



GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍAS INDUSTRIALES

TRABAJO FIN DE GRADO

Diseño de módulos y equipos presurizados para
ambiente estratosférico y espacial

Autor: Andrea Sanz de Andino de Landecho

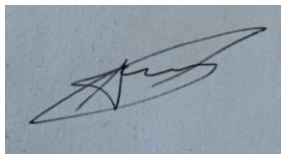
Director: Juan Sánchez-Guerrero Rubio

Madrid

Julio de 2026

Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título
Diseño de módulos y equipos presurizados para ambiente estratosférico y espacial
en la ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad Pontificia Comillas en el
curso académico 2025/26 es de mi autoría, original e inédito y
no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos.

El Proyecto no es plagio de otro, ni total ni parcialmente y la información que ha sido
tomada de otros documentos está debidamente referenciada.



Fdo.:

Fecha: 11/07/2026

Autorizada la entrega del proyecto

EL DIRECTOR DEL PROYECTO



Juan Sánchez-Guerrero Rubio

Fdo.:

Fecha: 12/07/2026



GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍAS INDUSTRIALES

TRABAJO FIN DE GRADO

Diseño de módulos y equipos presurizados para
ambiente estratosférico y espacial

Autor: Andrea Sanz de Andino de Landecho

Director: Juan Sánchez-Guerrero Rubio

Madrid

Agradecimientos

En agradecimiento especial a toda mi familia, por haberme ayudado y apoyado en este proceso, y mis amigos de ICAI y los de Erasmus, por haberlo aguantado y superado conmigo.

DISEÑO DE MÓDULOS Y EQUIPOS PRESURIZADOS PARA AMBIENTE ESTRATOSFÉRICO Y ESPACIAL

Autor: Sanz de Andino de Landecho, Andrea.

Director: Sánchez-Guerrero Rubio, Juan.

Entidad Colaboradora: ICAI – Universidad Pontificia Comillas

RESUMEN DEL PROYECTO

Con la exploración del espacio más presente que nunca, es importante comprender cómo conseguir que el módulo presurizado mantenga unas condiciones de vida similares a las de Tierra y evitar que estas condiciones se vean alteradas por fugas y puedan causar un problema de seguridad a los astronautas.

Palabras clave: Artemis, juntas tóricas, estanqueidad, presurización, escotillas, ventanas, IBDM, tornillos.

1. Introducción

La Carrera Espacial constituyó uno de los procesos científicos, tecnológicos y políticos más relevantes del siglo XX. Más allá de su dimensión política en la Guerra Fría, impulsó avances fundamentales en el conocimiento del universo y supuso un antes y un después en la exploración espacial.

El foco se desplazó progresivamente de llegar al espacio hacia un objetivo más ambicioso: la llegada del ser humano a la Luna. El presidente John F. Kennedy anunció el compromiso de Estados Unidos de lograr un alunizaje tripulado, lo que dio origen al Programa Apollo. En julio de 1969, la misión Apollo 11 culminó con éxito al permitir que Neil Armstrong y Buzz Aldrin caminaran sobre la superficie lunar.

En los últimos años, la exploración lunar vuelve a ocupar un papel central gracias al programa Artemis, una colaboración internacional orientada a establecer una presencia sostenible en la Luna como paso previo a futuras misiones a Marte.

En este escenario, los módulos presurizados adquieren un papel fundamental. Constituyen el lugar donde vive y trabaja la tripulación y, por tanto, deben ser capaces de soportar el entorno espacial manteniendo unas condiciones interiores completamente seguras. Conseguir esa estanqueidad es uno de los principales retos de ingeniería que presenta este tipo de estructuras.

2. Definición del proyecto

Tomando como referencia el programa Artemis, se va a realizar un modelo de un módulo presurizado. Para poder hacerlo, se va a intentar hacer un módulo similar al Lunar I-Hab desarrollado por la Agencia Espacial Europea (ESA), pero de forma más simplificada, utilizando el programa SolidEdge para diseñar el modelo en 3D.

El trabajo se enmarca en la fase de oferta (Bid Proposal Phase) de un proyecto espacial, centrándose en la definición conceptual del módulo, el análisis de las soluciones de diseño más relevantes y una primera estimación técnica y económica.

No aborda las fases posteriores de diseño detallado, fabricación, integración y validación propias del desarrollo completo de un sistema espacial, ni pretende diseñar todos los sistemas del módulo, sino centrarse en los elementos mecánicos cuya misión principal es mantener la estanqueidad del volumen presurizado en el módulo. Sistemas como el soporte vital, la distribución eléctrica, las comunicaciones o el control térmico quedan fuera del proyecto.

3. Descripción del modelo

Con SolidEdge como herramienta principal, se va a desarrollar un modelo en 3D de un módulo espacial, centrado en cómo conseguir mantener su estanqueidad, es decir, en la presurización pasiva. Antes de hacerlo, hice un croquis para definir la distribución de los principales elementos y establecer una primera idea de la geometría del conjunto. A partir de este planteamiento inicial se fue desarrollando el modelo tridimensional incorporando progresivamente todos los componentes necesarios.

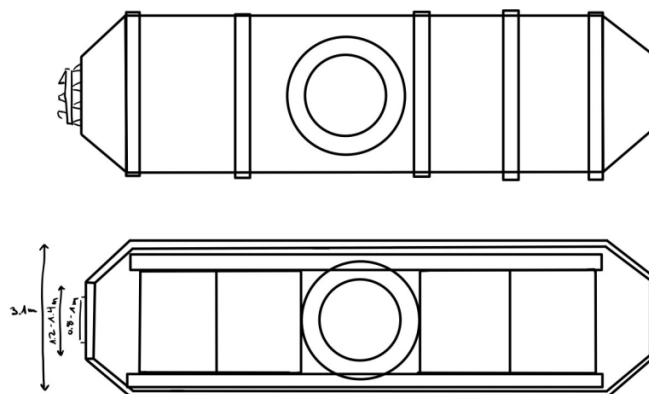


Ilustración 1. Croquis del módulo presurizado

Para poder hacerlo, se evalúan distintas partes del módulo que son las zonas críticas que más problemas pueden causar. Estas partes son:

- **Las ventanas:** son una de las zonas más vulnerables del módulo. La sílice fundida, que es el material más utilizado para hacerlas, tiene una menor resistencia estructural que el aluminio, por lo que las cargas las debe soportar el marco que hay a su alrededor. Por otro lado, la sílice es un material frágil, por lo que se debe evitar que reciba impactos de micrometeoritos, y poner otro panel para bloquear la radiación exterior el máximo posible, ya que deja pasar la radiación. Debido a todos los problemas que causan, las ventanas se reducen al mínimo, solo a las escotillas en el caso de un módulo de investigación como el que se trata en este trabajo, e incluso en el caso de un módulo de observación tienen un tamaño limitado para minimizar los riesgos que suponen, y cuentan con contraventanas para evitarlos cuando no están siendo utilizadas.
- **La soldadura entre los conos y el cilindro principal y con los frames:** la soldadura conlleva varios problemas en un contexto como este. Es menos resistente de lo que son los tornillos, pero se utiliza cuando las partes son demasiado grandes para unirlos con tornillos, o cuando los tornillos tienen que atravesar la piel para evitar que eso pueda llevar a una fuga.
- **Los tornillos que unen las ventanas y los marcos:** son especialmente sensibles a las vibraciones, por lo que deben estar bien asegurados para evitar que se destornillen durante el despegue. Siguiendo la regla de la redundancia, según la cual los componentes más importantes deben estar doblemente asegurados, los tornillos utilizan una doble arandela para evitar varios de los problemas que pueden acarrear.
- **Las escotillas:** son la puerta de entrada de la nave. Deben estar debidamente cerradas para que no haya ninguna fuga, pero que eso no limite la función de apertura que deben llevar a cabo. Al situarse en el interior del módulo, la propia presurización de la nave ayuda a mantenerla en su sitio, además del sistema de cierre que tiene y el uso de juntas tóricas entre esta y la piel del casco. Se abre gracias a unas bisagras que pueden permitir que se abra hacia el interior o el exterior, dependiendo de la función del módulo.
- **Los puertos de acoplamiento:** permiten que el módulo se una a otros y que se cree una pasarela entre ellos. Son importantes ya que no puede haber fugas en el punto en el que se unen entre ellos, y se debe regular la presurización de estas pasarelas para que la presión sea constante en toda la estación espacial. Además, deben ser precisos a la hora de engancharse entre ellos para evitar causar daños a los módulos con algún golpe.

