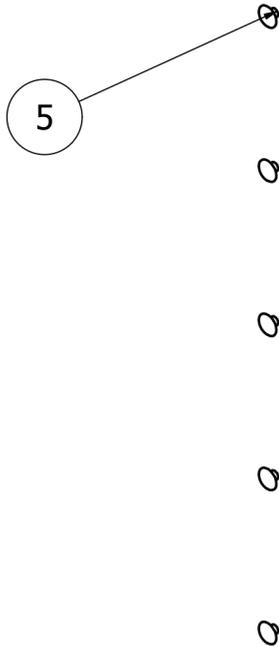
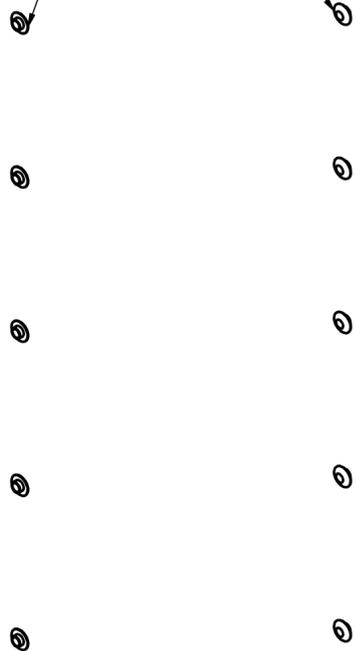
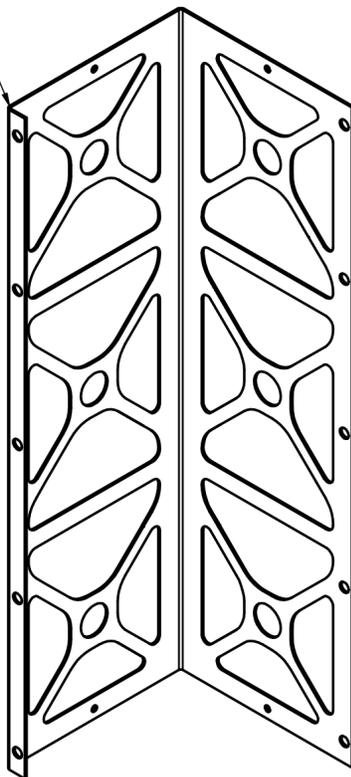
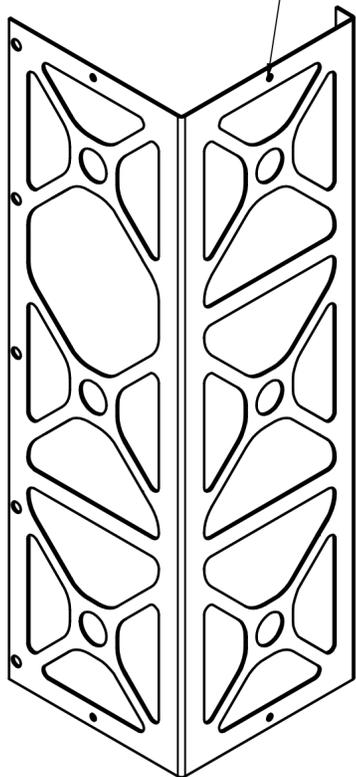
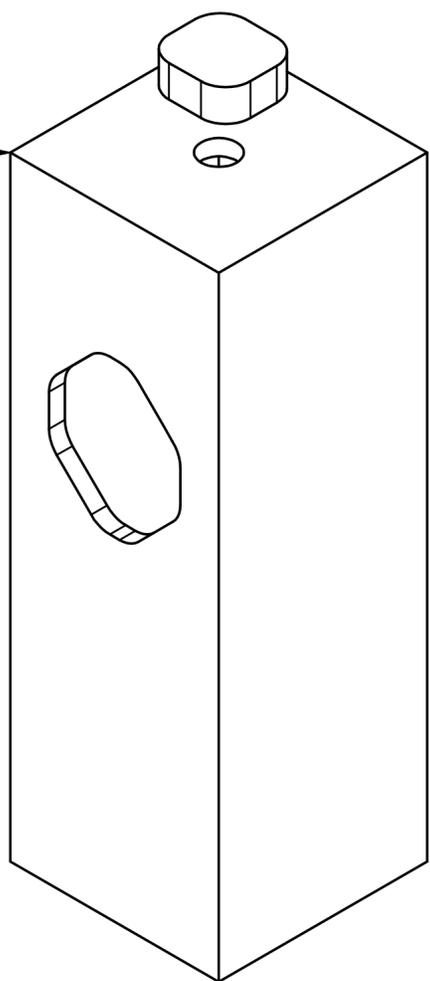
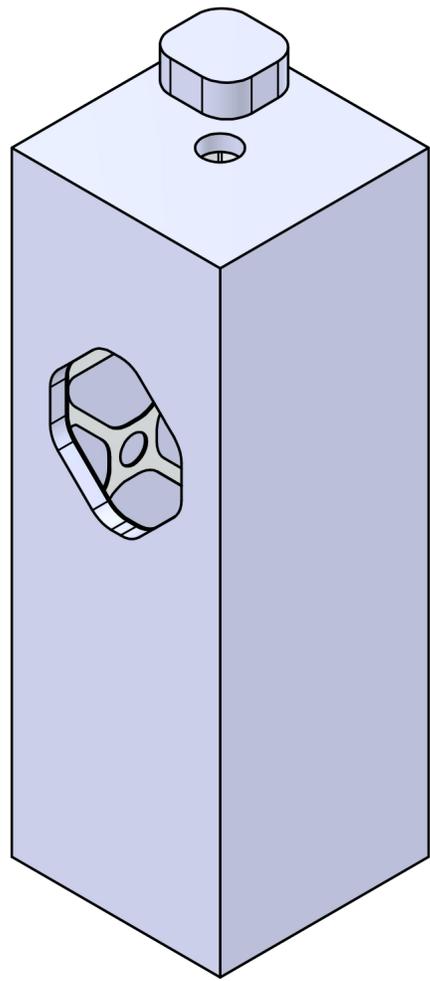
Esta pieza se obtiene introduciendo el poliuretano en la cavidad correspondiente, y dejando que se expanda. Lo que rebosa se corta, quedando así de las medidas indicadas. La precisión por lo tanto no es relevante, lo único importante es proceder de manera que el poliuretano expandido abarque todo el volumen.



B-B (2 : 1)

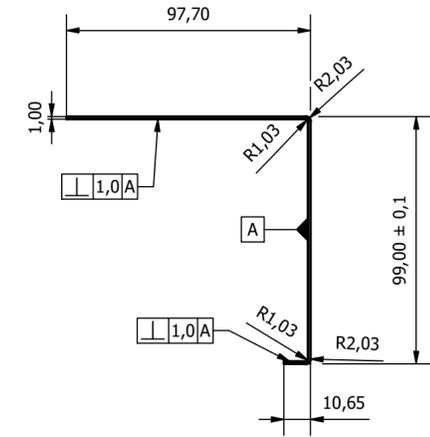
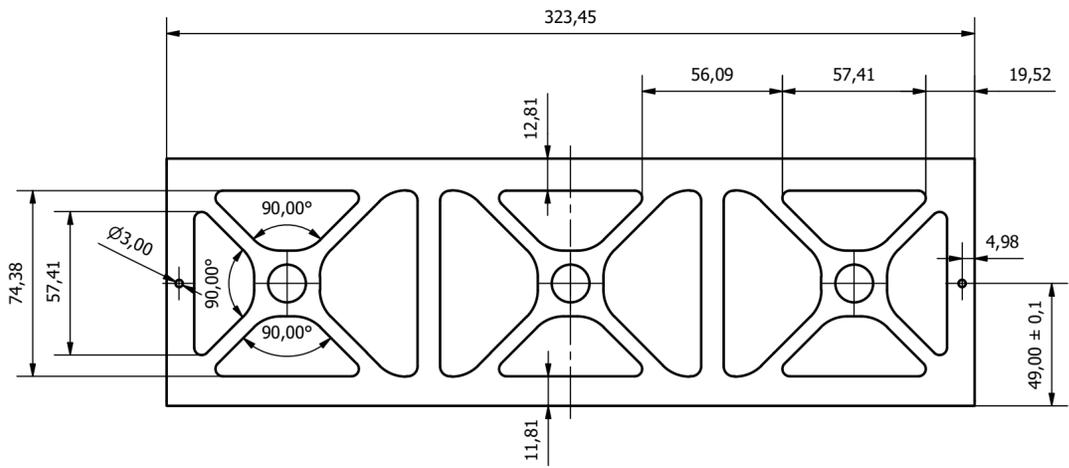


	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA	<h1>Aislante servo 2</h1>				Plano:	SHEET:
2 : 1					SAR-024-01020107	1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	

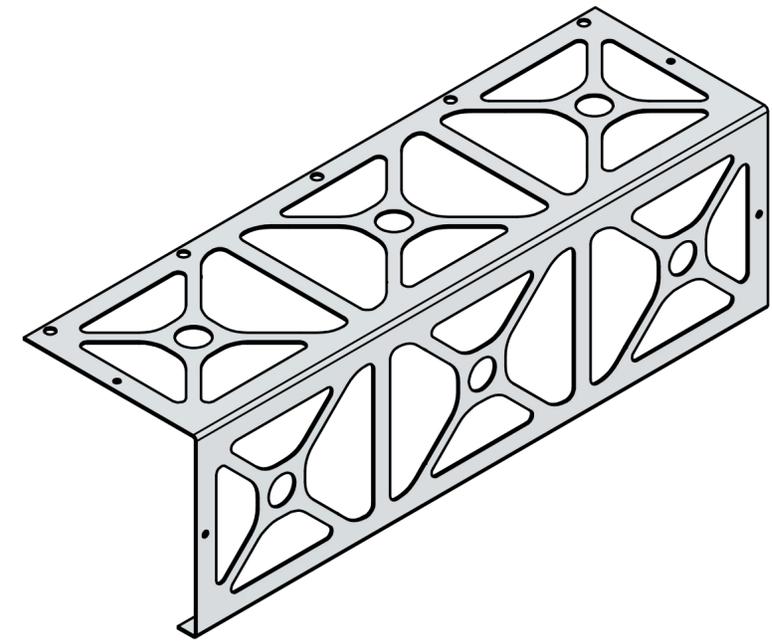
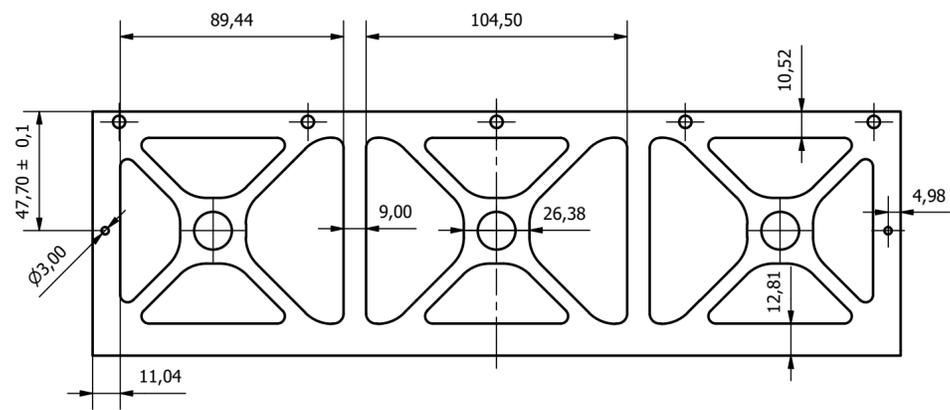


LISTA DE PIEZAS					
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN		
1	1	SAR-024-01020201	Estructura base		
4	1	SAR-024-01020202	Estructura corte		
3	1	SAR-024-01020203	Aislante XPS		
2	10	SAR-024-01020204	Tuerca tornillo		
5	10	SAR-024-01020205	Tornillo remache		
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986
	ESCALA	Estructura			Plano:
	1 : 2				SAR-024-01020200
					1
					Sustituye a:
					Sustituido por:

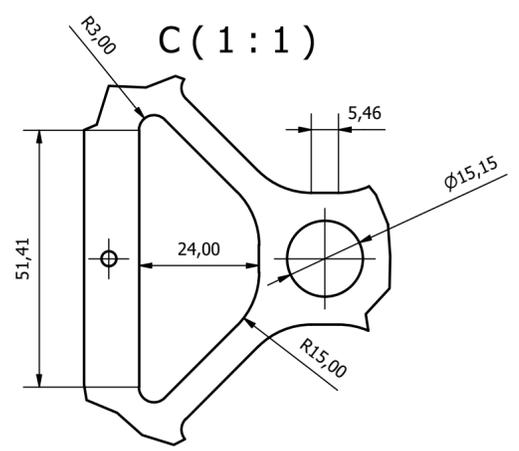
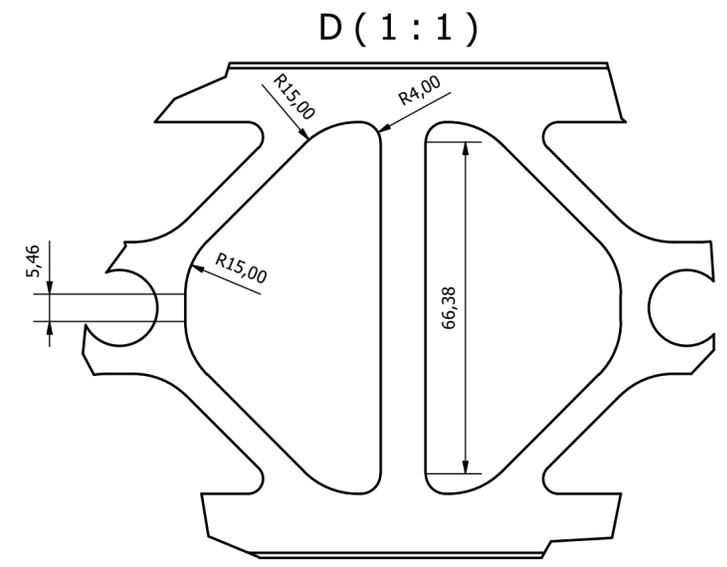
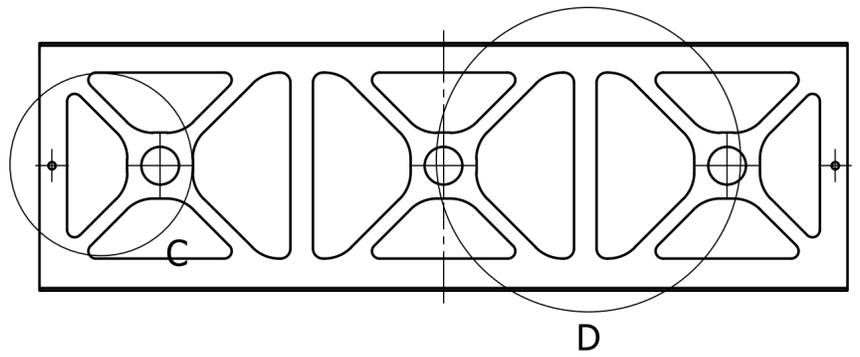




Los cortes internos (excepto los agujeros de 3mm y los de 5mm) son aliviaderos de peso, sin ninguna necesidad de precisión específica. Tienen simetría en x y en y respecto del agujero de 15.5mm del centro.