Además del diseño mecánico, se ha hecho una primera estimación económica del desarrollo utilizando una metodología basada en la estructura de desglose del trabajo (WBS), propia de este tipo de proyectos.

4. Resultados

Una vez se han evaluado todos estos sistemas, se puede hacer el módulo teniendo en cuenta todo lo que se ha dicho anteriormente, y se obtiene un modelo que incorpora las soluciones adoptadas para ventanas, escotillas, puertos de acoplamiento, juntas de estanqueidad y uniones estructurales, justificando las decisiones tomadas en cada uno de estos elementos.

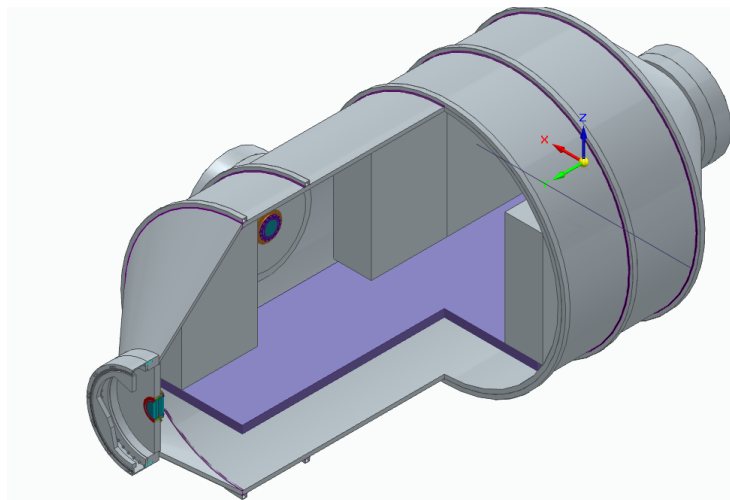


Ilustración 2. Modelo del módulo de investigación

5. Conclusiones

Los módulos espaciales son sistemas extremadamente complejos que deben estar medidos con gran precisión para asegurar que no haya ningún fallo que pueda ser fatal para los astronautas en su interior en cualquier momento de su funcionamiento. Uno de los objetivos más importantes que debe cumplir es el de la estanqueidad, para conseguir que la atmósfera creada en su interior sea habitable. Para ello es esencial encontrar un equilibrio entre resistencia estructural, seguridad, peso, facilidad de fabricación y fiabilidad.

6. Referencias

- [1] The Smithsonian Institution. (23 de Agosto de 2023). *What was the space race?* Obtenido de National Air and Space Museum: <https://airandspace.si.edu/stories/editorial/what-was-space-race>

- [2] ESA. (s.f.). *International Berthing Docking Mechanism*. Obtenido de Spaceflight ESA: <https://wsn.spaceflight.esa.int/docs/Factsheets/27%20IBDM.pdf>
- [3] Alberto Consolaro, M. M. (2025). High performance windows for applications in space. Open problems and challenges. *Glass Structures & Engineering*, 10(24). doi:<https://doi.org/10.1007/s40940-025-00309-z>
- [4] NASA. (29 de Noviembre de 2023). *Vehicle hatches OCHMO-TB-028*. Obtenido de <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/12/ochmo-tb-028-vehicle-hatches.pdf>

DESIGN OF PRESSURIZED MODULES AND EQUIPMENT FOR STRATOSPHERIC AND SPACIAL ENVIRONMENT

Author: Sanz de Andino de Landecho, Andrea.

Supervisor: Sánchez-Guerrero Rubio, Juan.

Collaborating Entity: ICAI – Universidad Pontificia Comillas

ABSTRACT

Now that space exploration is more present than ever, it's important to learn how to get a pressurized module to maintain life conditions that are similar to the ones on Earth and avoid that these conditions get altered by leakage, caused a safety problem for the astronauts leaving there.

Key words: Artemis, O-rings, sealing, pressurization, hatches, windows, IBDM, screws.

1. Introduction

The Space Race constituted one of the most relevant scientific, technological and political processes of the 20th century. Beyond the political relevance it had in the Cold War, it pushed forwards many breakthroughs in the knowledge of the universe, and it was a breaking point in the history of space exploration.

The focus moved progressively from getting to the space to a more ambitious objective: humanity's first steps on the Moon. President John F. Kennedy announced the United States compromise to accomplish a manned moon landing, which birthed the Apollo program. In July of 1969, Apollo 11 managed to get Neil Armstrong and Buzz Aldrin to walk on the Moon's surface.

Now, in the last few years, the lunar exploration has become a world's phenomena thanks to the Artemis program, an international collaboration that pretends to establish a sustainable presence on the Moon as a previous step to future mission on Mars.

With all of this in mind, the pressurized modules play a key role. They are the places in which astronauts live and work, and, as such, they must be able to endure the special environment while maintaining secure internal conditions. Obtaining that sealing es one of the most important engineering challenges that present these types of structures.

2. Project definition

Taking the Artemis program as reference, I am going to make a model of a pressurized module. To be able to do it, I am going to make it similar to the Lunar I-Hab module, developed by the European Space Agency (ESA), but more simplified. I am going to use SolidEdge to be able to design the model in 3D.

This project has its context in the Bid Proposal Phase of a space project, centring around the conceptual development of the module, the analysis of the most relevant design solutions and a first technical and economical calculation.

The project does not get into the later phases of a detailed design, manufacturing, integration and validation that follow in the development of a spacecraft, nor does it try to design every system that makes up the module. It focuses on the mechanical elements whose mission is to maintain the sealing of the pressurized volume of the module. Systems such as the ECLSS, the electrical distribution, communications or thermal control are not part of the project.

3. Model description

With SolidEdge as the main tool, I am going to make a 3D model of a space module, focuses on maintaining it sealed, meaning the passive pressurization system. Before starting, I made a sketch to define the distribution of the most relevant elements and establish an idea of the module's geometry. Starting from this idea I kept on developing the 3D model, progressively considering the necessary components.

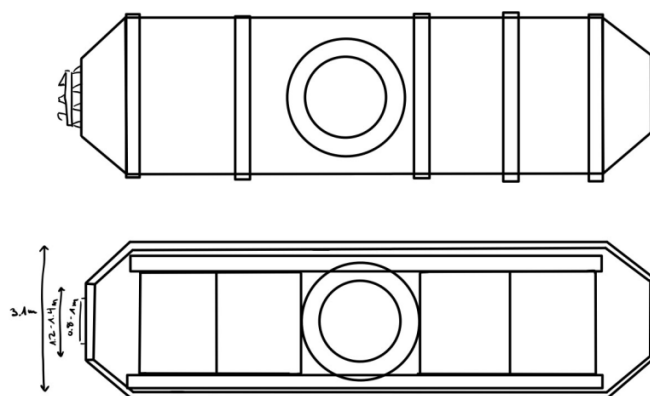


Ilustración 3. Pressurized module sketch

To be able to make the model, certain parts of it need to be evaluated. They are considered the critical parts, since they are those that can cause the most problems. Those parts are:

- Windows: they are one of the most vulnerable parts of the module. Fused silica, which is the most used material in this context, has a worse structural strength than aluminum, so the load imposed on it needs to be carried to the rest of the framework. On the other side, silica is a fragile material, so it must be avoided that it receives impacts from the debris in space and put another pane to keep the radiation out as much as possible, since it lets radiation through. Due to the problems they cause, there are not many windows in investigation modules like the one modelled in this project, and even in the case of an observation module they have a limited size to minimize the risks, and they have shutters to avoid those risks when they are not being used.
- Welding between the main cylinder and the cones and the frames: welding raises many concerns in this type of context. It is less resistant than screws, but it is used when the parts that need to be joined are too big to be joined by screws, or when these need to pass through the module's skin to avoid a leak.
- Screws between the windows and the frames: they are especially sensitive to vibrations, so they need to be well secured to avoid them getting unscrewed during the launch. Following the redundancy rule, that makes sure the most important elements are doubled, screws use a double washer.
- Hatches: they're the entrance to the spacecraft. They must be tightly closed to avoid leaks, but without compromising the opening function they must carry on. Since it is on the inside of the module, the spacecraft's own pressurization helps it to stay in place, as well as the latch system and the use of O-rings between the hatch and the module. It is opened through hinges that can make it open to the outside or the inside, depending on the module and its function.
- Docking systems: they allow the module to attach to others, creating a passway between them. They are important, since there can be leaks in the point where they meet each other, and the pressurization must be regulated so that it is kept constant through the whole space station. They must also be very precise when latching to one another to avoid causing accidental damage to the modules.

Apart from the mechanical design, I have also made a first economical estimate of the development of the module using a method based on the Work Breakdown Structure, that is typical of these types of projects.

4. Results

Once every system has been evaluated, the module can be made taking into account everything that has already been said. This results in a module that incorporates the solutions proposed for the windows, hatches, docking systems, O-rings and structural unions, justifying every decision made in each element.

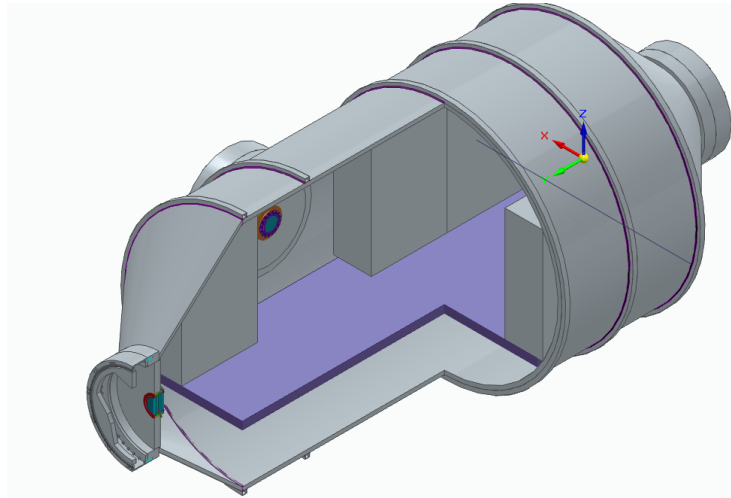


Ilustración 4. Pressurized module model

5. Conclusions

Pressurized modules are extremely complex systems that must be measured with great precision to make sure that there is not any mistake that can be fatal for the astronauts in any moment of its lifetime. One of the most important objectives is that of the sealing of the module to make sure the atmosphere that was created inside is stable. It is essential for this goal to be able to find a compromise between the structural resistance, safety, weight, easiness of manufacturing and reliability.

6. References

- [1] The Smithsonian Institution. (23 de Agosto de 2023). *What was the space race?* Obtenido de National Air and Space Museum: <https://airandspace.si.edu/stories/editorial/what-was-space-race>
- [2] ESA. (s.f.). *International Berthing Docking Mechanism*. Obtenido de Spaceflight ESA: <https://wsn.spaceflight.esa.int/docs/Factsheets/27%20IBDM.pdf>
- [3] Alberto Consolaro, M. M. (2025). High performance windows for applications in space. Open problems and challenges. *Glass Structures & Engineering*, 10(24). doi:<https://doi.org/10.1007/s40940-025-00309-z>

- [4] NASA. (29 de Noviembre de 2023). *Vehicle hatches OCHMO-TB-028*. Obtenido de <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/12/ochmo-tb-028-vehicle-hatches.pdf>

Índice de la memoria

Capítulo 1. Introducción	6
1.1 La carrera espacial y el inicio de la exploración lunar	6
1.2 Motivación del proyecto.....	7
Capítulo 2. Descripción de las Tecnologías.....	9
Capítulo 3. Estado de la Cuestión	11
Capítulo 4. Definición del Trabajo	14
4.1 Justificación.....	14
4.2 Objetivos	15
4.3 Metodología.....	15
4.4 Planificación temporal.....	16
4.5 Estimación económica.....	20
Capítulo 5. Modelo del módulo presurizado.....	27
5.1 Análisis del Sistema	27
5.2 Diseño del módulo.....	28
5.2.1 Croquis	28
5.2.2 Estructura principal	30
5.2.3 Escotilla.....	36
5.2.4 Ventanas	40
5.2.5 International Berthing-Docking Mechanism (IBDM)	47
Capítulo 6. Análisis de Resultados.....	51
6.1 Evaluación de riesgos.....	51
6.2 Cálculos	53
6.3 Diseño final	55
Capítulo 7. Conclusiones y Trabajos Futuros.....	58
Capítulo 8. Bibliografía.....	59
ANEXO I	64

Índice de figuras

Figura 1. Fases principales del ciclo de desarrollo de un módulo espacial.....	16
Figura 2. Procedimiento de una valoración económica.....	21
Figura 3. Distribución porcentual del coste estimado	24
Figura 4. Croquis inicial lateral del módulo	29
Figura 5. Croquis inicial frontal del módulo	29
Figura 6. Soldadura entre cilindro y cono	32
Figura 7. Soldadura por fricción y agitación	33
Figura 8. Soldadura en los frames.	34
Figura 9. Estructura exterior soldada.....	35
Figura 10. Esquema del interior de la escotilla de la nave Orión.....	38
Figura 11. Modelo de la escotilla	40
Figura 12. Corte de sección de Cupola.....	42
Figura 13. Modelo de la ventana de la escotilla	45
Figura 14. Corte transversal de la ventana.	45
Figura 15. Mecanismo Internacional de Acoplamiento y Atraque (IBDM).....	48
Figura 16. IBDM (visto desde abajo)	49
Figura 17. Modelo del IBDM	49
Figura 18. Comparación de la probabilidad de fallo de un sistema con un único componente y con dos componentes redundantes	52
Figura 19. Modelo final del interior del módulo presurizado.....	55
Figura 20. Escotilla e IBDM unidos al módulo.....	56
Figura 21. Modelo completo del módulo presurizado.....	57

Índice de tablas

Tabla 2. Distribución orientativa del coste estimado	23
Tabla 3. Propuesta orientativa de plazos de pago.....	26

ACRÓNIMOS

Para ayudar con la comprensión del proyecto, se va a añadir una lista de acrónimos y sus significados:

- ALARA: As Low As Reasonably Achievable
- AR: Acceptance Review
- CAD: Computer Aided Design
- CBM: Common Berthing Mechanism
- CDR: Critical Design Review
- ECLSS: Environmental Control and Life Support System
- ECSS: European Cooperation for Space Standardization
- EMC: Electromagnetic Compatibility
- EMI: Electromagnetic Interference
- ESA: European Space Agency
- FEM: Finite Element Method
- FSW: Friction Stir Welding
- HALO: Habitation and Logistics Outpost
- HCS: Hard Capture System
- IBDM: International Berthing Docking System
- IDSS: International Docking System Standard
- ISS: International Space Station
- JAXA: Japan Aerospace Exploration Agency
- MPLM: Multi-Purpose Logistics Module
- MPR: Mission Preliminary Review
- NASA: National Aeronautics and Space Administration
- NCR: Non-Conformance Report
- NDS: NASA Docking System
- PCA: Pressure Control Assembly

- PDR: Preliminary Design Review
- PMO: Project Management Office
- QR: Qualification Review
- RFW: Request for Waiver
- SCS: Soft Capture System
- SRR: System Requirements Review
- TRR: Test Readiness Review
- TVAC: Thermal Vacuum Test
- TWI: The Welding Institute
- VMQ: Vinyl Methyl Silicone Rubber
- WBS: Work Breakdown Structure

Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

1.1 LA CARRERA ESPACIAL Y EL INICIO DE LA EXPLORACIÓN LUNAR

A mediados del siglo XX, después de la Segunda Guerra Mundial, surgió una nueva guerra entre Estados Unidos y la Unión Soviética. Pero esta guerra no se disputaba en campos de batalla o con las armas nucleares recién inventadas, sino mediante una tensión constante que nunca llegaba a un enfrentamiento directo, y, sobre todo, con un ansia de demostrar la superioridad tecnológica y conseguir que el resto de los países se unieran a uno de los dos bandos que habían surgido. En medio de estas tensiones, el espacio se convirtió en un horizonte más que alcanzar, una forma más de demostrar la superioridad tecnológica y científica que tenían sobre el otro. Más allá de su dimensión política, la Carrera Espacial impulsó avances fundamentales en el conocimiento del universo y marcó un antes y un después en la exploración humana fuera de la Tierra.

El inicio simbólico de esta etapa se produjo en 1957 con el lanzamiento del Sputnik 1, el primer satélite artificial de la historia. Este acontecimiento evidenció la capacidad tecnológica soviética y provocó una profunda reacción en Estados Unidos, que respondió con la creación de la NASA y el desarrollo de sus propios programas espaciales. A partir de entonces, ambas potencias protagonizaron una rápida sucesión de hitos, como el envío de animales al espacio, el lanzamiento de satélites científicos y las primeras misiones tripuladas en órbita terrestre.

Durante los primeros años, la Unión Soviética lideró numerosos avances, incluyendo el impacto de la sonda Luna 2 en la superficie lunar y la obtención de las primeras imágenes del lado oculto de la Luna mediante Luna 3. Sin embargo, el foco de la competencia se desplazó progresivamente hacia un objetivo más ambicioso: la llegada del ser humano a la Luna. En 1961, el presidente John F. Kennedy anunció el compromiso de Estados Unidos de lograr un alunizaje tripulado antes de finalizar la década, lo que dio origen al Programa Apolo.

El Programa Apolo representó uno de los mayores desafíos tecnológicos de la historia contemporánea. Misiones clave como Apolo 8 demostraron la viabilidad del viaje lunar al orbitar la Luna por primera vez con tripulación humana. Finalmente, en julio de 1969, la misión Apolo 11 culminó con éxito al permitir que Neil Armstrong y Buzz Aldrin caminaran sobre la superficie lunar, mientras Michael Collins permanecía en órbita. Este logro simbolizó el punto culminante de la Carrera Espacial y un hito sin precedentes en la exploración humana.

Tras la llegada a la Luna, la carrera espacial fue perdiendo su interés, y en especial se perdió el interés por la Luna, aunque se siguieron haciendo misiones hasta mitad de los años setenta. En esta nueva etapa, la rivalidad directa fue dando paso a una etapa de cooperación, evidenciado en la misión conjunta Apolo-Soyuz en 1975, demostrando que el espacio podía convertirse en un ámbito de colaboración internacional. Este nuevo enfoque sentó las bases para proyectos posteriores, como las estaciones espaciales y las misiones científicas compartidas.

El legado de la Carrera Espacial trasciende sus objetivos originales. Además de ampliar el conocimiento científico, impulsó desarrollos tecnológicos con aplicaciones en múltiples ámbitos de la vida cotidiana. En los últimos años, la exploración lunar vuelve a ocupar un papel central gracias a la misión Artemis, una colaboración internacional orientada a establecer una presencia sostenible en la Luna como paso previo a futuras misiones a Marte.

1.2 MOTIVACIÓN DEL PROYECTO

En los últimos años, el espacio vuelve a ser un lugar en el que poner la mirada. Primero, la Luna; más adelante, Marte. Hace menos de un mes, se lanzó la misión Artemis II, la primera misión en cincuenta años en la que el hombre se acerca a la Luna.

Y esta misión es solo el principio: en los próximos años, los objetivos de las agencias espaciales pasan por alunizar una vez más y realizar una estación espacial que orbite

alrededor de la Luna en la que poder establecer una presencia humana estable en la Luna. En esta estación espacial vivirán los astronautas y será su base de operaciones desde la que se bajará a la Luna y en la que realizarán investigaciones; y desde la que se realizarán las futuras misiones a Marte.

Para que los astronautas puedan vivir en el espacio, sin embargo, es necesario que las condiciones del interior de los módulos sean habitables, con una presión, atmósfera y temperatura controladas que permiten a los astronautas estar en su interior hasta varios meses sin que eso suponga un peligro para ellos.

El mantenimiento de estas condiciones es crucial para que ciertos equipos también funcionen de manera correcta, dado que se han fabricado teniendo en cuenta las condiciones de la Tierra y deben mantenerse para que no haya un mal funcionamiento de estos. Y no deben funcionar solo durante unos pocos años. El objetivo es establecer una presencia sostenible en otros planetas, por lo que debe conseguirse un sistema que, aunque detecte fallos, pueda seguir sobreviviendo a la larga con reparaciones, y así garantizar que, más adelante, los humanos puedan vivir en las bases y las estaciones, si no de forma permanente, por lo menos de forma continuada en el tiempo.

El proyecto pretende, en su conjunto, realizar un modelo simplificado de un módulo presurizado, tomando como base el Lunar I-Hab, un módulo que formará parte de la estación espacial lunar (Gateway), para evaluar cómo la estructura mantiene la presión regulada en el interior del módulo. Se observarán las escotillas, las ventanas y las juntas, sobre todo, ya que son los puntos más vulnerables cuando el módulo está en funcionamiento sin que haya un paseo espacial.

Capítulo 2. DESCRIPCIÓN DE LAS TECNOLOGÍAS

La herramienta principal utilizada en este proyecto ha sido el programa SolidEdge 2025, un programa de diseño asistido por ordenador. Se ha utilizado para hacer todos los componentes del módulo en 3D y más adelante su ensamblaje.

El diseño se ha realizado, en la medida de lo posible, basándose en la bibliografía presentada más abajo, que consta de documentación técnica sacada de las bases de datos de distintas agencias espaciales, en especial la Agencia Espacial Europea (ESA por sus siglas en inglés) y la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (NASA por sus siglas en inglés), fabricantes y organismos que establecen estándares. Se han utilizado para establecer los criterios de diseño que se emplean en relación con los materiales, las formas de sellar y unir las distintas partes y los puertos de acoplamiento.