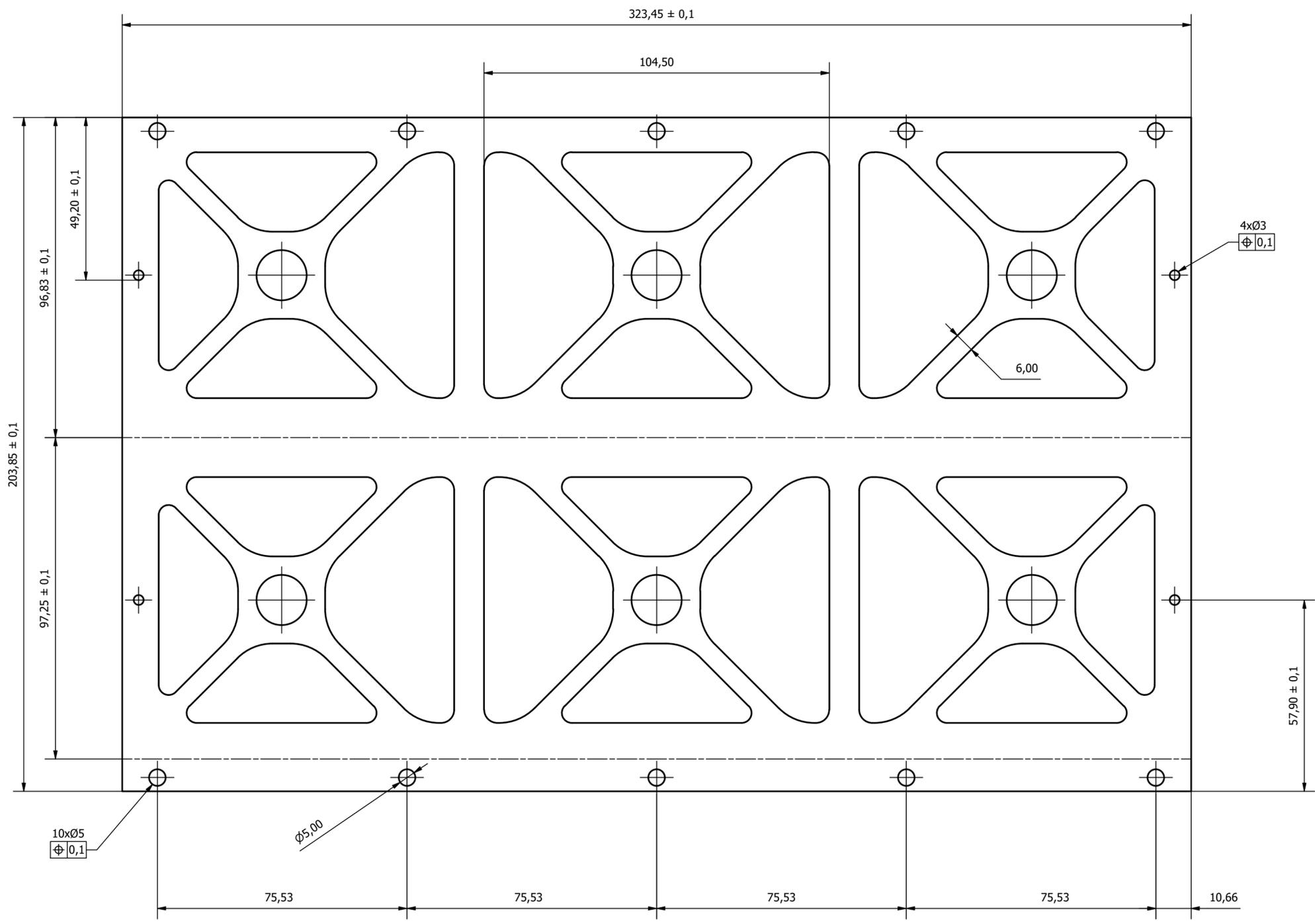


	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	UC UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1 : 2	Estructura base				Plano: SAR-024-01020102	SHEET: 1
					Sustituye a:	

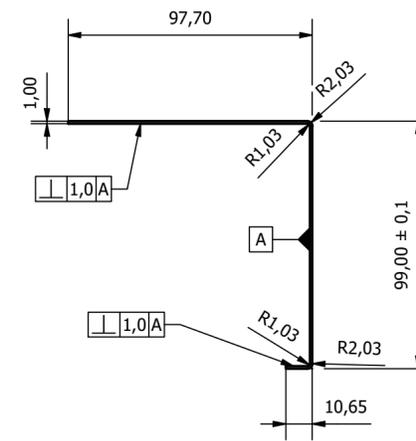
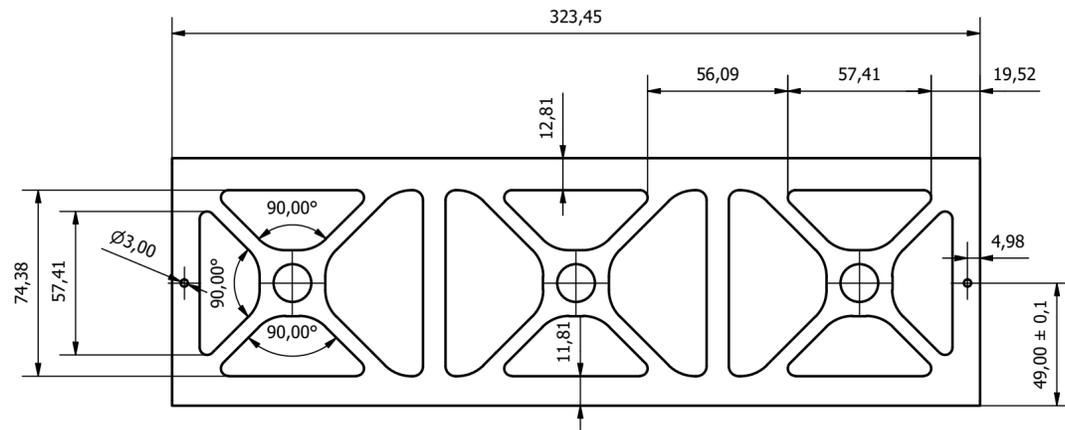


Estas son los 2 patrones que tienen los aliviaderos de peso.
Se aprecia a simple vista por el tamaño cuál es cual.

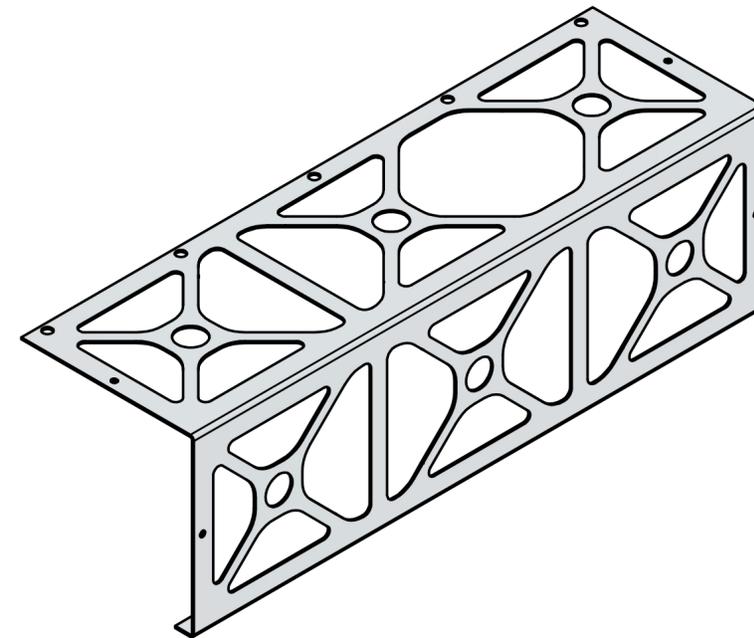
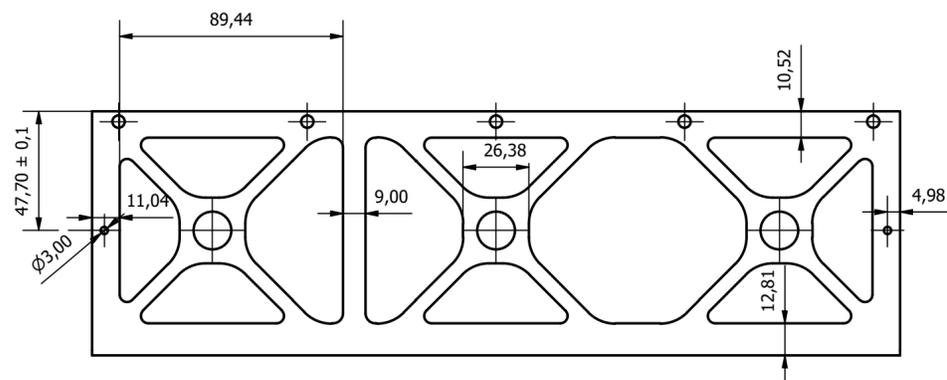
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.		Plano:	SAR-024-01020102	SHEET: 2
ESCALA 1:2	 Estructura base			Sustituye a:		
				Sustituido por:		



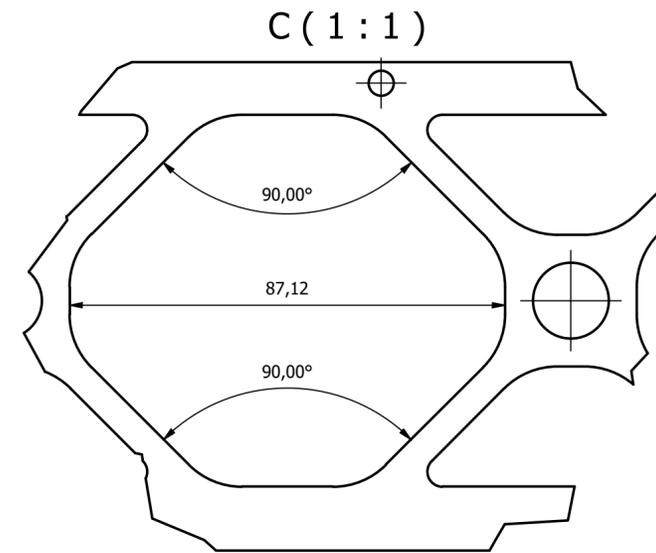
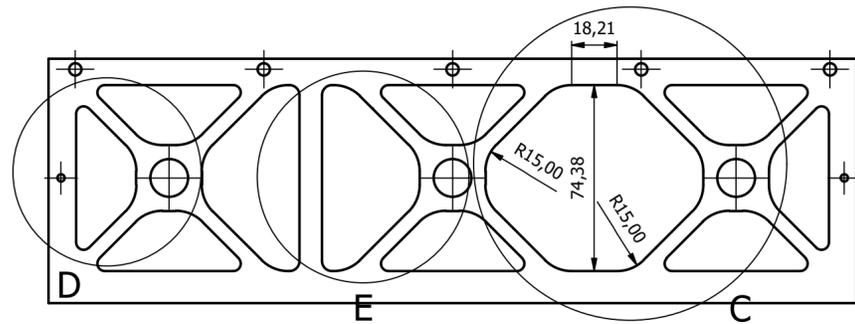
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:1	Estructura base				Plano: SAR-024-01020102	SHEET: 3
					Sustituye a:	



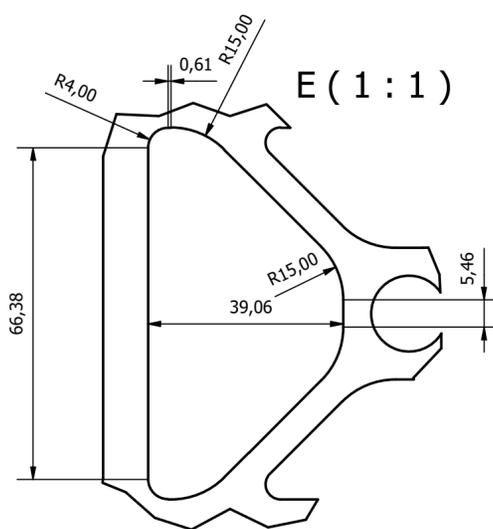
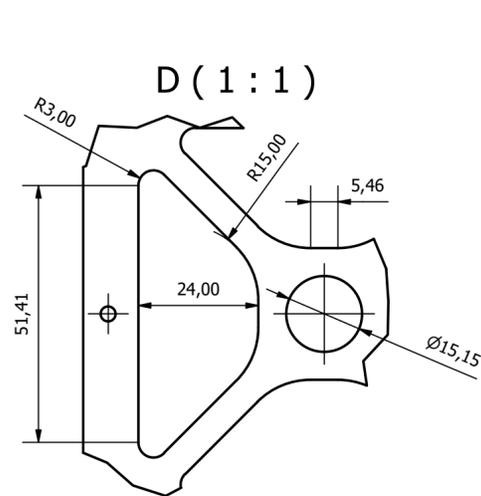
Los cortes internos (excepto los agujeros de 3mm y los de 5mm) son aliviaderos de peso, sin ninguna necesidad de precisión específica. Tienen simetría en x y en y respecto del agujero de 15.5mm del centro.



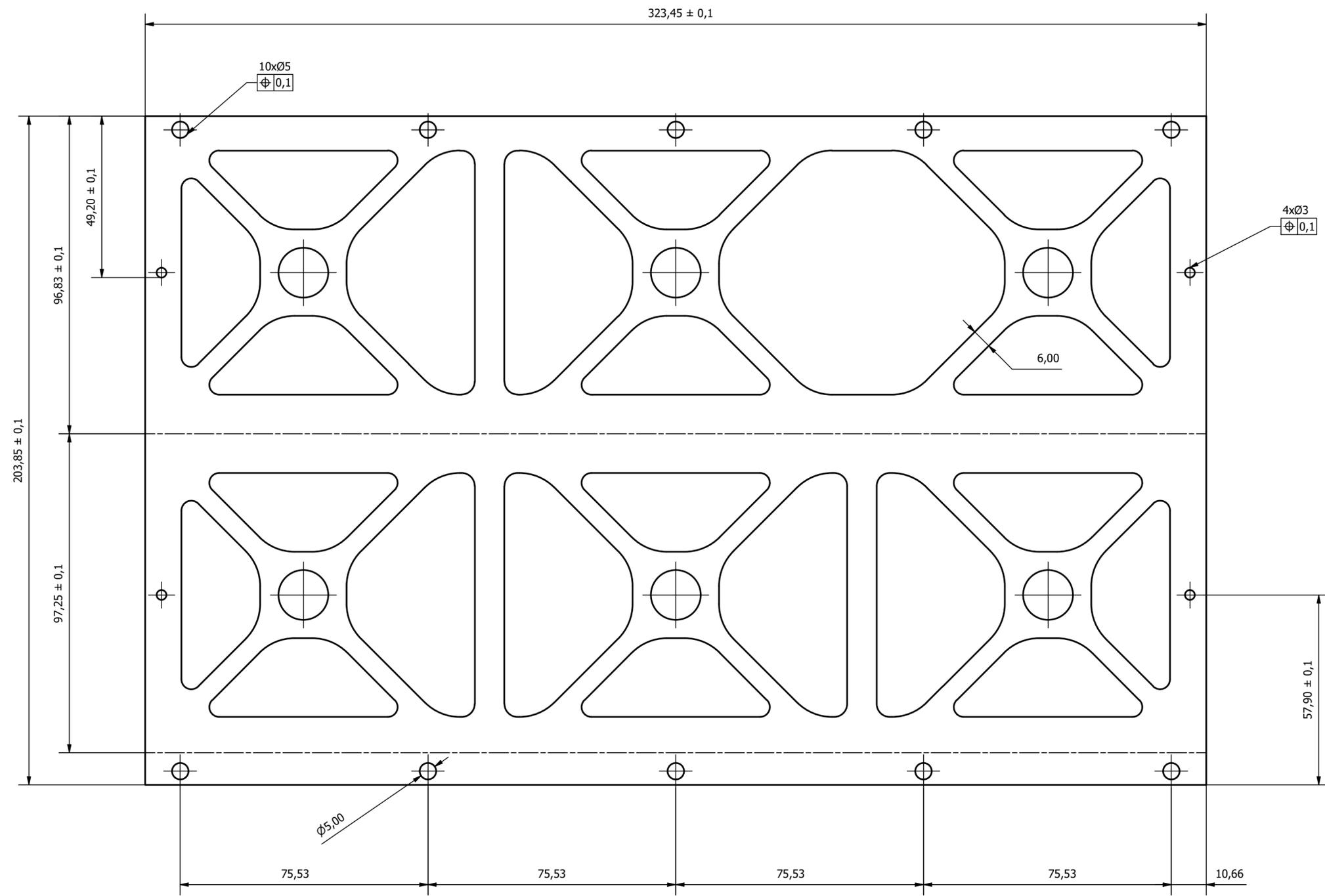
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1 : 2	Estructura con corte				Plano: SAR-024-01020103	SHEET: 1
					Sustituye a:	



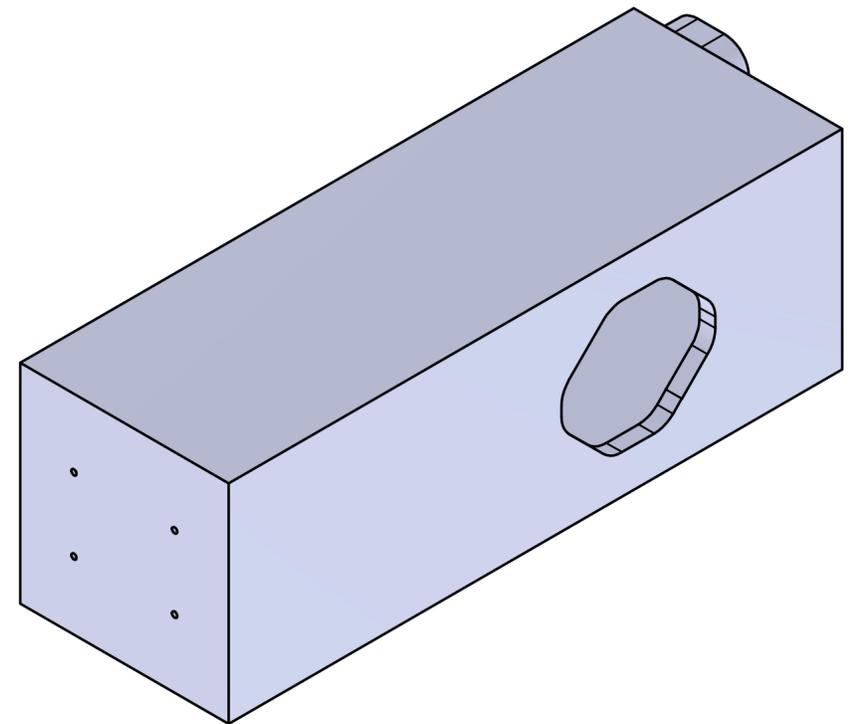
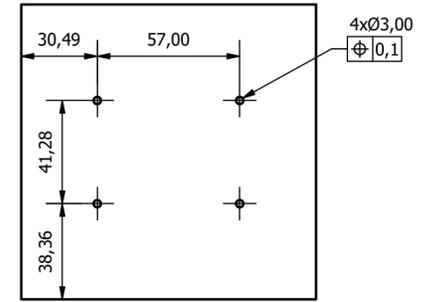
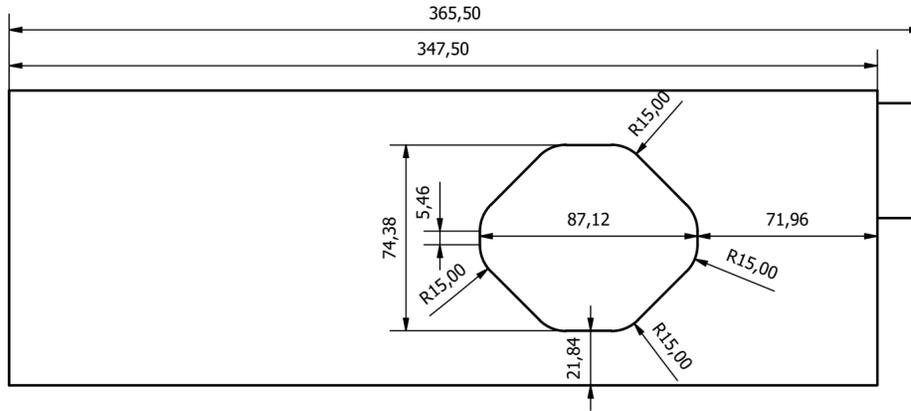
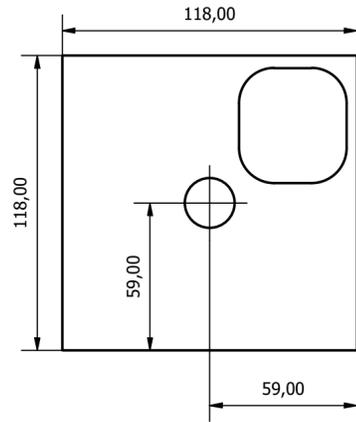
Estas son los 3 patrones que tienen los aliviaderos de peso.
Se aprecia a simple vista por el tamaño cuál es cual.