Entre los estándares utilizados en este proyecto, se van a mencionar algunos de ellos que son muy utilizados en la industria aeroespacial:

- International Berthing and Docking Mechanism (IBDM), empleado como referencia para el diseño conceptual del puerto de acoplamiento y de la interfaz entre vehículos espaciales. Es el puerto de acoplamiento creado por la ESA, que se atañe a los estándares descritos en el International Docking System Standard (IDSS).
- Parker O-Ring Handbook: usado como referencia para el tamaño y la sección utilizados en las juntas según el diámetro interno y las necesidades que tengan que cubrir.
- NASA Human Health, Medical, and Performance Spaceflight Standards — NASA-Standard 3001 Volume 2: establece los estándares de la agencia relativo al diseño del vehículo que mantienen la seguridad del astronauta. No va a ser mencionado directamente, pero muchas de las directrices de diseño del módulo responden a este estándar, por lo que es importante tenerlo en cuenta para entender el por qué de

algunas decisiones de diseño. Por ejemplo, aquí se establece que la escotilla tiene que tener una escotilla.

- Soldadura por Friction Stir Welding (FSW), considerada como proceso de referencia para la unión de elementos estructurales de aleaciones de aluminio debido a sus elevadas prestaciones mecánicas y su amplia utilización en aplicaciones aeroespaciales.
- Aleaciones de aluminio de uso aeroespacial, seleccionadas por su elevada relación resistencia-peso, buena resistencia a la corrosión y amplia experiencia de utilización en vehículos espaciales presurizados.

Capítulo 3. ESTADO DE LA CUESTIÓN

Los módulos presurizados llevan siendo la base de las misiones en el espacio desde que estas comenzaron a hacerse, instalándose como una barrera entre el espacio y la tripulación que se envía dentro de los módulos. Para poder realizar su función, cuentan con equipos avanzados como el PCA (Pressure Control Assembly) que ayuda a generar y mantener la presión atmosférica o ECLSS (Environmental Control and Life Support Systems) para mantener la humedad y generar el oxígeno o limpiar el agua de toxinas para que se pueda beber. La Estación Espacial Internacional está compuesta de varios módulos distintos, entre ellos el módulo Kibo, el MPLM (Módulo Logístico Multipropósito) o el Columbus. Ahora, con la llegada de la misión Artemis y su objetivo de instalar otra estación espacial, pero que en este caso que orbite la Luna, se están teniendo en cuenta todas las innovaciones de los últimos años para construir los nuevos módulos que formarán parte de esta.

Todos los módulos tienen una estructura cilíndrica en el cuerpo y cónica o plana hacia sus extremos, que terminan con puertos de acoplamiento. Estos puertos pueden encontrarse también en la zona central del módulo. Tienen una capa exterior hecha de una aleación de aluminio que depende del modelo en concreto (Kibo está hecho de aluminio, el MPLM de una aleación no especificada y Columbus de una aleación de alta dureza de aluminio y cobre, principalmente) y cubierta en su parte exterior con paneles protectores hechos de una capa externa de aluminio y una intermedia de fibras de cerámica reforzadas con Kevlar para evitar que el impacto de micrometeoritos dañe el módulo y produzca una fuga. Estos paneles pueden tener distintas formas y ser de distintos materiales.

Algunos de estos módulos también cuentan con ventanas, que son un punto vulnerable también en este aspecto, ya que su material es más sensible a las fuerzas que se aplican sobre él. Sin embargo, en el caso del diseño de una estación espacial, las ventanas en los módulos suelen ser muy pequeñas, si es que están incluidas en ellos. En ese caso, para minimizar el riesgo, se hizo un módulo exclusivo de observación, con una estructura interna más resistente para que soporte las cargas de los espacios de las ventanas. Ese es el modelo adoptado en el

módulo Cupola, y lo que se va a replicar en Gateway con el Lunar View. Aparte de estas ventanas, las escotillas también suelen tener una pequeña ventana a través de la cual mirar al exterior por requerimiento de la NASA.

Históricamente estas ventanas están hechas de varias capas de distintos tipos de cristal, en general, durante los últimos años, el más habitual ha sido el sílice fundida; para soportar la diferencia de presión con el vacío y los impactos de los micrometeoritos ya mencionados, mientras que se mantiene una visión del espacio clara. Para la nave Orión, sin embargo, se han incluido capas de plástico acrílico, con más resistencia que el cristal y también más ligero.

Por otro lado, es importante que estas ventanas también protejan a los pasajeros de la radiación del espacio profundo. Según las investigaciones de la NASA, el polietileno y el aluminio son materiales que absorben bien las radiaciones, especialmente la proveniente desde el Sol, pero se debe tener en cuenta la cantidad de material entre los astronautas y el espacio para que este escudo sea efectivo, lo que hace el módulo más pesado, por lo que se aplica el principio ALARA (As Low As Reasonably Possible), en el que se establece que la radiación que debería llegar a los astronautas es la menor posible para evitar efectos nocivos en su salud. Las ventanas en los módulos son escasas y pequeñas para minimizar la posibilidad de que ocurra un problema como que se rompa una de ellas ya que su resistencia es menor a la del resto del módulo.

Los momentos más críticos para la presión es cuando los módulos se juntan con los sistemas de acoplamiento y se abren las escotillas, ya que la presión debe estar perfectamente regulada para que no se produzca ningún problema cuando se abran los puertos entre los módulos. Para ello, la presión debe ser la misma en ambos módulos, a una atmósfera en todos ellos, que es la presión a nivel del mar (ideal para la supervivencia humana y el confort de los astronautas), y así se garantiza que estén todos a una presión similar. Esta presión también debe regularse cuando las escotillas se abren para dejar que los astronautas salgan al espacio exterior.

El propósito de este modelo no es descubrir una nueva forma de conseguir la presurización del módulo, sino crear un diseño que aplique lo que ya ha sido descubierto como si fuera a ser presentado a una agencia espacial como una oferta para realizarlo.

Capítulo 4. DEFINICIÓN DEL TRABAJO

4.1 JUSTIFICACIÓN

En los últimos años, el espacio ha vuelto a ser un punto de foco en las mentes de las personas gracias al programa Artemis, que plantea el volver a la Luna y establecer una presencia humana constante para luego marcar el camino hacia Marte. Para conseguir este objetivo, la estación espacial Gateway es vital para establecer esta presencia en la Luna.

Los módulos que forman esta estación presentan grandes desafíos en la ingeniería, en la parte de diseño estructural, la estanqueidad y su habitabilidad para poder funcionar en el espacio correctamente. Las agencias espaciales contratan a distintas empresas para que hagan estos módulos, y, recientemente, el mercado se ha ampliado también debido al interés del turismo en el espacio.

Pero no es fácil para una empresa conseguir un contrato para hacer un módulo presurizado. Actualmente, hay muy pocas empresas en el mundo que se dediquen a este mercado, y su papel es especialmente importante en esta industria que cada vez parece más grande y más ambiciosa.

En este trabajo se van a integrar distintas disciplinas de ingeniería —diseño mecánico, resistencia estructural, uniones, sistemas de sellado e interfaces de acoplamiento— para poder desarrollar un modelo simplificado, pero técnicamente consistente y que aplique lo investigado en este campo. Por tanto, el proyecto es una aplicación práctica de conocimientos de ingeniería, proporcionando una metodología de diseño que puede servir como referencia para futuros estudios académicos relacionados con estructuras habitables para la exploración espacial.

4.2 OBJETIVOS

Los objetivos que van a guiar este proyecto son los mismos que guían la primera fase de un proyecto de un módulo real.