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:2	 Estructura con corte			Plano: SAR-024-01020103	SHEET: 2	
				Sustituye a:		Sustituido por:



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	 <small>UNIVERSIDAD DE CANTABRIA</small>
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:1	Estructura con corte			Plano: SAR-024-01020103	SHEET: 3	
				Sustituye a:		
	Sustituido por:					



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	UC UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA 1 : 2	Aislante XPS				Plano:	SHEET:
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	

8

7

6

5

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

C

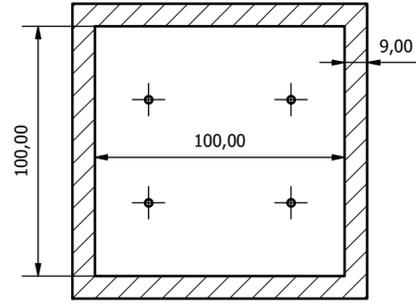
B

B

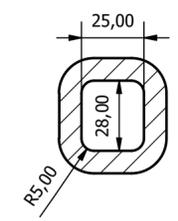
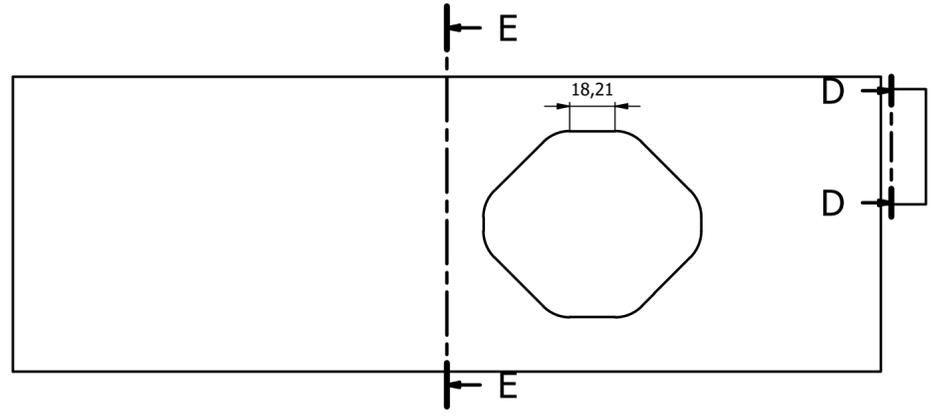
A

A

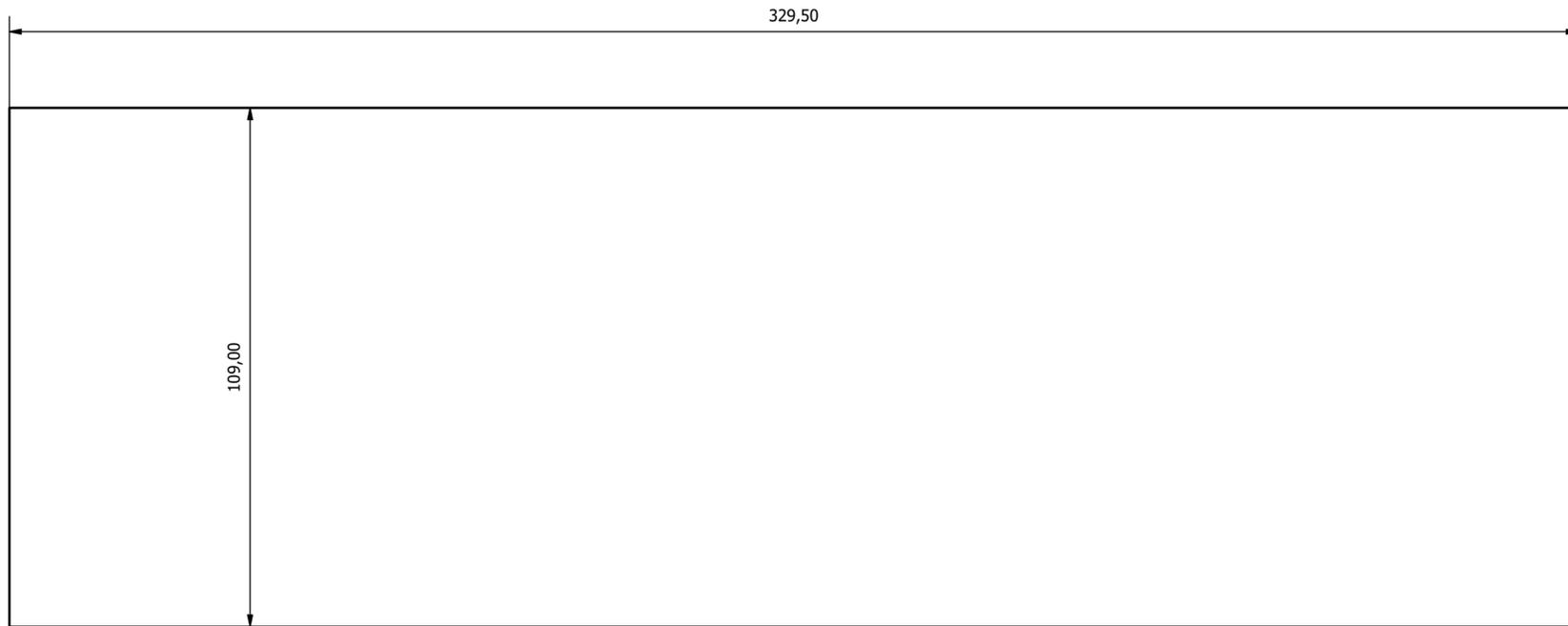
E-E (1 : 2)



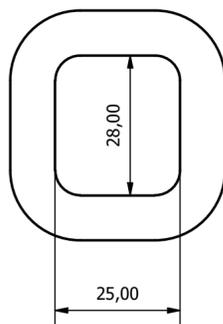
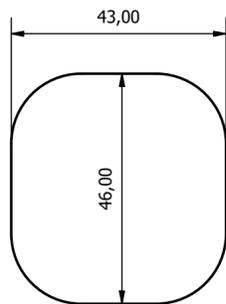
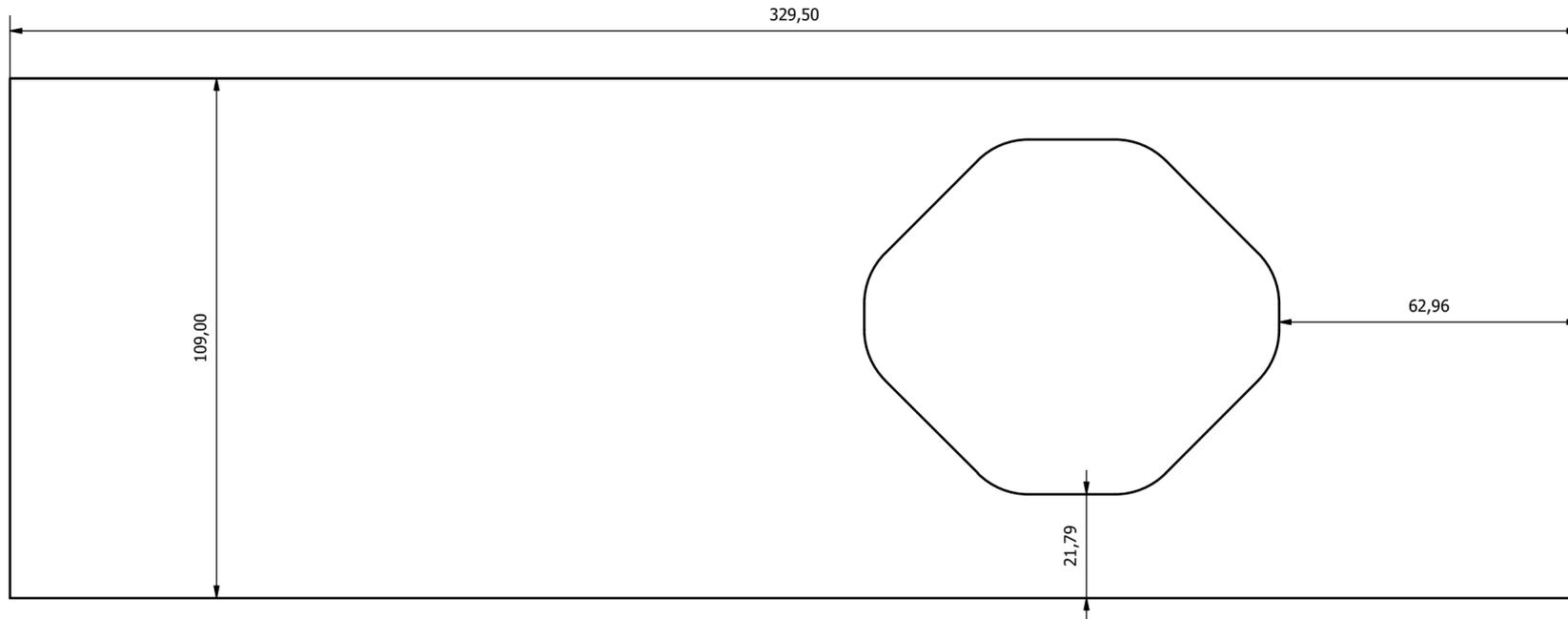
D-D (1 : 2)



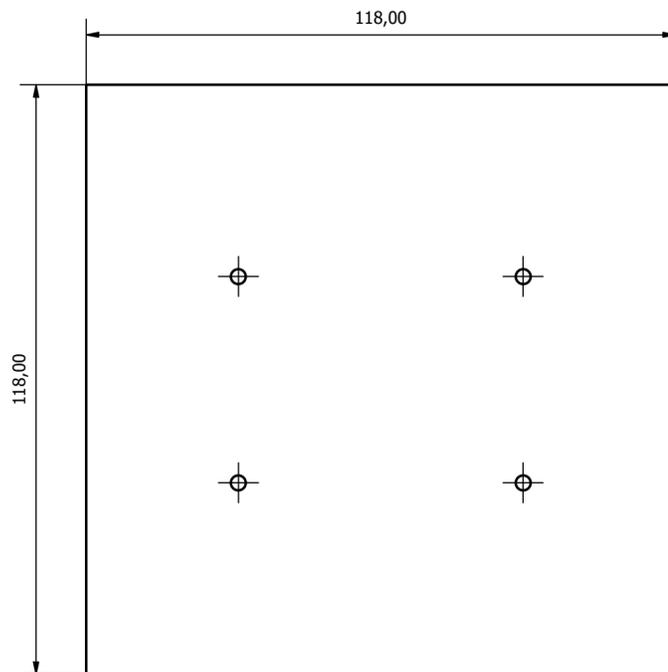
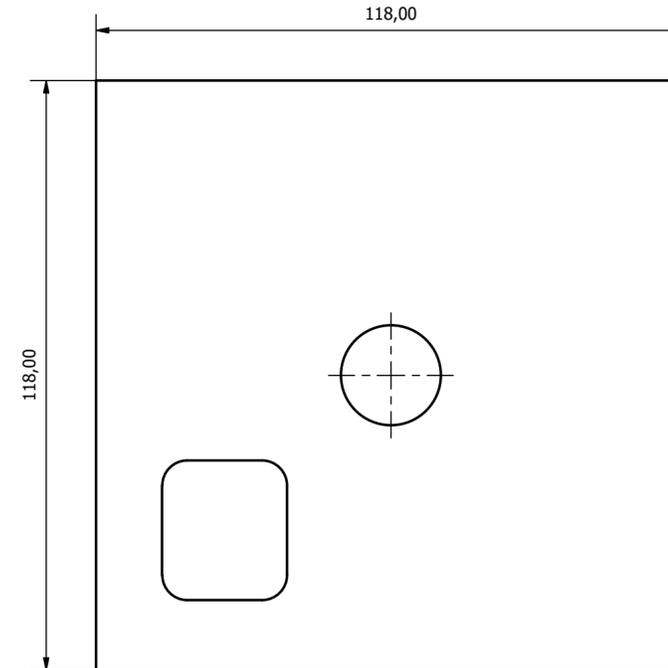
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	 UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1 : 2	Aislante XPS				Plano: SAR-024-01020203	SHEET: 2
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



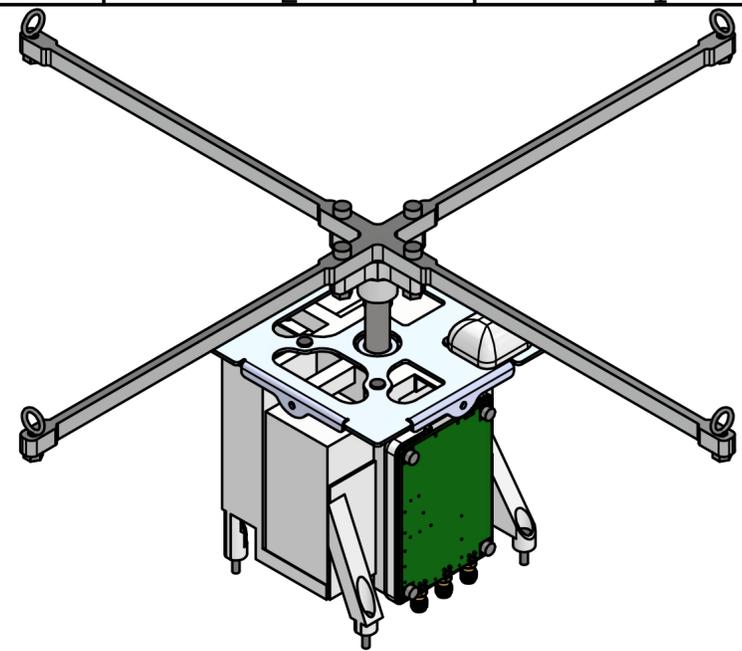
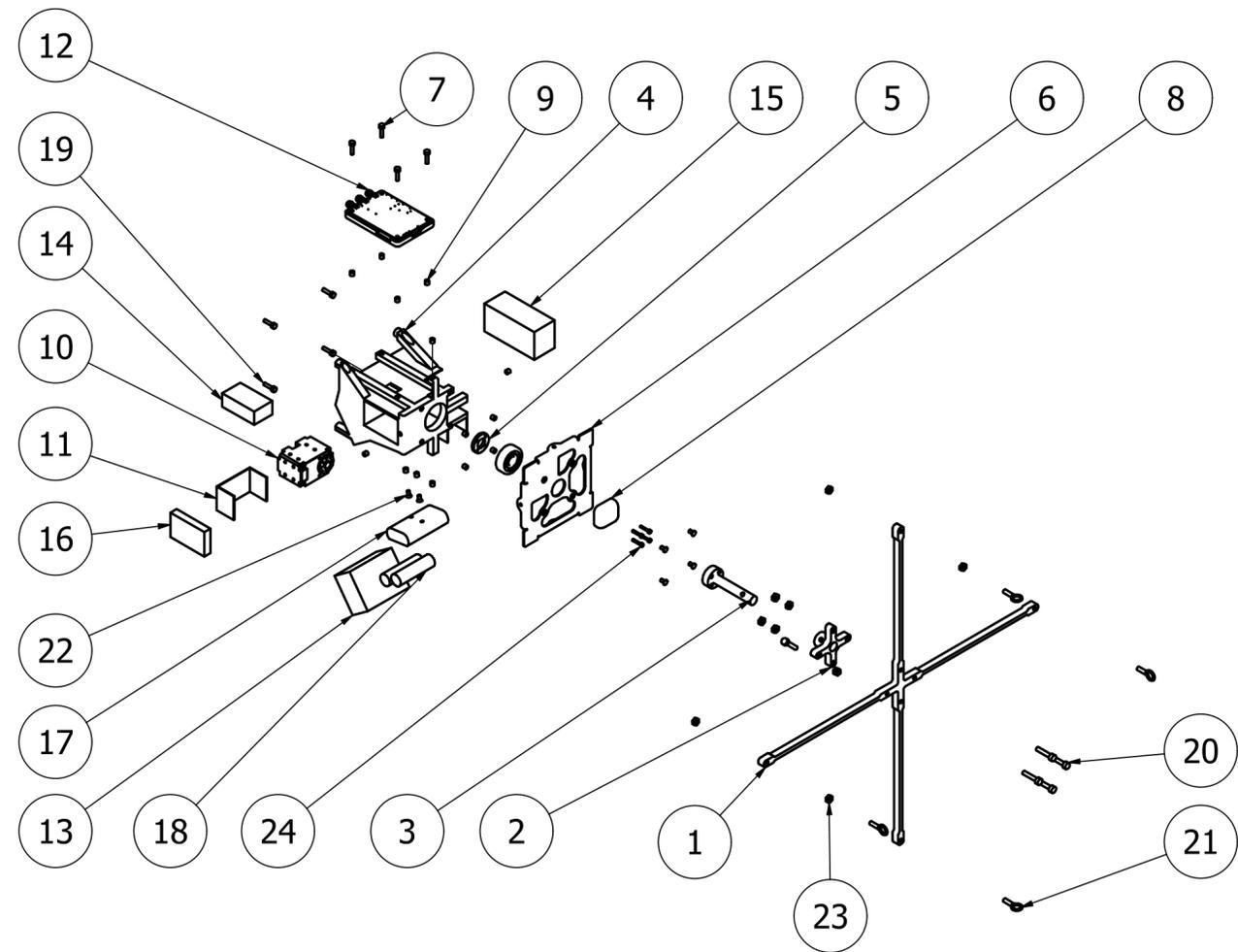
3 unidades de ese elemento



Aquí se presenta la guía de corte del XPS para adquirir las formas que después se van a ensamblar.

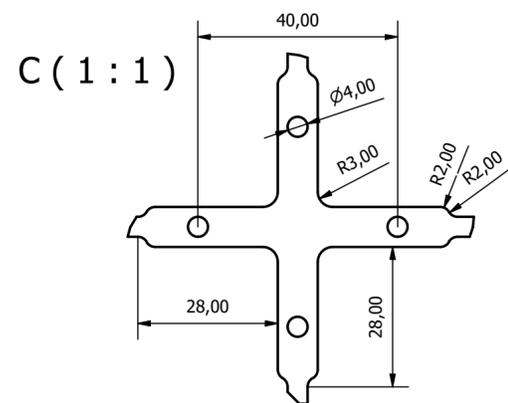
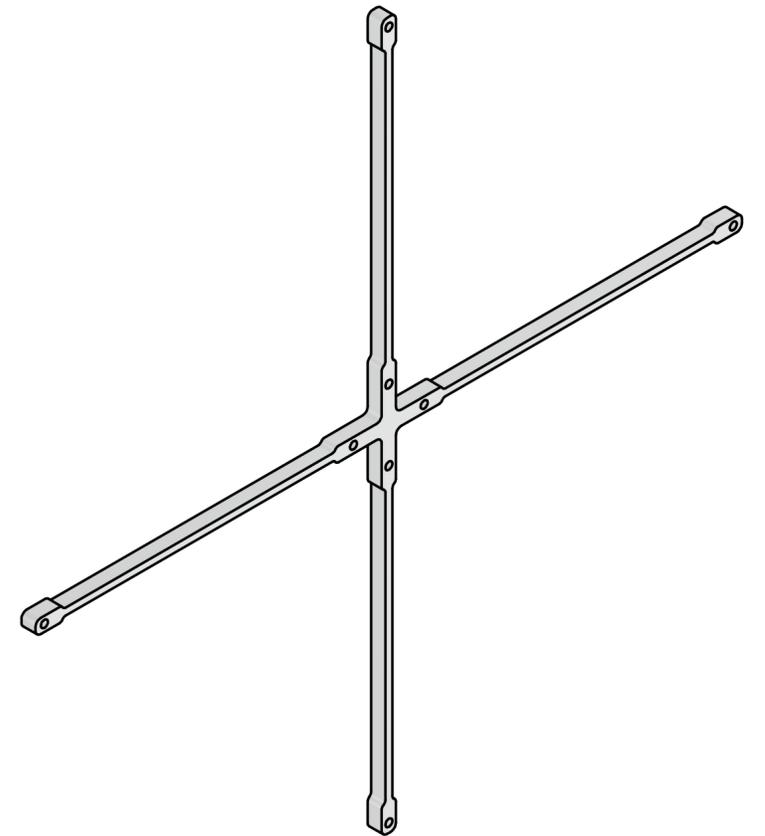
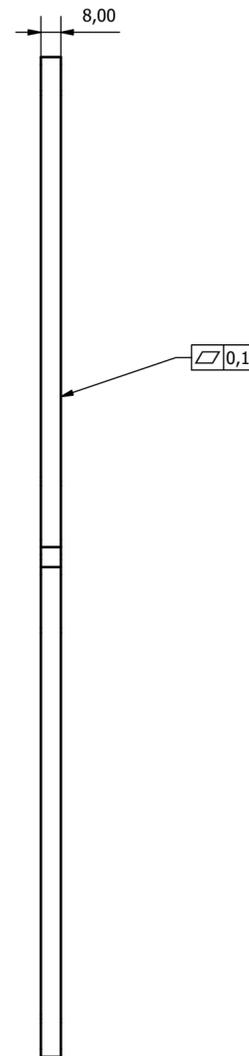
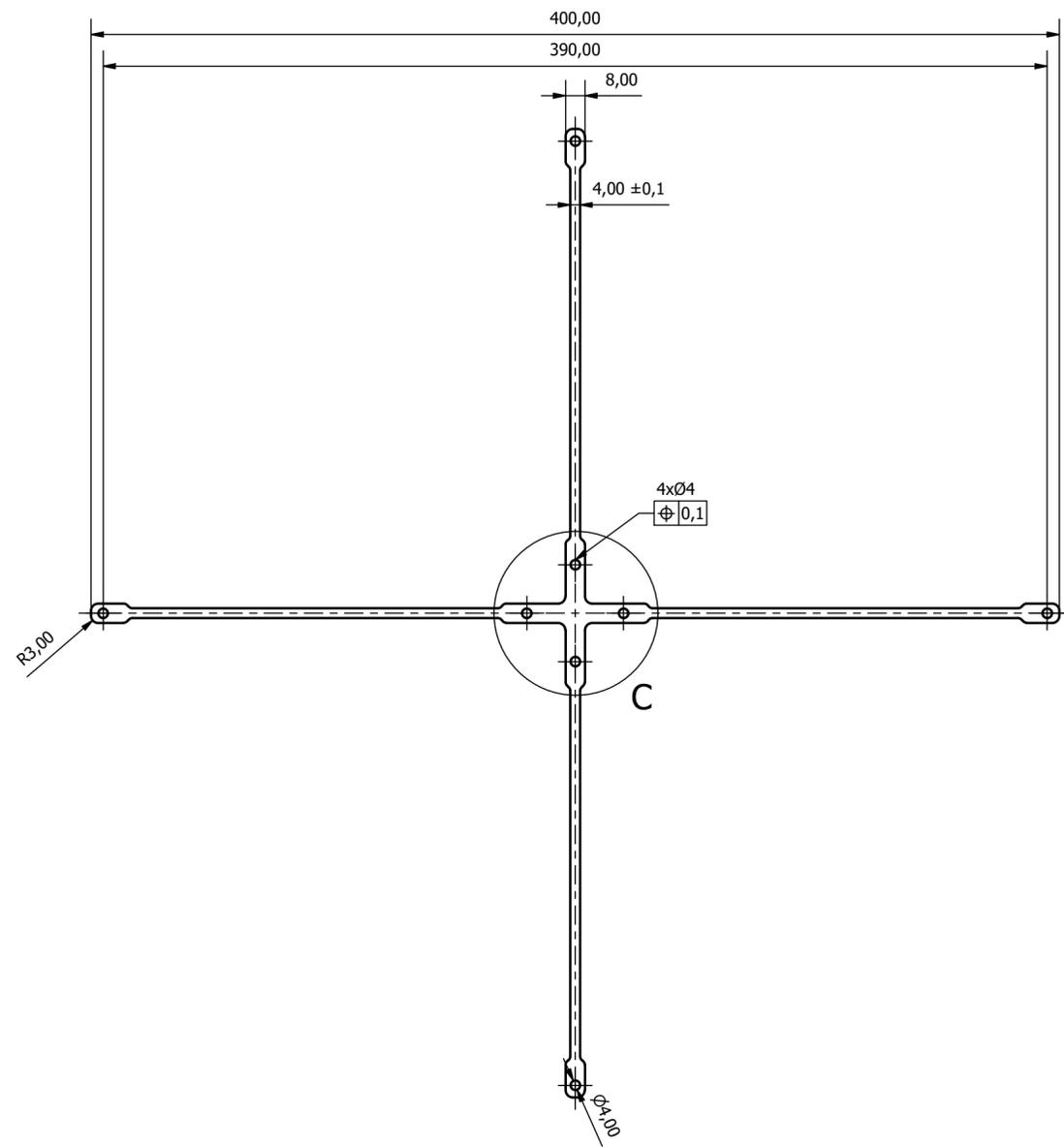


	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.		Plano:	SAR-024-01020203	SHEET: 3
ESCALA 1:1	Aislante XPS				Sustituye a:	
					Sustituido por:	

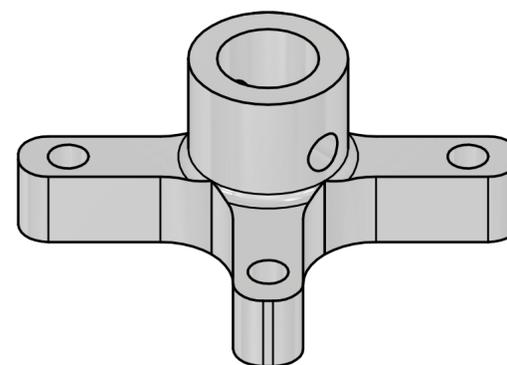
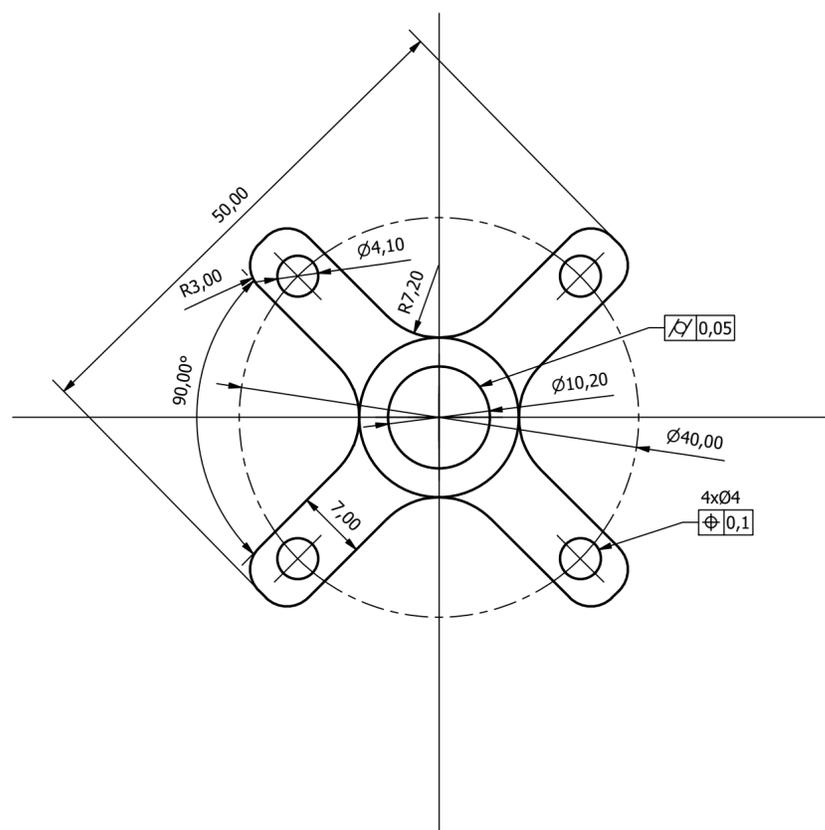
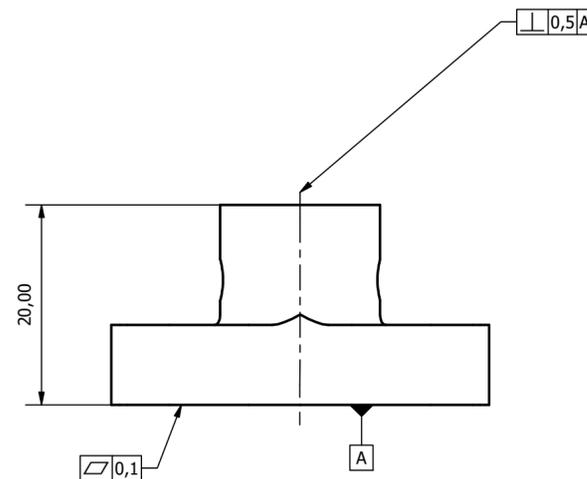
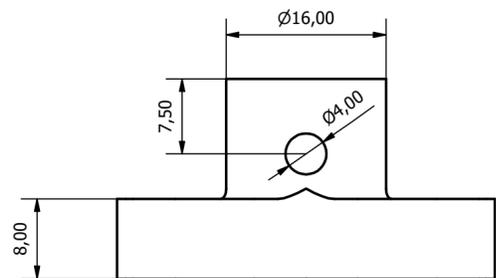


LISTA DE PIEZAS			
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN
1	1	SAR-024-01020301	Cruz estabil.
2	1	SAR-024-01020302	Union eje a cruz
3	1	SAR-024-01020303	Eje
4	1	SAR-024-01020304	Portatop
5	1	SAR-024-01020305	RPT
6	1	SAR-024-01020306	Top plate
7	4	SAR-024-01020324	Tornillo M3x12
8	1	SAR-024-01020307	Antena
9	14	SAR-024-01020309	Inserto PLA
10	1	SAR-024-01020315	Servo sup
11	1	SAR-024-01020314	Calentador sup
12	1	SAR-024-01020313	IBE
13	1	SAR-024-01020312	Gopro
14	1	SAR-024-01020311	Pila 9V
15	1	SAR-024-01020310	Bateria
16	1	SAR-024-01020308	Aislante servo sup
17	1	SAR-024-01020316	Portapilas 1.5v
18	2	SAR-024-01020317	Pilas circulares
19	4	SAR-024-01020318	Tornillo M3x12
20	5	SAR-024-01020319	Tornillo M4x20
21	4	SAR-024-01020321	Anilla M4x12
22	6	SAR-024-01020322	Torn. avell. M3x4
23	9	SAR-024-01020320	Tuerca M4
24	4	SAR-024-01020323	Tornillo M2x12
25	1	SAR-024-01020325	Rodamiento

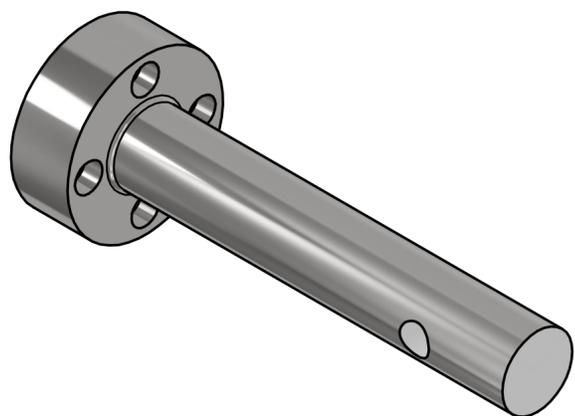
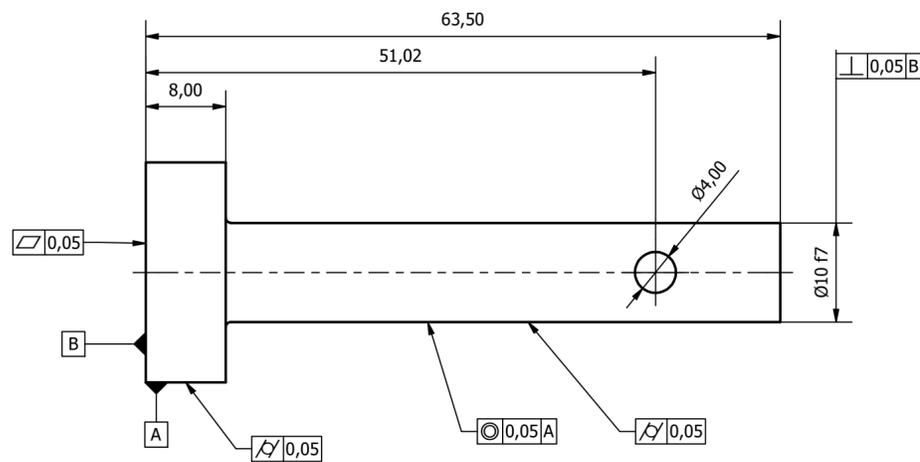
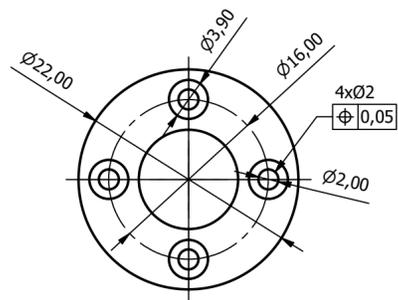
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA	<div style="text-align: center; font-size: 2em; font-weight: bold;">Top</div>				Plano:	SHEET:
1 : 5					SAR-024-01020300	1
					Sustituye a:	
		Sustituido por:				



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:2	<h2>Cruz estabilizadora</h2>				Plano: SAR-024-01020301	SHEET: 1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	