Principalmente se va a hacer un modelo de un módulo presurizado que se asimile de forma simplificada al módulo Lunar I-Hab presentado por la ESA para formar parte de la estación espacial que se va a establecer alrededor de la Luna, que se va a enviar al espacio en la misión Artemis IV. Se toman como referencia otros módulos como Columbus, Kibo, o HALO. Para poder evaluar uno de los puntos más vulnerables, que son las ventanas, se va a realizar otro módulo para el que se van a tomar como referencia tanto Cupola como Lunar View. Una vez esté hecho, se va a evaluar la conexión de los módulos con las diferentes partes de la estación (Gateway), y los riesgos que esto conlleva, así como los riesgos de las uniones entre los módulos. Por último, se va a evaluar el presupuesto.

4.3 METODOLOGÍA

Para realizar este proyecto, se va a hacer un modelo simplificado del Lunar I-Hab en el que se pueda analizar las formas de mantener unas condiciones en las que pueda habitar un ser humano, poniendo especial interés en mantener la presurización dentro del módulo, es decir, en la presurización pasiva del mismo. Para ello, se debe analizar el diseño prestando atención a las uniones entre las distintas piezas del módulo, los puertos de acoplamiento, a las escotillas y las ventanas, que son los puntos de mayor importancia.

Para hacer este diseño se va a utilizar el programa SolidEdge, en el que se van a hacer varias piezas y subconjuntos que formarán el diseño para luego unirlos.

En este proceso, se va a poner especial atención a las formas de unir las diferentes piezas que componen el módulo, sobre todo a aquellas que sean una barrera entre el interior y el exterior de este. Se va a analizar la mejor manera de unir cada una de estas piezas para soportar las fuerzas necesarias y las condiciones extremas que se dan en el entorno tan hostil en el que tienen que sobrevivir durante el mayor tiempo posible.

4.4 PLANIFICACIÓN TEMPORAL

El desarrollo de un módulo espacial es un proceso de ingeniería de gran complejidad que requiere la participación coordinada de numerosos equipos multidisciplinares y que se extiende habitualmente entre cinco y diez años, dependiendo de la complejidad del sistema, de la disponibilidad presupuestaria y de la duración de las distintas revisiones técnicas. A lo largo de este proceso, el diseño evoluciona progresivamente desde una propuesta conceptual hasta un sistema completamente fabricado, ensayado y aceptado para vuelo.

Con el fin de garantizar que el desarrollo avanza de forma controlada, los programas espaciales se estructuran en una serie de fases sucesivas, separadas por revisiones técnicas (reviews), que permiten verificar el grado de madurez alcanzado antes de autorizar el inicio de la siguiente etapa. La Figura 1 muestra esquemáticamente las principales fases del ciclo de desarrollo de un módulo espacial.

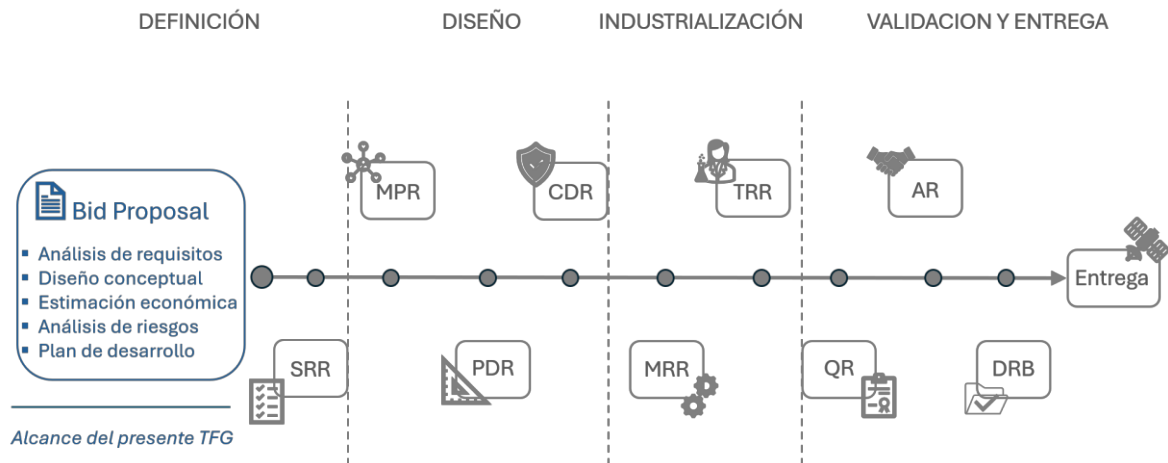


Figura 1. Fases principales del ciclo de desarrollo de un módulo espacial.

1. Bid Proposal Phase

La primera fase corresponde a aquella en la que la empresa hace un análisis de los requisitos que debe cumplir el módulo, y en base a ellos hacer un diseño preliminar de la arquitectura, prestando especial atención a las partes que pueden ser más críticas. Se identifican los riesgos que puede presentar el diseño una vez puesto en funcionamiento y se hace un plan de

desarrollo que cuente con los costes y los plazos del proyecto. La empresa entrega una propuesta técnica y económica a la agencia espacial, que debe elegir si aceptar o no. Muchas de las ofertas que se hacen durante este plazo no se suelen llevar a cabo, ya que los costes, plazos y requerimientos de las agencias, las empresas contratistas y las subcontratistas no coinciden. La mayoría de los proyectos que son aprobados durante esta fase salen adelante. Esta es la fase que concierne al presente trabajo, en concreto la parte del diseño de la arquitectura mecánica del exterior que mantiene la presurización de la cabina interior.

Una vez adjudicado el contrato, el desarrollo continúa mediante una serie de revisiones técnicas que incrementan progresivamente el nivel de definición del sistema.

2. System Requirements Review (SRR) / Kick-Off

En esta fase se comprueba que se cumplen todos los requisitos del cliente y que estos son coherentes y verificables. También se confirma el alcance definitivo del proyecto y se organiza el equipo responsable de su desarrollo.

3. Mission Preliminary Review (MPR)

Se valida el concepto general presentado durante la primera fase, entre ellos la arquitectura preliminar del módulo, los presupuestos iniciales de masa y potencia, las interfaces principales y el concepto de las operaciones. Cuando se aprueban, se puede continuar con el diseño preliminar.

4. Preliminary Design Review (PDR)

Durante esta revisión se debe demostrar que el diseño preliminar cumple todos los requisitos que pide el cliente, que es viable y que se puede fabricar dentro del coste y el plazo previstos. Para ello, se parte de la base del diseño preliminar presentado en un inicio y se revisa la arquitectura mecánica y eléctrica, el software, el diseño térmico, tanto de protección contra el exterior, como del control de la temperatura interna de la nave; se hace un análisis estructural de los sistemas y un presupuesto de los recursos que se van a necesitar para

llevarlo a cabo. Una vez que se aprueba este diseño, se empieza a hacer un diseño más detallado.

5. Critical Design Review (CDR)

En esta fase se debe realizar un diseño que esté lo suficientemente detallado como para poder llevarlo a fabricación, con planos completos y se cierra todo lo que había quedado abierto durante la fase anterior. Para conseguirlo, se deben completar los planos de fabricación, tener una lista de materiales hecha, hacer unos análisis finales y ser capaz de justificar los requisitos del módulo. Por último, se hace una verificación completa del diseño antes de que se mande a fabricación. A partir de este punto, no se pueden hacer cambios en el diseño, por lo que debe estar todo especificado.