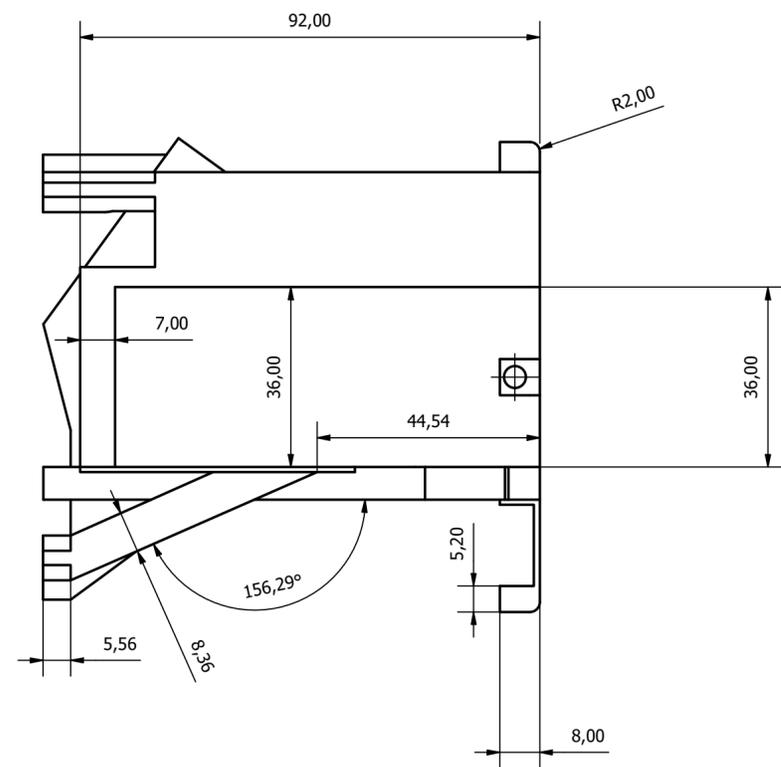
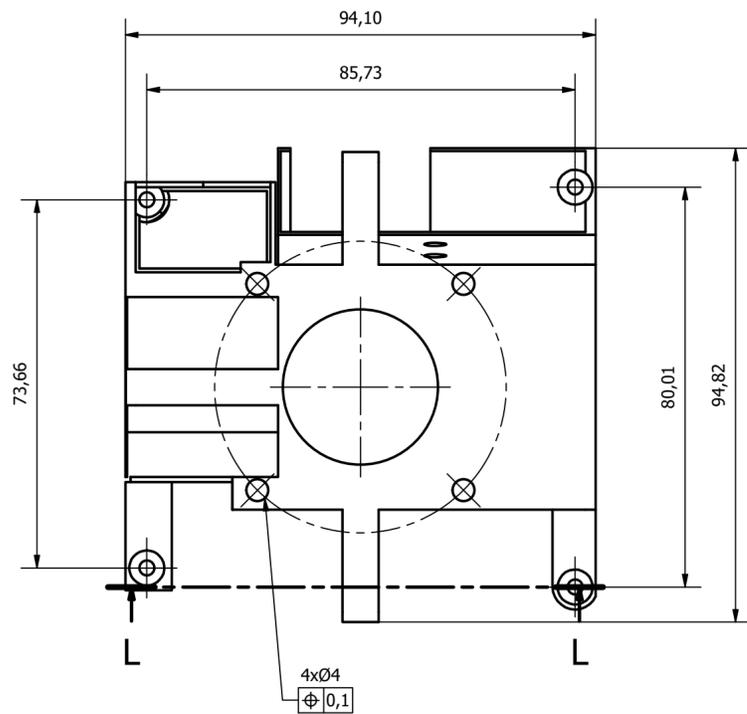
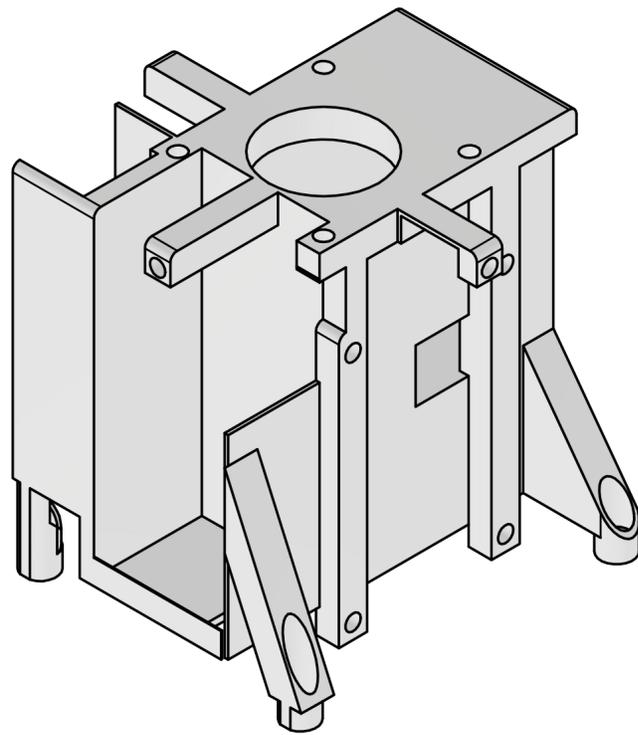
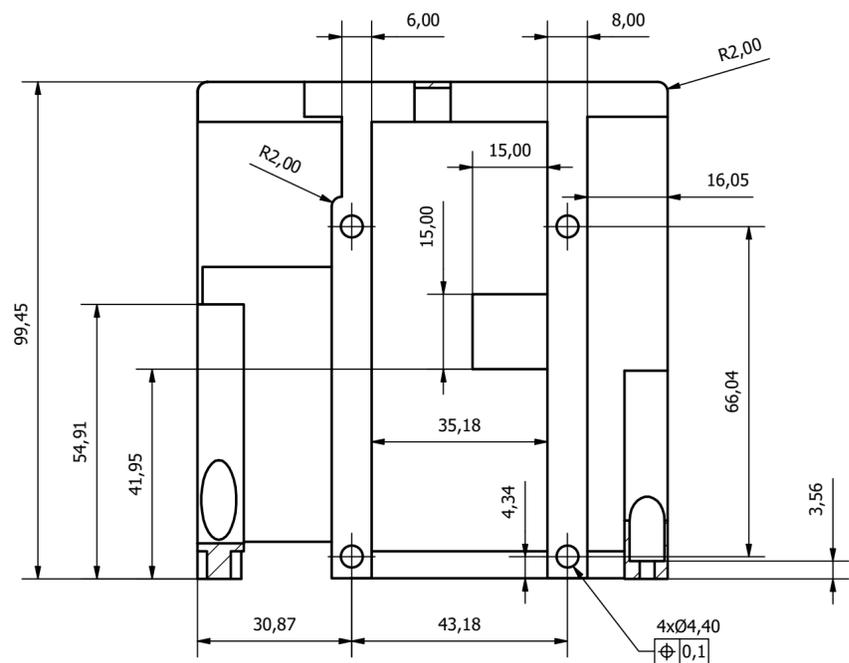


	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 2 : 1	<h2>Unión eje a cruz</h2>				Plano: SAR-024-010020302	SHEET: 1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	

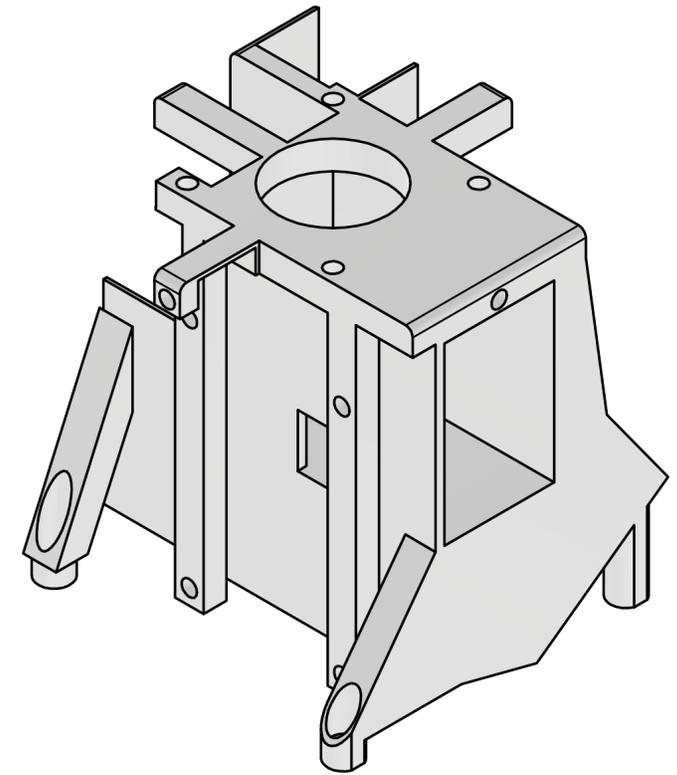
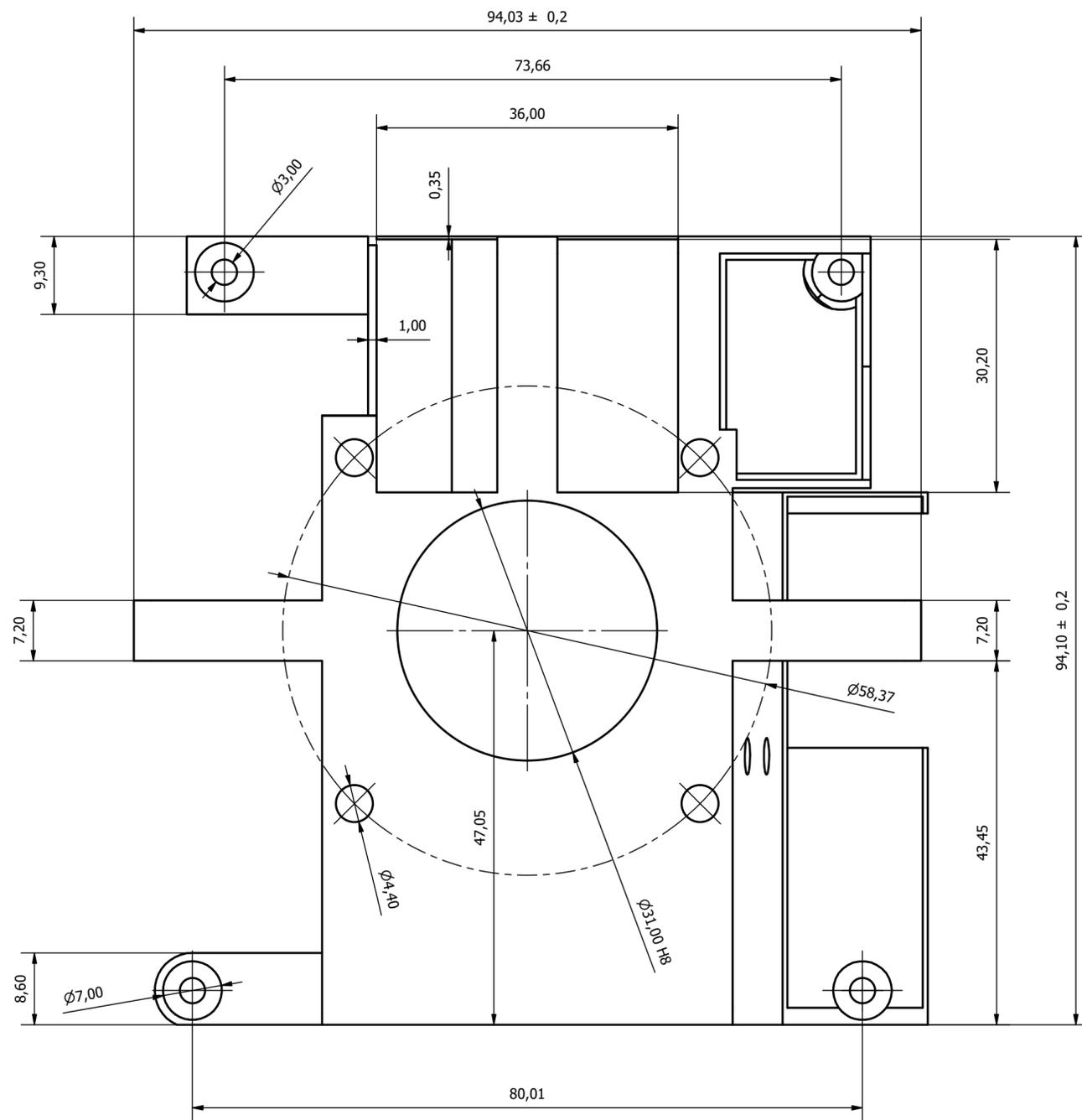


	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	 UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 2 : 1	<h1>Eje</h1>			Plano:	SAR-024-01020303	SHEET: 1
				Sustituye a:		Sustituido por:

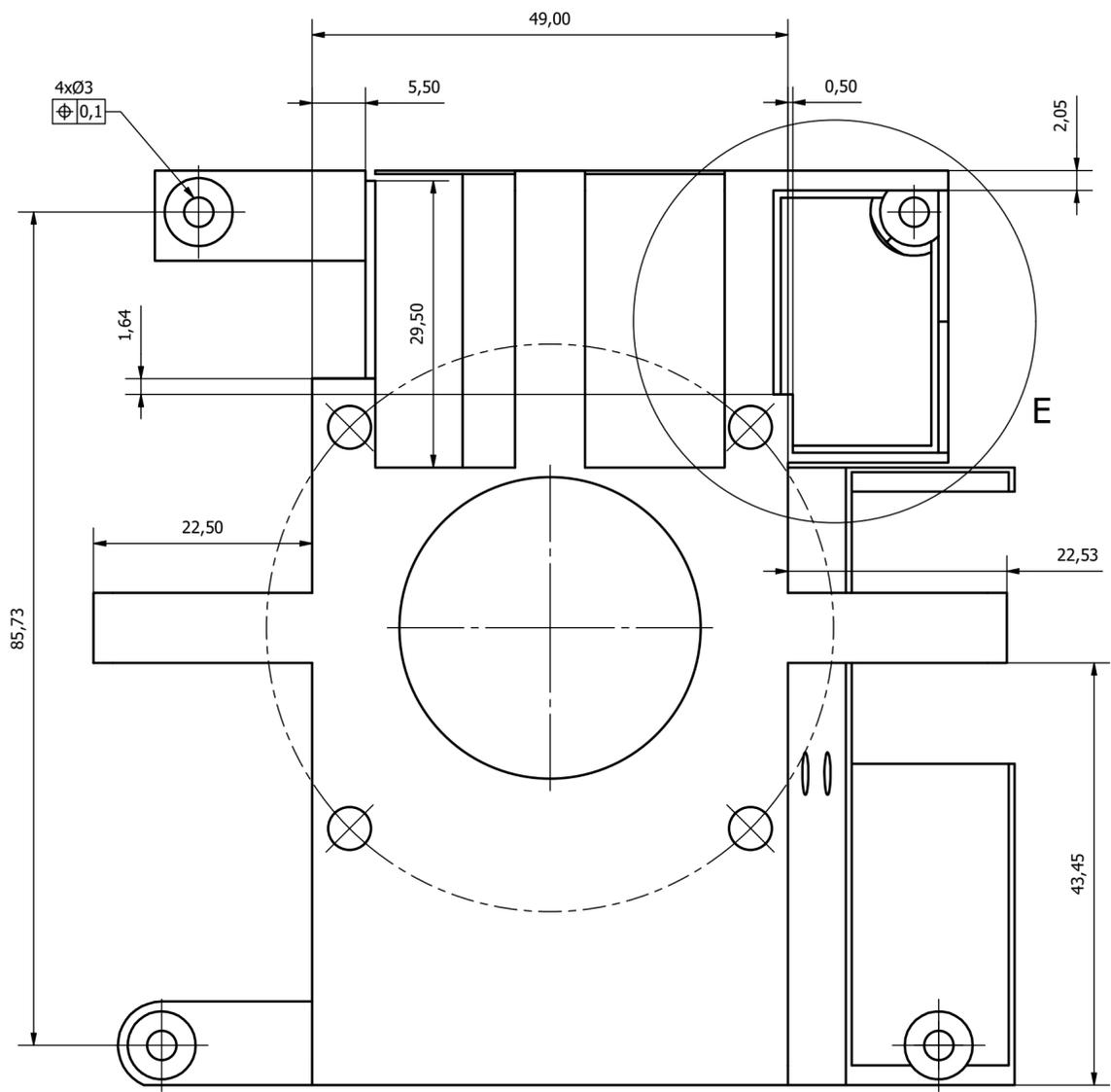
L-L (1:1)



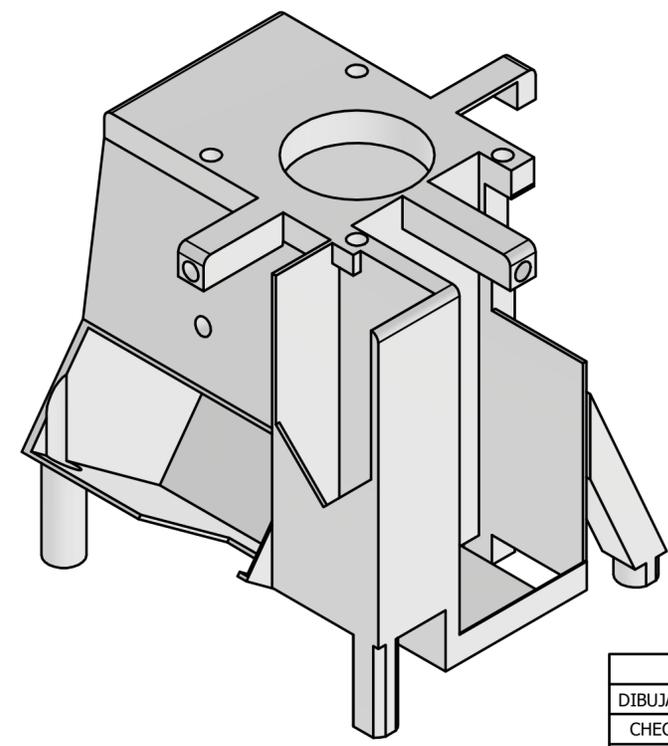
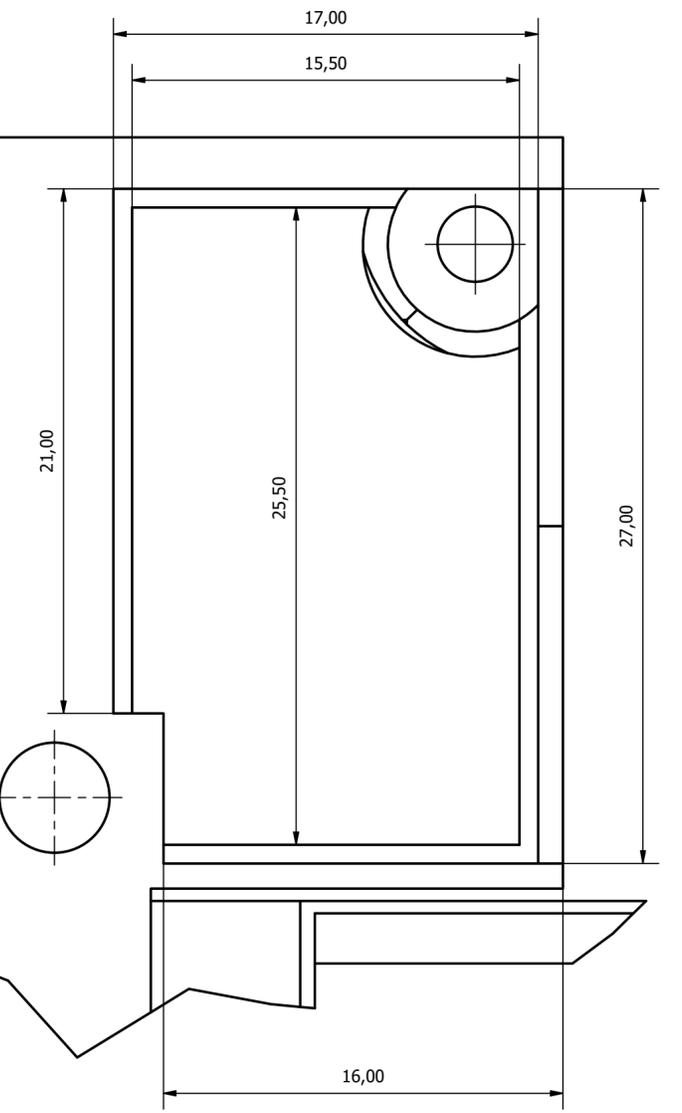
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA	<h2 style="text-align: center;">Portatop</h2>				Plano:	SHEET:
1:1					SAR-024-01020304	1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



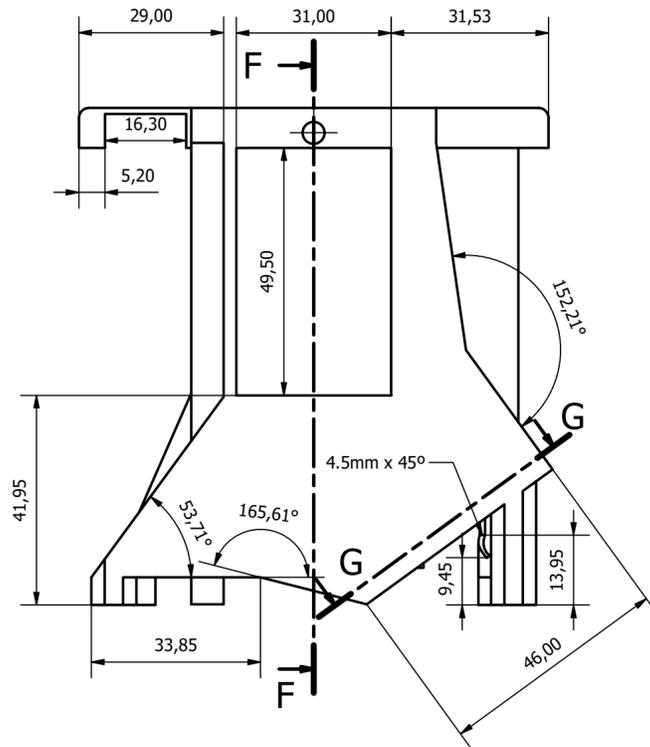
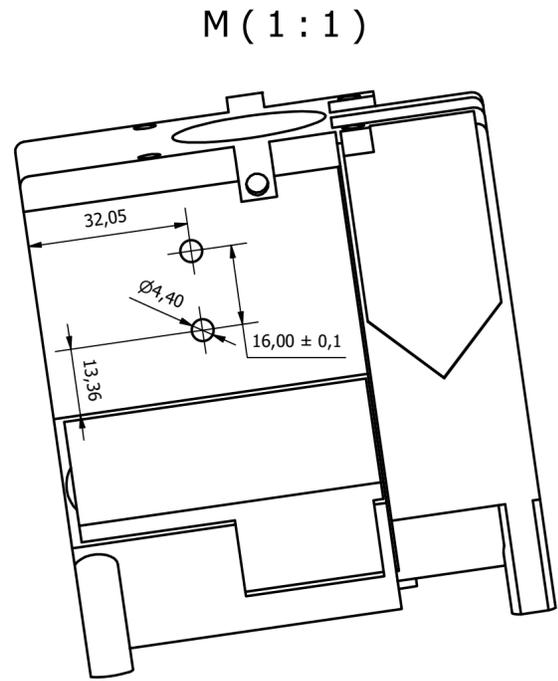
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:1	Portatop				Plano: SAR-024-01020304	SHEET: 2
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



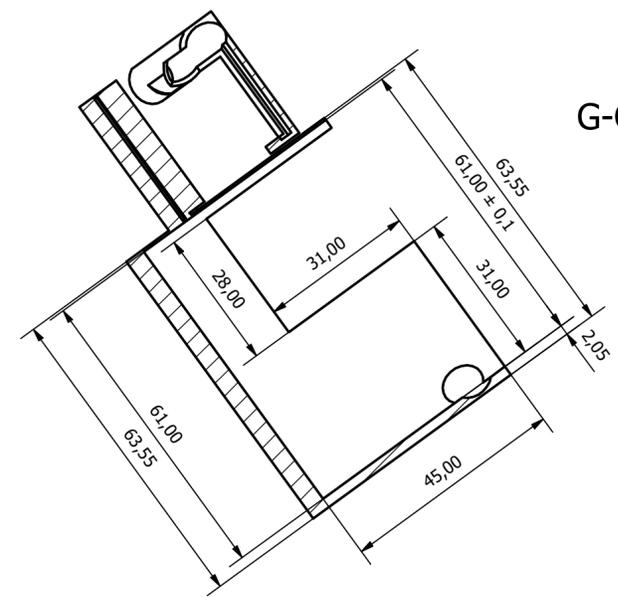
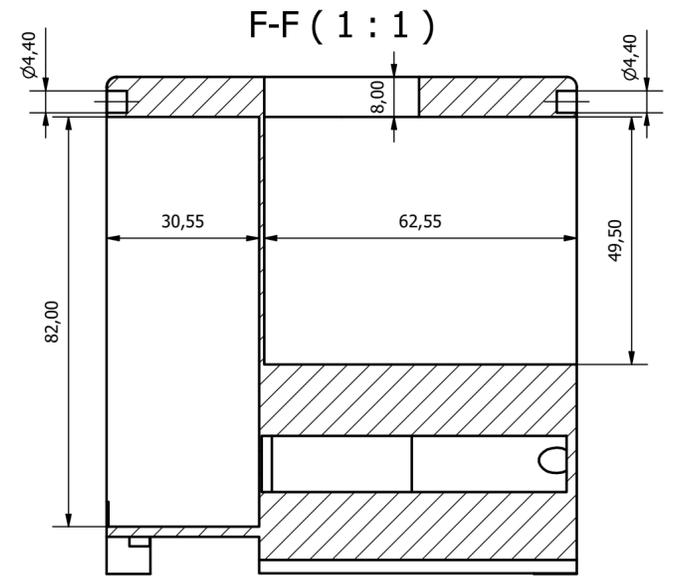
E (5 : 1)



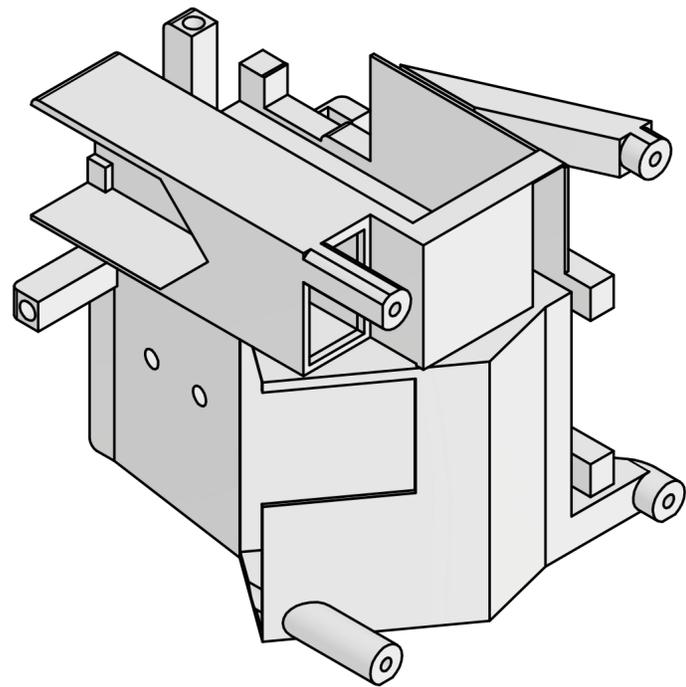
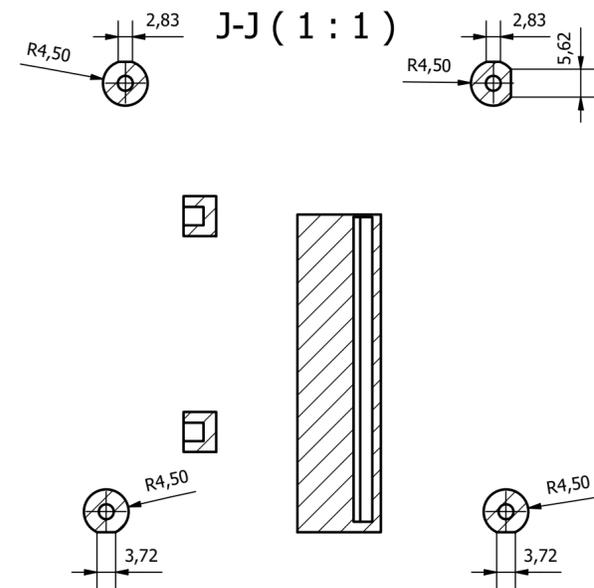
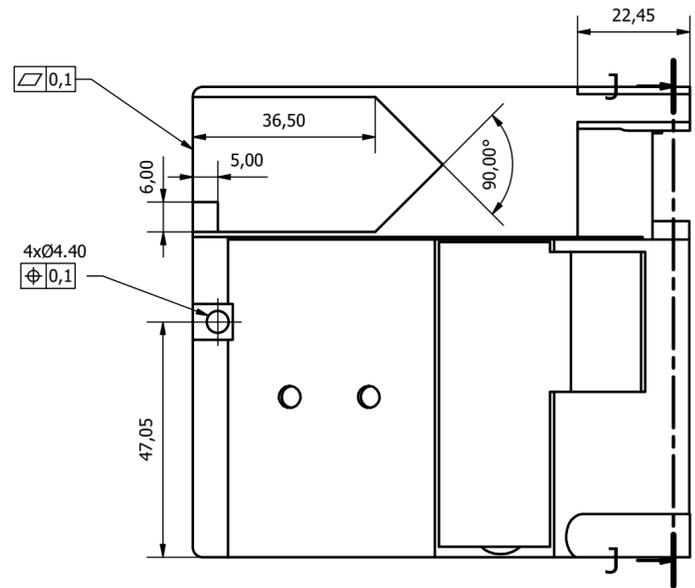
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	 UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA 1 : 1	 Portatop				Plano:	SHEET:
					SAR-024-01020304	3
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



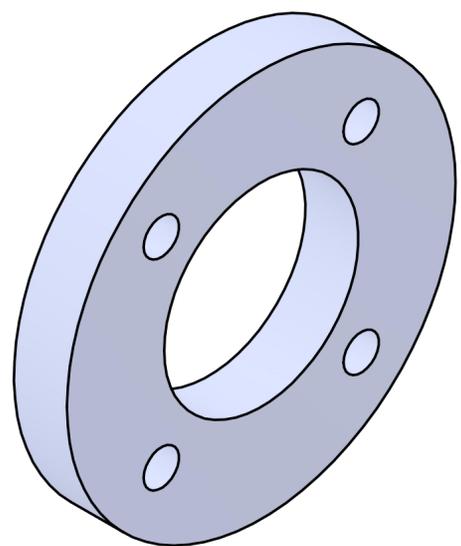
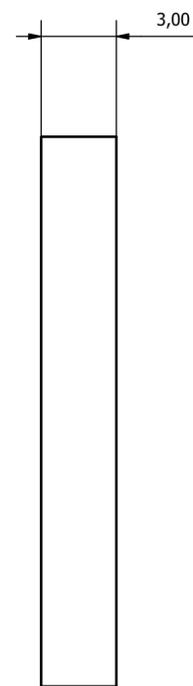
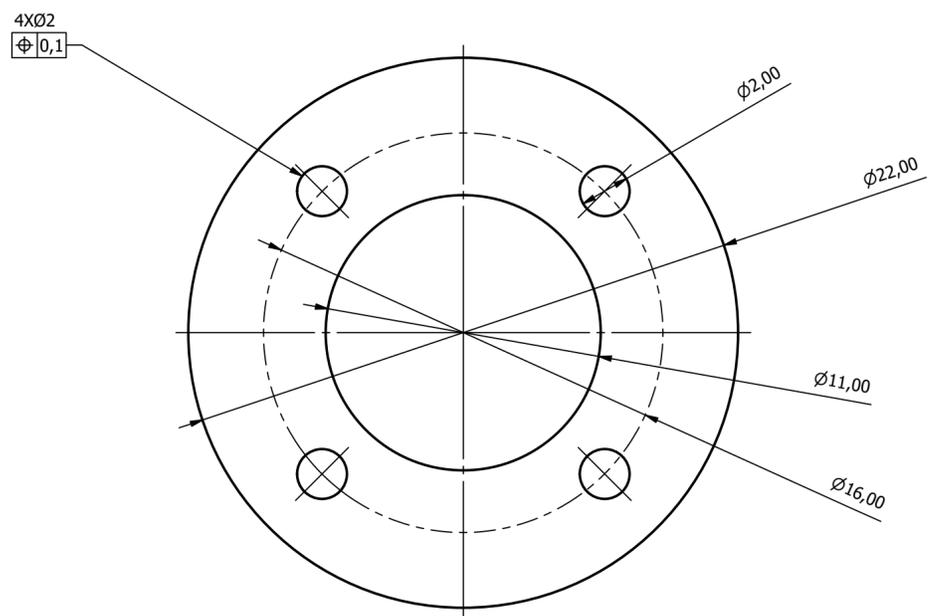
M



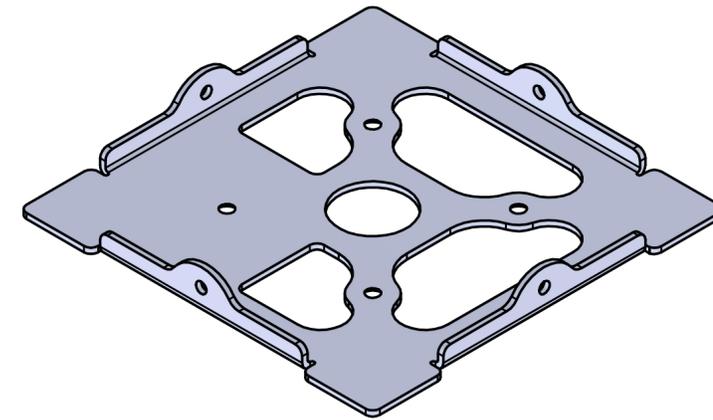
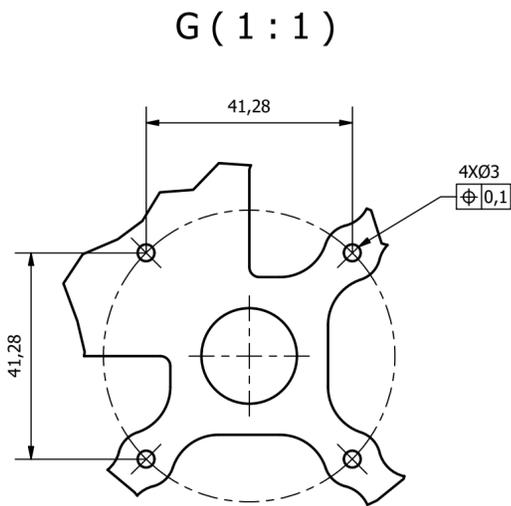
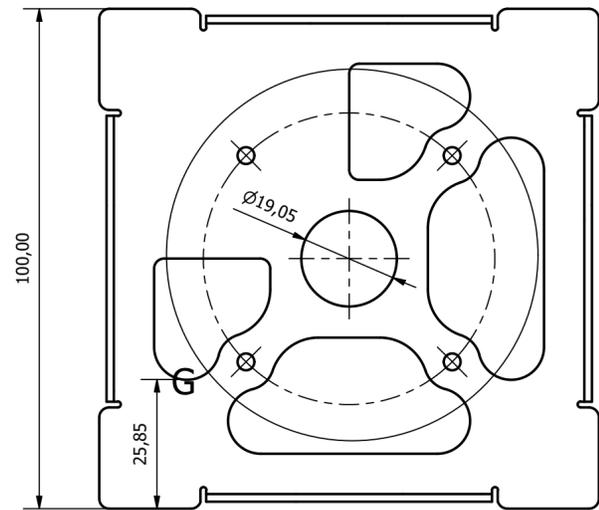
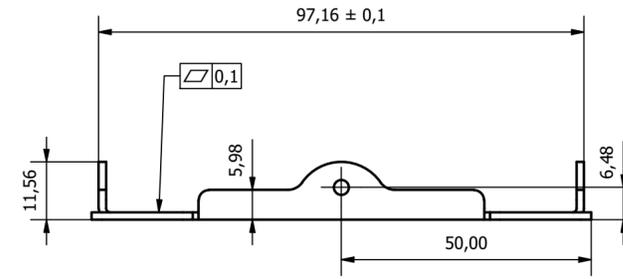
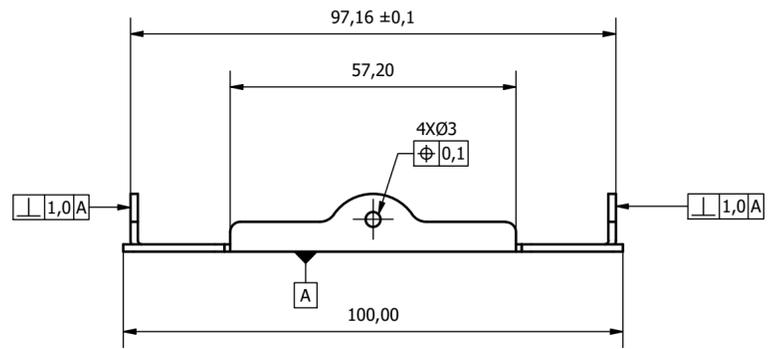
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA	<p>Portatop</p>				Plano:	SHEET:
1 : 1					SAR-024-01020304	4
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