6. Manufacturing Readiness Review (MRR)

Antes de iniciar la fabricación se verifica que la documentación se encuentra aprobada, que los proveedores han sido seleccionados y que las instalaciones y herramientas de producción están disponibles. Una vez confirmado, ya se puede pasar a fabricar el módulo.

7. Test Readiness Review (TRR)

Cuando ya se ha fabricado el módulo, para comprobar que cumple con los requisitos pedidos, se deben hacer ensayos sobre el producto, pero antes hay que verificar se confirma que tanto el artículo de ensayo como los procedimientos, instalaciones e instrumentación necesarios para realizar la campaña de ensayos se encuentran preparados.

8. Qualification Review (QR)

Durante esta fase se empiezan los ensayos. Estos deben demostrar que el diseño soporta vibraciones, choques, el vacío térmico, la radiación (en este caso es importante tener en cuenta la radiación solar, especialmente), y EMC/EMI, que revisan que los aparatos electrónicos puedan coexistir con interferencias electromagnéticas y ser inmunes a ellas.

9. Acceptance Review (AR)

Una vez superados los ensayos de aceptación, se verifica que el modelo de vuelo cumple las especificaciones contractuales y que no existen no conformidades críticas pendientes de resolución.

10. Delivery Review Board (DRB) y entrega al cliente

Finalmente, antes de la entrega del módulo, se comprueba que toda la documentación técnica y contractual se encuentra cerrada, que los certificados de conformidad están disponibles y que las posibles desviaciones han sido aceptadas por el cliente. Entonces es cuando el hardware de vuelo y la documentación asociada se transfieren a la agencia espacial, concluyendo el proyecto.

A lo largo de todas estas fases intervienen equipos multidisciplinares integrados por profesionales de diferentes áreas del conocimiento, entre los que se encuentran ingenieros y científicos de distintas especialidades y niveles de experiencia, desde ingenieros junior hasta especialistas y expertos. Participan también departamentos de ingeniería de sistemas, estructuras, mecanismos, materiales, control térmico, aviónica, software, fabricación, integración y ensayos (AIT), aseguramiento del producto, calidad, compras, gestión de proyectos, planificación, finanzas y representantes de la agencia espacial. La coordinación entre todos estos equipos resulta fundamental para garantizar el correcto desarrollo del proyecto.

Entre las distintas revisiones técnicas suelen existir periodos de trabajo que pueden variar desde unas semanas hasta varios meses, dedicados al desarrollo del diseño, la realización de análisis y ensayos, y a la revisión de la documentación mediante procesos de revisión por pares (peer reviews). Durante estas revisiones se evalúan las soluciones adoptadas, se identifican posibles mejoras y se resuelven las observaciones detectadas antes de autorizar el paso a la siguiente fase del proyecto. Estos periodos de revisión y maduración del diseño constituyen uno de los factores que explican que el desarrollo completo de un módulo espacial se prolongue habitualmente entre cinco y diez años.

4.5 ESTIMACIÓN ECONÓMICA

En este apartado se va a hacer una estimación económica del proyecto completo de construcción de un módulo presurizado. La estimación no constituye un presupuesto, ya que esto es un proyecto conceptual y hay muchos parámetros que todavía no se pueden saber a estas alturas, ya que para tener un presupuesto real es necesario haber llegado a un acuerdo con los distintos proveedores y con la agencia espacial contratante.

Por ello se va a hacer una estimación paramétrica de costes, que es muy utilizada en las primeras fases de desarrollo de un proyecto de este calibre en cuanto a los programas espaciales se refiere.

Para poder dar una estimación razonable, se va a utilizar una Work Breakdown Structure (WBS), que es un sistema muy utilizado para dividir el proyecto en varias fases y ordenar las distintas actividades debajo de estas fases para luego poder identificar el presupuesto de cada una de ellas.

Hay que tener en cuenta que en esta fase todavía no existe información suficiente sobre el mismo para que la valoración sea muy detallada, por lo que, para estimar los costes que va a tener el proyecto, se va a tomar como referencia otros programas espaciales recientes que puedan equipararse a este, para luego ajustar el cálculo según las diferencias entre los dos. Se recomienda seguir este proceso al inicio de un proyecto similar en el ámbito espacial, ya que es aún muy complicado poder hacer estimaciones muy detalladas que incluyan costes reales.

Para hacer la estimación económica ya mencionada, se va a tener en cuenta el procedimiento mostrado en la Figura 2.



Figura 2. Procedimiento de una valoración económica

La WBS es la base de la que parte toda la estimación, porque permite que se puedan identificar todas las fases y disciplinas que se han tenido en cuenta a la hora de realizar el módulo. Sin embargo, la estimación no se va a hacer a partir de la suma, sino que primero se va a tener en cuenta el presupuesto de otros proyectos y se va a designar un total, y a partir de ese total, se va a hacer la estimación de cada una de las fases.

Aparte de todas las distintas fases, hay que tener en cuenta un porcentaje de contingencia, que se va a estimar del 15%, a tener en cuenta como una prueba de que es solo una estimación, por lo que el total puede variar dependiendo de distintos factores.

La WBS va a dividir el proyecto en las siguientes distintas partes o fases que describen las actividades necesarias para hacer el módulo. Sobre esta estructura es sobre la que se va a hacer la valoración económica:

- Ingeniería y diseño.
- Estructura primaria.
- Sistema de acoplamiento y escotilla.
- Sistemas internos,
- Fabricación e integración.
- Ensayos y validación.
- Gestión y aseguramiento del proyecto.

El presupuesto que se da va a tener en cuenta las actividades de ingeniería y diseño, fabricación de la estructura primaria, adquisición e integración de los principales sistemas, campañas de ensayo, gestión del proyecto y aseguramiento de la calidad necesarios para obtener un primer módulo presurizado.

No se va a tener en cuenta, como es obvio, el lanzamiento del módulo, las reparaciones que este deba tener durante el resto de su vida útil, las operaciones que se hagan en órbita, el entrenamiento de astronautas o cualquier coste similar que tenga que ver con el programa espacial del que forma parte. Como se ha visto en la planificación temporal, el alcance del contrato entre la empresa que desarrolla el módulo y la agencia espacial solo se extiende hasta que el módulo ha sido entregado a esta última.

Para poder tener una idea de cuál es el orden de magnitud del presupuesto del proyecto, se debe mirar a proyectos anteriores, ya que todavía no se sabe cuál es el alcance real de los costes que este proyecto va a acarrear. Más adelante, el número estimado se ajustará a medida que se tenga más información.

El más destacable es el módulo HALO, ya que supone un módulo que forma parte de la misma estación espacial y se está desarrollando solo un par de años antes que el Lunar I-Hab, que es la referencia a tener en cuenta en este proyecto. El contrato de HALO asciende a aproximadamente 935 millones de dólares, por lo que se supone que cualquier módulo presurizado costará en realizarse cientos de millones de euros, y la cifra exacta variará en función a muchos parámetros, como el tamaño del propio módulo, o los sistemas que tenga en su interior, e incluso el acuerdo al que llegue la empresa con la agencia espacial contratante.

No es raro que este proyecto esté en un intervalo entre los 300 y los 900 millones de euros, que son números similares a los de contratos ya firmados de este mismo estilo. Los módulos más baratos responden a un alcance contractual limitado, mientras que los más caros suponen proyectos que incluyen actividades como la integración, certificación o el apoyo al lanzamiento.

Teniendo en cuenta estos valores, se va a estimar que el módulo que se desarrolla en este proyecto va a tener un valor de unos 500 millones de euros, que es un cómodo punto medio entre los dos extremos. Este módulo consta de cierta complejidad técnica, por lo que requiere un esfuerzo de integración, certificación y lanzamiento, pero con un alcance más limitado que el de los módulos más caros.