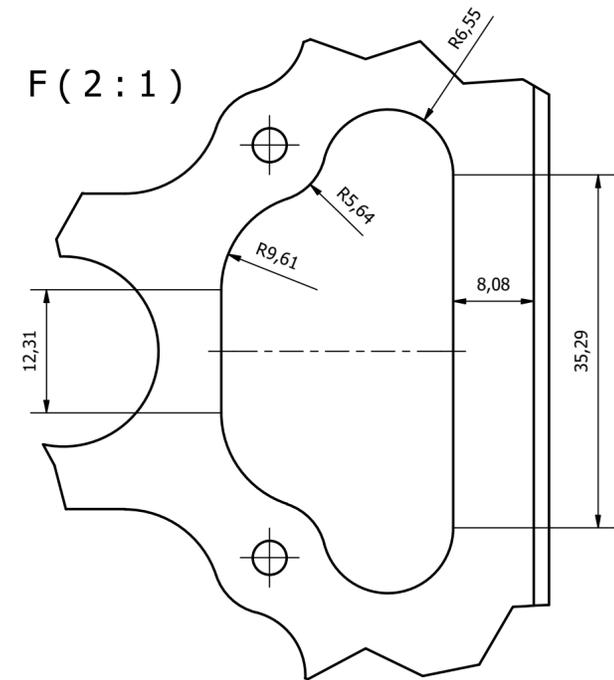
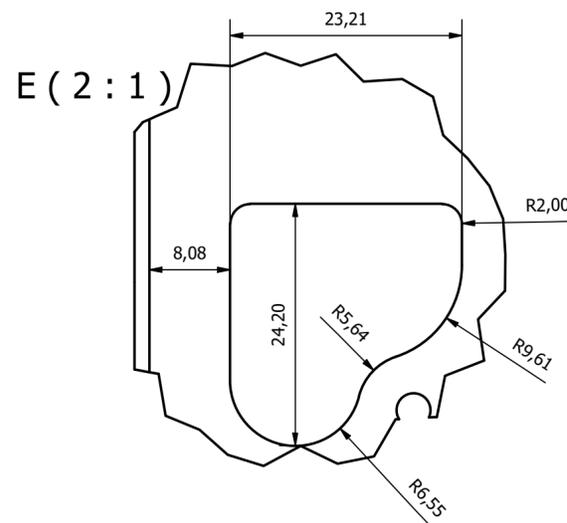
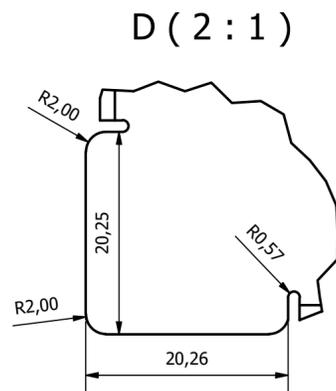
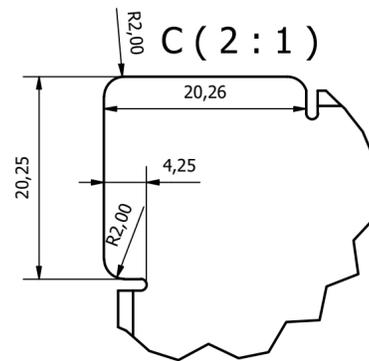
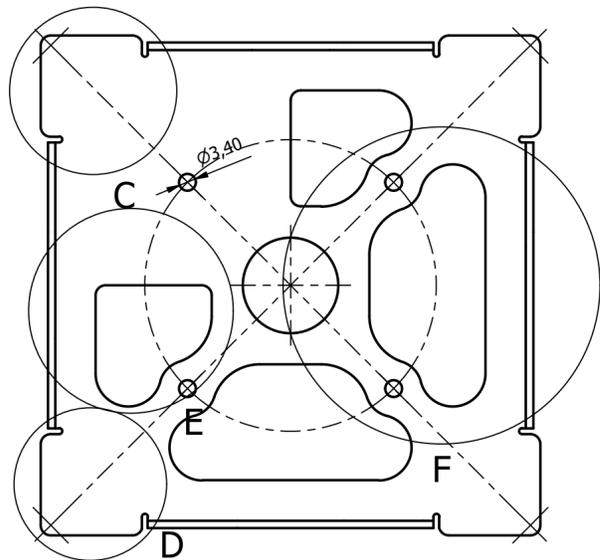
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	 UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:1	Portatop				Plano: SAR-024-01020304	SHEET: 5
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



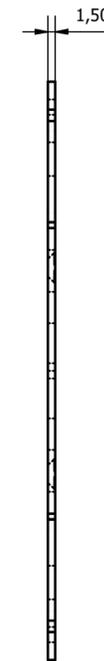
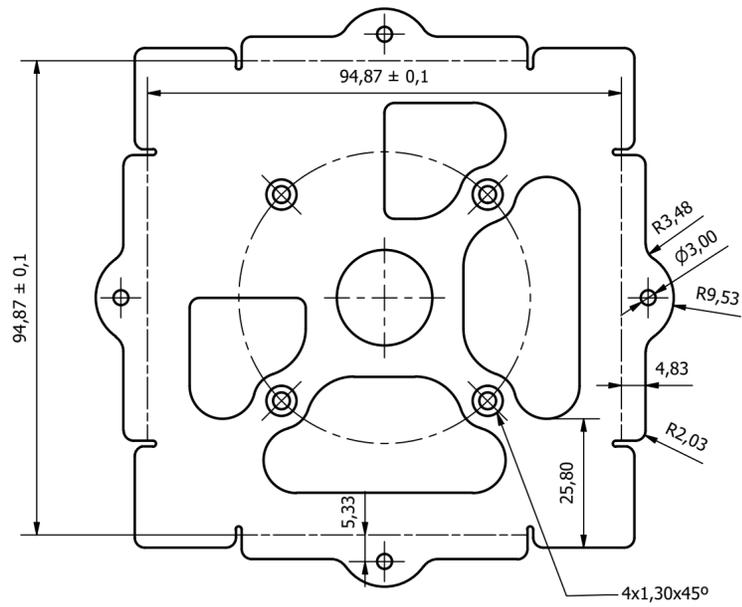
	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	 UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 5 : 1	RPT servo sup				Plano: SAR-024-01020305	SHEET: 1
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:1	Top plate				Plano: SAR-024-01020306	SHEET: 1
					Sustituye a:	

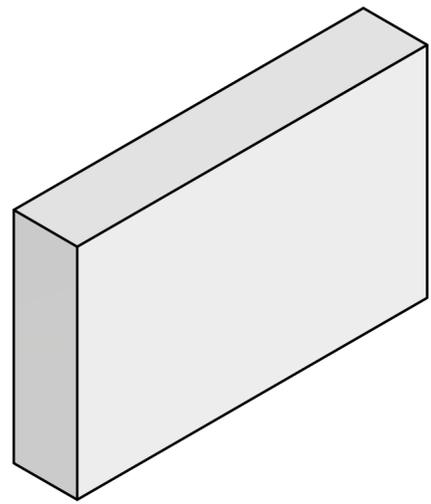
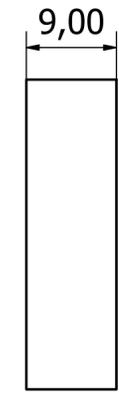
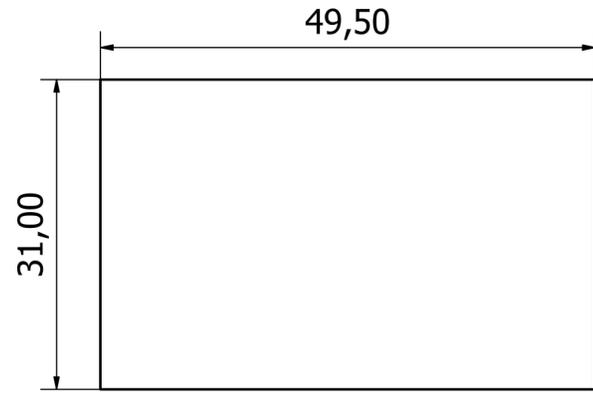


	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	 UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.				
CHECK	08/05/2024	F.F.S.				
ESCALA 1:1	Top plate				Plano: SAR-024-01020306	SHEET: 2
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



El pliegue va hacia dentro del plano.
Ver en los otros planos cómo queda y usar de referencia la forma del aliviadero de peso asimétrico.

	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol.	Acabado	UC UNIVERSIDAD DE CANTABRIA
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.		ISO 2768	UNE	
CHECK	08/05/2024	F.F.S.			823011986	
ESCALA 1:1	Top plate				Plano:	SHEET:
					SAR-024-01020306	3
					Sustituye a:	
					Sustituido por:	



	FECHA	NOMBRE	FIRMA	Tol. ISO 2768	Acabado UNE 823011986	 UNIVERSIDAD DE CANTABRIA			
DIBUJADO	08/04/2024	D.E.C.							
CHECK	08/05/2024	F.F.S.							
ESCALA 2 : 1	<h2>Aislante servo sup</h2>				Plano: SAR-024-01020308	SHEET: 1			
					Sustituye a:				
					Sustituido por:				

DOCUMENTO 4:
Pliego de
condiciones.

Índice de contenidos

1. Alcance	4
2. Materiales.....	4
3. Ajustes, tolerancias y rugosidades.....	5
4. Fabricación y montaje	8
5. Mantenimiento.....	10
6. Pruebas previas	10
a) Prueba 1.....	10
b) Prueba 2.....	11
c) Prueba 3.....	11
7. Operación.....	12
8. Observaciones.....	12

Índice de tablas:

Tabla 1: Materiales de piezas fabricadas.	4
Tabla 2: Piezas fabricadas y montaje.	8

Índice de ilustraciones:

Ilustración 1: Pieza impresa en la que se aprecian las líneas de las capas 6
Ilustración 2: Tolerancia de una impresora por 6σ (Creación propia, media=20.02, $\sigma=0.0668$) 6

1. Alcance

Se definen en este documento los materiales y sus tratamientos en caso de tenerlos, tolerancias dimensionales a tener en cuenta (ya reflejadas en planos), ajustes, rugosidades, modo de fabricación y orden de montaje, además de los requerimientos de mantenimiento.

El encargado de cualquiera de los pasos mencionados en este proyecto no debe hacer ningún cambio en ellos, especialmente en la calidad, en la fabricación y en el montaje, sin previa consulta a los responsables del proyecto.

2. Materiales

A continuación, se detallan en la *Tabla 1* los materiales a utilizar para cada elemento a fabricar:

Tabla 1: Materiales de piezas fabricadas.

Denominación	Material	Tratamiento	Plano SAR-024-	Hoja	uds.	kg/uds	Peso (kg)
Estructura base	Al 1050	H18	1020201	1	1	0,088	0,088
Estructura con corte	Al 1050	H18	1020202	1	1	0,086	0,086
Bandeja	Al 1050	H18	0101XX01	1	9	0,008	0,072
Top plate	Al 1050	H18	1020306	1	1	0,032	0,032
Bottom plate	Al 1050	H18	1011001	1	1	0,035	0,035
Cruz estabilizadora	Al 5754	H12	1020301	1	1	0,081	0,081
Eje	Al 6082	H111	1020303	1	1	0,019	0,019
Unión cruz a eje	Al 6082	H111	1020302	1	1	0,015	0,015
Portatop	PLA	-	1020304	1	1	0,075	0,075
Portaservo	PLA	-	1011001	1	1	0,046	0,046
Sujetainserto	PLA	-	1011002	1	1	0,012	0,012
Brazo antena	Al 1050	H18	1020102	1	1	0,027	0,027
Pata aterrizaje	HIPS	-	1000004	1	1	0,150	0,150
Peso Total de elementos fabricados							0,738

3. Ajustes, tolerancias y rugosidades

Se detalla todo lo correspondiente a esta información en los planos, a continuación, se comentan las tolerancias más relevantes.

Se busca que el conjunto sea desmontable con relativa facilidad. Por ello se usan tornillos pasantes en todas las piezas, amarrando en tuercas o insertos.

Se requiere garantizar la planicidad de las chapas de aluminio, así como en el estabilizador y la cara con la que hace contacto del “Unión a eje”. Es especialmente necesario la planicidad de las bandejas, ya que hará un mejor contacto entre los componentes que se calientan y las propias bandejas, haciendo más eficiente el uso de la pasta térmica para la transmisión de calor. Se pide una planicidad de $50\mu\text{m}$. Los pliegues en las piezas de chapa de aluminio plegada deberán tener una tolerancia de $\pm 1^\circ$.

El eje y la unión a eje por dentro tendrán cilíndricidad de $50\mu\text{m}$, así como perpendicularidad del eje respecto su base. Se exige una tolerancia de posición entre los agujeros donde se introducen los stand-offs o entre tornillos de un mismo componente de $\pm 100\mu\text{m}$.

En cuanto a la rugosidad, la única exigencia es la de la superficie del eje ya que se introducirá el rodamiento. Se exige que esta superficie tenga una rugosidad de Ra3.2. Para el resto de las piezas se considera suficiente el uso de una rugosidad Ra 6.3. Además, el eje tendrá un ajuste con poco juego f7.

Para las piezas hechas por fabricación aditiva no se exige ninguna rugosidad, siendo válida la rugosidad que den las capas, de 180 micras, que es la altura de capa de la impresora. Esto puede verse a simple vista, como se aprecia en la *Ilustración 1*. A las piezas que usan este método de fabricación se les dará una tolerancia de $\pm 200\mu\text{m}$ dimensionalmente, que es la mínima capacidad que tiene una impresora bien configurada (ver *Ilustración 2*) y será suficiente. Las tolerancias de posición serán de $\pm 100\mu\text{m}$.

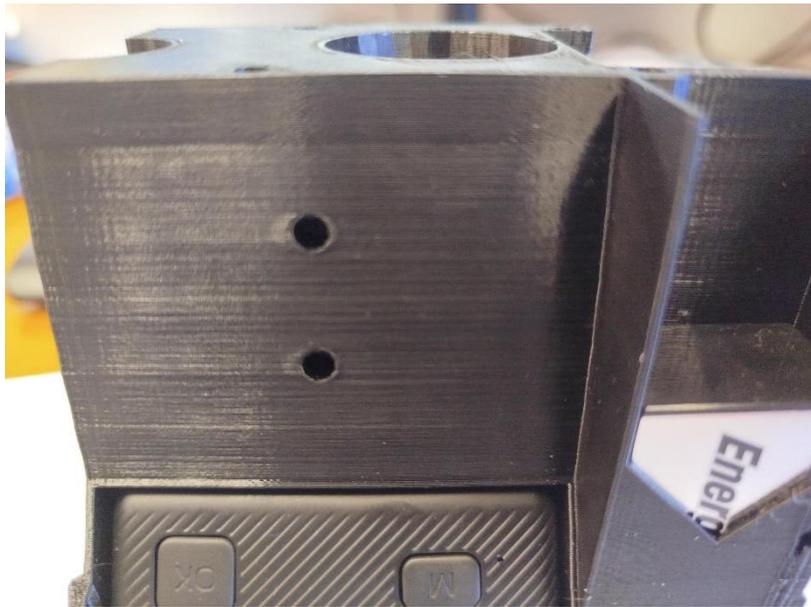


Ilustración 1: Pieza impresa en la que se aprecian las líneas de las capas

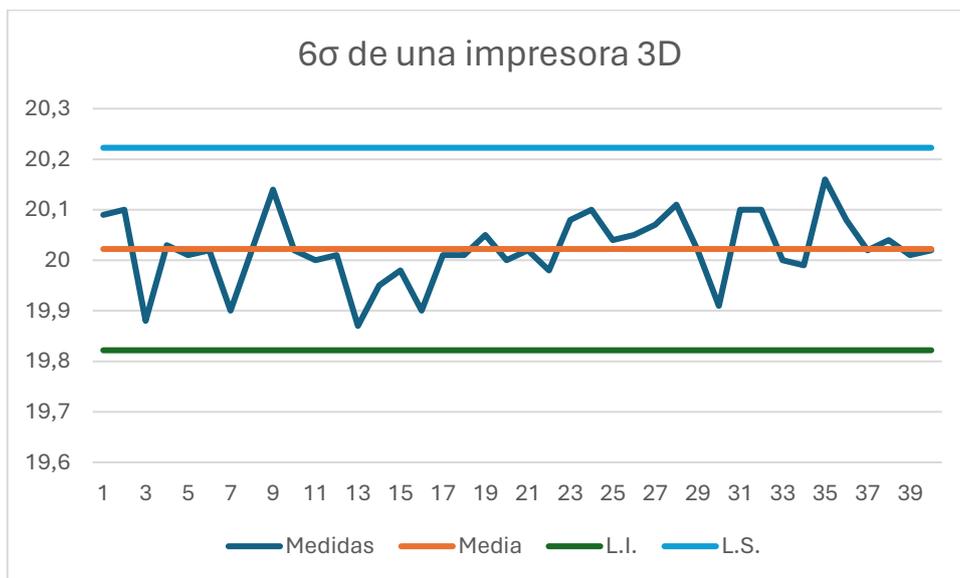


Ilustración 2: Tolerancia de una impresora por 6σ (Creación propia, media=20.02, $\sigma=0.0668$)

Será suficiente con cumplir las tolerancias dimensionales de forma que sea funcional, y que se realice una inspección visual de la pieza verificando que la fabricación no ha sufrido anomalías, como fallos de extrusión o desplazamientos de ejes.

En cuanto a los tornillos, se ha decidido usar tuercas e insertos especiales para piezas impresas, siendo todos los tornillos pasantes.

No se exige un par de apriete concreto. Se roscará hasta hacer tope, echando a continuación el pegamento fija tornillos.

Al roscar sobre insertos es importante no forzar la rosca, ya que la torsión puede dañar la pieza de PLA y debilitar la sujeción del inserto.

4. Fabricación y montaje

A continuación, se indica en la *Tabla 2* el método de fabricación de cada elemento y su forma de unión y ensamblado al resto de componentes del conjunto.

Tabla 2: Piezas fabricadas y montaje.

Denominación	Subdivisiones	Método	Uniones
Estructura	E. Base	Corte láser y plegado	Tornillos con tuerca y pegamento fijatornillos, entre sí. A Top y Bottom plates con tornillos a insertos.
	E. con Corte	Corte láser y plegado	
	Aislante	Corte con cúter y pegado	Ajuste con apriete retirable a estructura.
Bottom	Antena	Fab. Aditiva SLS	Tornillos con tuerca y pegamento fija tornillos a Brazo.
	Brazo	Corte láser y plegado	Tornillos con inserto y pegamento fija tornillos a los dos Separador servo.
	Portaservo	Fab. Aditiva FDM	Tornillos con tuerca y pegamento fijatornillos a bottom plate atravesando el aislante del Cubesat.
	Aislante 1	Moldeo directo en pieza, recorte del rebosante	Adhesión propia a Portaservo
	Aislante 2	Moldeo directo en pieza, recorte del rebosante	Adhesión propia a Portaservo
	Separador servo	Fab. Aditiva FDM	Tornillos y pegamento fijatornillos a rosca propia del servo.
Top	Cruz estabilizadora	Corte láser	Anillas con tuerca a Globo y tornillos con tuerca con pegamento fija tornillos a Unión a eje.
	Eje	Mecanizado en CNC	Tornillos a rosca propia del servo y pegamento fijatornillos.
	Top plate	Corte láser y plegado	Tornillos con inserto y pegamento fijatornillos a Estructura y a Portatop.
	Unión a eje	Mecanizado en CNC	Tornillos con tuerca y pegamento fija tornillos a Eje.
	Portatop	Fab. Aditiva FDM	Tornillos con inserto y pegamento fijatornillos a Top plate, lleva el tornillo que une a los pisos y porta los insertos en los que roscan los tornillos que unen la Estructura al Top plate.
Pisos	Componentes	-	Tornillos con tuerca y pegamento fija tornillos. Además de pasta térmica para mejorar el contacto con la bandeja

Denominación	Subdivisiones	Método	Uniones
	Bandejas	Corte láser	Stand-offs F-M apilados, empezando por tornillo y acabando con stand-off F-F a tornillo
	Bottom plate	Corte láser y plegado	Tornillos a insertos del sujeta insertos, unen la Estructura con los pisos.
	Sujeta insertos	Fab. Aditiva FDM	Ajuste con apriete suave a Bottom plate.
Conjunto	Pata aterrizaje	Fab. Aditiva FDM	Tornillos a insertos con pegamento fija tornillos, unido a los dos Separador servo.

Lo primero es introducir el poliuretano expandido en el portaservo. Se recorta el rebosante, se introduce el servo con el calentador en su sitio, con los cables de ambos hacia afuera por el hueco designado para ello.

A continuación, se meten los separadores del servo y se meten los tornillos, aunque falta meter el brazo de la antena y la pata, que se montarán al final para facilitar el montaje.

Se montan, atornillándolos, todos los componentes en su bandeja (“plate” en el caso del BOT) utilizando la pasta térmica. Se echará primero la dosis justa de pasta (seguir las recomendaciones del fabricante) y posteriormente se aprieta el componente introduciendo los tornillos y roscándolos hasta que la rosca haga tope. Después de que quede firmemente sujeto, se limpiará la pasta que haya rebosado.

Se coloca la parte inferior del aislante de XPS, que va entre el portaservo y el bottom plate, y se atornilla el conjunto bottom al piso BOT. Se usa la cara plana del portaservo para poder trabajar en los pisos con ello apoyado.

Se colocan los stand-offs y se coloca el CAL, procediéndose a añadir sus stand-offs y a hacer las conexiones entre los componentes ya montados.

Según se vaya avanzando, de la misma manera ya descrita, se van haciendo las uniones de las conexiones necesarias entre todos los pisos.

Finalmente se llega al OBC. Se introduce ahora la estructura y se atornilla al bottom plate.

Se toma el Portatop y se colocan todos los componentes que porta, se atornilla el top plate y se coloca en el conjunto. Ahora se introduce el XPS restante, que va ya pegado entre sí a falta de la tapa inferior.

Una vez en posición, ya se puede unir el estabilizador unido a la unión a eje, al eje. Ahora ya se puede colocar el brazo, la pata y la antena.

5. Mantenimiento

Dado que se trata de un prototipo, su vida útil tras superar las pruebas previas es de menos de 2h, tiempo en el cual asciende, opera y desciende.

Por lo tanto, no se va a definir ningún procedimiento de mantenimiento.

6. Pruebas previas

Previamente a llevar el prototipo al lugar de lanzamiento se deben de realizar pruebas de operación, que verifiquen las simulaciones térmicas y que permitan también calibrar el dispositivo. El alcance de este proyecto solo abarca las primeras.

Se dispone de un congelador de hasta -40°C , donde entra una olla de vacío donde se puede meter el conjunto (de Portaservo a unión a eje se meterá).

Se utilizará a -10°C para comprobar el comportamiento de la batería utilizada, ya que es crítico asegurar que, a esas temperaturas, aunque como dice el fabricante funciona (hasta -20°C), tiene la capacidad de descarga total, es decir, de energía entregada, que debería.

a) Prueba 1.

Se introducirá un solo piso, expuesto (sin aislante) y disipando como en la fase de operación. Este piso se elegirá tomando en consideración que disipe un mínimo de potencia en operación y que sus componentes no sean muy costosos.

Se usarán -40°C y se probarán a 0.5 atm, 0.3 atm y 0.1 atm, sucesivamente.

Se ejecutará la prueba hasta que se observe que se alcanza el régimen estacionario o al superar la media hora.

b) Prueba 2

Se introduce el conjunto sin el aislante de XPS en el congelador, dejando que opere en condiciones de ascenso en cuanto a disipación de calor. La temperatura será -40°C y la presión se establecerá en 0.1 atm.

Esta simulación servirá para establecer la misma simulación en SolidWorks, y observar que los resultados se asemejen, y en caso de haber desviaciones, poder averiguar qué hipótesis es la errónea.

Se registrarán los datos de presión y temperatura en cada momento, introduciendo a la simulación dichas condiciones y comparando los datos registrados en ciertos componentes con lo obtenido durante el transitorio y estacionario (es previsible que al no usar el aislamiento de XPS se alcance rápido este régimen).

c) Prueba 3

Mismo procedimiento que el anterior, pero esta vez introduciendo el aislamiento de XPS. Cabe esperar que ahora no se alcance el régimen estacionario, por lo que se simulará durante una hora y media, para comprobar que las pilas de los calentadores duran lo calculado y esperado.

Además, se harán dos lanzamientos de prueba donde se probarán los sistemas y en los que se podrá comprobar que todo funciona como se espera. Esto permitirá comprobar el comportamiento en el caso real previamente a la demostración completa del funcionamiento del prototipo. Se seguirá el mismo procedimiento que el descrito en la siguiente sección.

7. Operación

El ascenso se va a realizar en Palencia y el conjunto se desplazará ya montado al lugar de lanzamiento.

Una vez llegado al sitio de lanzamiento, se procederá a chequear el correcto funcionamiento de los sistemas, que queda a cargo de los responsables de la electrónica y de las telecomunicaciones.

En cuanto a lo que concierne a este proyecto, se debe comprobar el correcto estado de los elementos de control térmico tanto pasivos como térmicos. Y se debe buscar que el conjunto comience el ascenso en torno a 15°C que es lo que se ha simulado.

Durante el ascenso se monitoreará la temperatura de los servos y algunos componentes que llevan sensores de temperatura en sí. Una vez se comience la operación y se active el ordenador de a bordo, se podrán conocer todas las temperaturas desde el puesto de control.

8. Observaciones

Se lanzarán dos prototipos uno tras el otro. Se debe supervisar durante el ascenso y durante la operación que los valores de temperatura son adecuados y no hay desviaciones importantes.

En caso de surgir problemas debido a causas como un fallo en el aislamiento, unas condiciones climáticas más extremas de lo esperado o un fallo en los elementos térmicos activos, se pueden tomar dos decisiones en caso de observar esta situación, abortar (soltar los globos y desplegar el paracaídas) o adelantar la operación. Adelantar la operación pondría en marcha los componentes que disipan calor, de modo que podría compensarse el problema, a costa de no poder operar del todo como estaba previsto.

DOCUMENTO 5: Presupuesto.

Índice

1.	Introducción.	3
2.	Desglose de costes.	4
2.1.	Costes de elementos comerciales.	4
2.2.	Costes de elementos fabricados.....	6
2.3.	Coste laboral.....	7
3.	Presupuesto final.....	8

Lista de tablas

Tabla 1: Coste de elementos comprados.....	4
Tabla 2: Costes de elementos fabricadas.	6
Tabla 3: Coste laboral.....	7
Tabla 4: Presupuesto total.	8

1. Introducción.

En este documento, se exponen el coste de cada uno de los elementos tanto comerciales como a fabricar, y el coste laboral asociado al tiempo requerido por las tareas desempeñadas.

Esto incluye subcontratas, fabricación propia (montaje e impresión 3D en FDM) y pruebas de funcionamiento.

No incluye lo correspondiente al coste de los componentes, ni a su calibración, ni a sus pruebas.

2. Desglose de costes.

Se detalla a continuación los costes según su origen:

2.1. Costes de elementos comerciales.

Es necesario remarcar que el proyecto no incluye el diseño electrónico, por lo que los costes de elementos electrónicos y de telecomunicaciones no se incluyen.

Tabla 1: Coste de elementos comprados.

Elemento	Descripción	Unidad de medida	ud	€/ud	Coste (€)
Anillas	M4 - AISI 304	Ud.	4	0,83	3,32
Fijatornillos Ceys	Pegamento de Ceys, un bote se usa para los dos prototipos que se elaborarán.	Ud.	1	10,47	10,47
Heating fabric 100mm	Malla resistiva de 15cm de Adafruit	Ud.	2	5,95	11,90
Insertos M3	Especiales para FDM	Ud.	18	0,09	1,62
Pasta térmica Arctic	Conductividad de $8.5 \frac{W}{m^2 \cdot K}$	Ud.	1	4,97	4,97
Stand-off 15mm hembra	Hex-15-Alum	Ud.	4	0,59	2,36
Stand-off 15mm macho	Hex-15-Alum	Ud.	48	0,59	28,32
Stand-off 20mm macho	Hex-10-Alum	Ud.	4	0,59	2,36
Tornillo avell. M3x4	AISI 304	Ud.	4	0,015	0,06
Tornillo M2,5x12	AISI 304	Ud.	4	0,015	0,06
Tornillo M2,5x20	AISI 304	Ud.	4	0,015	0,06
Tornillo M2,5x6	AISI 304	Ud.	12	0,015	0,18
Tornillo M2,5x8	AISI 304	Ud.	3	0,015	0,05
Tornillo M2x12	AISI 304	Ud.	14	0,015	0,21
Tornillo M2x16	AISI 304	Ud.	18	0,015	0,27
Tornillo M2x20	AISI 304	Ud.	8	0,015	0,12
Tornillo M2x4	AISI 304	Ud.	4	0,015	0,06
Tornillo M3x12	AISI 304	Ud.	12	0,015	0,18
Tornillo M3x16	AISI 304	Ud.	3	0,015	0,05
Tornillo M3x20	AISI 304	Ud.	6	0,015	0,09
Tornillo M3x6	AISI 304	Ud.	10	0,015	0,15
Tornillos "remache"	AISI 304	Ud.	10	0,01	0,10
Tornillos M4x20	AISI 304	Ud.	5	0,015	0,08
Tuerca M2	AISI 304	Ud.	32	0,015	0,48
Tuerca M2,5	AISI 304	Ud.	23	0,015	0,35
Tuerca M3	AISI 304	Ud.	9	0,015	0,14

Elemento	Descripción	Unidad de medida	ud	€/ud	Coste (€)
Tuercas M4	AISI 304	Ud.	9	0,015	0,14
XPS	Placa 0,9mm, 2mx1m	Ud.	1	4,99	4,99
Poliuretano expandido**	$K=0.037 \frac{W}{m^2 \cdot k}$	Ud.	1	9,29	9,29
PLA	Límite elástico 55 MPa	Ud.	1	16	16,00
PVA**	Se usa para los dos prototipos que se elaborarán, las "Ud." van a la mitad.	Ud.	0,5	22,95	11,48
Porta pilas	Aluminio	Ud.	2	1,29	2,58
Soporte PCB OBC	Aluminio	Ud.	1	8,9	8,90
Soporte PCB OSC	Aluminio	Ud.	1	14,5	14,50
Soporte PCB EPS	Aluminio	Ud.	1	17,9	17,90
Porta VBFZ	Aluminio	Ud.	4	0,88	3,52
Pilas 9V para calentadores	Energizer	Ud.	2	18,37	36,74
Coste de compras total					194,02

2.2. Costes de elementos fabricados.

Se desglosa aquí el coste de los elementos fabricados, incluyendo el coste de las materias primas, mano de obra, energía, transporte y beneficio de las empresas a las que se subcontrata para dicha fabricación. Se incluye también el coste de los elementos fabricados por impresión 3D.

Para las piezas hechas mediante fabricación aditiva FDM se realiza una estimación de costes según el consumo de material y el precio de compra, y se añade una amortización en el caso de la FDM.

Como se ha comentado en otras partes del proyecto, la antena no entra en el alcance de este proyecto, alcanzando este solamente a tratar el amarre con la antena. Por ello, en los componentes comprados aparecen los tornillos y tuercas que la amarran, pero no procede incluir a continuación el coste de la fabricación.

Tabla 2: Costes de elementos fabricadas.

Denominación	Plano	Ud. De medida	Hoja	€/ud	Unidades	Coste (€)
Estructura base	SAR-024-01020201	Ud.	1	33,74	1	33,74
Estructura con corte	SAR-024-01020202	Ud.	1	34,68	1	34,68
Bandeja	SAR-024-0101XX01*	Ud.	1	1,7	9	15,30
Top plate	SAR-024-01020306	Ud.	1	31,14	1	31,14
Bottom plate	SAR-024-01011001	Ud.	1	31,77	1	31,77
Cruz estabilizadora	SAR-024-01020301	Ud.	1	45,31	1	45,31
Eje	SAR-024-01020303	Ud.	1	68	1	68,00
Unión cruz a eje	SAR-024-01020302	Ud.	1	98	1	98,00
Portatop**	SAR-024-01020304	Horas	1	0,3	65	19,50
Portaservo**	SAR-024-01011001	Horas	1	0,3	25	7,50
Sujetainserto**	SAR-024-01011002	Horas	1	0,3	4	1,20
Brazo antena	SAR-024-01020102	Ud.	1	18,47	1	18,47
Coste de fabricación total						404,61

2.3. Coste laboral.

Se identifican a continuación las horas requeridas por actividad y su coste en euros por hora. La fabricación se subcontrata a excepción de la fabricación aditiva en FDM.

Tabla 3: Coste laboral.

Tarea	Horas	€/h	Precio (€)
Gestión de subcontratación de fabricación	4	21,88	87,52
Fabricación de aislantes	2	18,55	37,10
Obtención de piezas impresas	3	18,55	55,65
Montaje	3	25,5	76,50
Pruebas	2	25,53	51,06
Coste laboral total			307,83

3. Presupuesto final.

Finalmente, se obtiene el coste total sumando los gastos de las diferentes partidas, y añadiendo al total coeficientes para contabilizar gastos generales, el beneficio industrial y el IVA en este caso no aplica al ser un prototipo de uso interno.

Tabla 4: Presupuesto total.

Concepto		Coste (€)
Material	Coste de elementos comerciales	192,02
	Coste de fabricación	404,61
Mano de obra	Costes laborales	307,83
Presupuesto de ejecución material (PEM)	PEM	904,46
	Gastos generales (17%PEM)	153,76
Presupuesto total	PC	1058,22