Partida	Justificación	Coste (M€)	%
Ingeniería y diseño	Diseño, análisis y documentación	60	12
Estructura primaria	Fabricación casco presurizado	75	15
Sistema de acoplamiento	Puerto, escotilla y mecanismos	50	10
Sistemas internos	ECLSS, potencia, aviónica, térmico	135	27
Fabricación e integración	Integración y montaje	80	16
Ensayos	Presión, vibración, TVAC	45	9
Gestión	PMO, calidad, configuración	55	11
TOTAL ESTIMADO		500	100

Tabla 1. Distribución orientativa del coste estimado

La Tabla 1 responde a la asignación orientativa del coste total que se ha estimado anteriormente, elaborada a partir de la WBS que se ha desarrollado más atrás. Ilustra el peso relativo de las actividades del proyecto, pero sin llegar a dar un presupuesto detallado. El número total incluye la contingencia del 15%, que está reservada a cubrir las incertidumbres que rondan la fase inicial de cualquier proyecto.

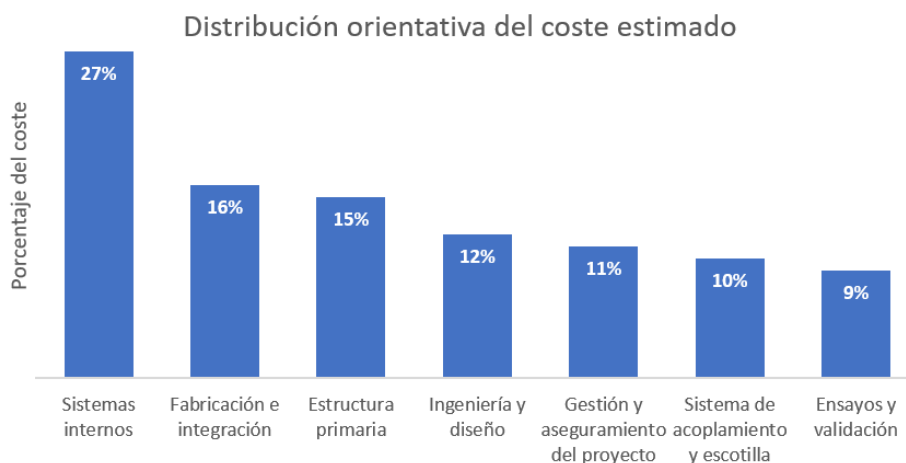


Figura 3. Distribución porcentual del coste estimado

En la Figura 3, se puede observar que la mayor cantidad de coste está en la implementación de los sistemas internos del módulo, ya que es la parte que tiene una mayor complejidad tecnológica, especialmente teniendo en cuenta que entre ellos se encuentran los subsistemas de soporte vital como el ECLSS, la distribución eléctrica, el control térmico, la aviónica y el equipamiento interior. Después de eso, el mayor coste tiene que ver con la integración y el montaje, ya que no solo hay que conseguir los sistemas, sino también colocarlos en el interior del módulo y verificar su funcionamiento.

La fabricación del casco presurizado supone también un porcentaje elevado del coste, debido a los procesos industriales que requiere para ello. El resto de las actividades de ingeniería también forman una parte significativa de este presupuesto, dado que tienen como objetivos comprender la definición del sistema, el diseño tridimensional, los análisis estructurales, la elaboración de la documentación técnica y las diferentes revisiones de diseño que caracterizan el desarrollo de un sistema espacial.

Por último, tenemos los ensayos, la gestión del proyecto y su aseguramiento, que tienen también una gran importancia dado a su validación experimental, el control de configuración y la gestión de programas espaciales que tienen una complejidad bastante elevada.

La estimación obtenida es coherente con el orden de magnitud observado en programas espaciales similares en cuanto a tamaño y el programa del que forman parte, y permite concluir que la fabricación de un módulo presurizado como el planteado en este Trabajo Fin de Grado requeriría una inversión del orden de **500 millones de euros**, excluyendo los costes asociados al lanzamiento y a la explotación operativa del sistema.

Como se trata de un proyecto tan largo, el pago de la agencia va a tener lugar a plazos, al terminar algunas fases, para costear el proyecto a medida que se va realizando, y no únicamente al final. Este punto tiene que ser un acuerdo entre la empresa y el contratador, pero se va a hacer una propuesta orientativa que se basa en las fases que va atravesando el proyecto. Esta práctica es habitual en proyectos tan grandes como este, que tiene un tiempo aproximado de entre 3 y 5 años.

Con este sistema, se vinculan los hitos técnicos y el avance real del producto a los pagos que se van produciendo a lo largo de todo el proyecto.

La siguiente planificación propone un plazo total de ejecución de aproximadamente 48 meses, que es un plazo intermedio, lo que concuerda con los módulos de esta complejidad.

<i>Hito del proyecto</i>	<i>Pago (%)</i>	<i>Importe (M€)</i>	<i>Importe acumulado (M€)</i>
Firma del contrato	10	50	50
System Requirements Review (SRR)	10	50	100
Preliminary Design Review (PDR)	20	100	200
Critical Design Review (CDR)	20	100	300
Finalización de la fabricación	15	75	375
Finalización de la integración	10	50	425
Finalización de la campaña de ensayos	10	50	475

Acceptance Review y entrega del módulo	5	25	500
TOTAL	100	500	

Tabla 2. Propuesta orientativa de plazos de pago.

Se puede ver la propuesta realizada en la

<i>Hito del proyecto</i>	<i>Pago (%)</i>	<i>Importe (M€)</i>	<i>Importe acumulado (M€)</i>
Firma del contrato	10	50	50
System Requirements Review (SRR)	10	50	100
Preliminary Design Review (PDR)	20	100	200
Critical Design Review (CDR)	20	100	300
Finalización de la fabricación	15	75	375
Finalización de la integración	10	50	425
Finalización de la campaña de ensayos	10	50	475
Acceptance Review y entrega del módulo	5	25	500
TOTAL	100	500	

Tabla 2.

Esta distribución tiene un carácter puramente orientativo de una posible planificación. El pago a plazos a medida que se van alcanzando hitos técnicos constituye una práctica habitual en la industria aeroespacial, ya que permite asegurar que la financiación acompaña al grado de madurez del desarrollo y facilita el control tanto técnico como económico del contrato.

Capítulo 5. MODELO DEL MÓDULO PRESURIZADO

5.1 ANÁLISIS DEL SISTEMA

El objetivo del modelo es analizar los puntos más críticos del módulo para evitar que haya fallos de presión o que se escape hacia el exterior. Estos puntos más vulnerables son:

- Las escotillas, dado que se pueden abrir y cerrar, y cuando están cerradas deben estar aseguradas para que no haya ninguna fuga. También se debe comprobar el nivel de presión a ambos lados para que sea el mismo y que al abrirlas ninguno de los componentes tecnológicos se dañe, y asegurarse que el pasillo entre escotillas formado por los puertos y los marcos mantenga esa presión y esté sellado para evitar fugas.
- Las ventanas, hechas de materiales menos resistentes que el aluminio que recubre el módulo, especialmente de cara a recibir los impactos de micrometeoritos del exterior. En un módulo como el Lunar I-Hab, las ventanas se limitan a un tamaño muy pequeño en el caso de que haya, dado que suponen un gran riesgo estructural. Para hacer ventanas de observación en una estación espacial, en lugar de poner ventanas en todos los módulos, se diseña un módulo específico de observación, con ventanas más grandes y una estructura que desplaza las cargas hacia ella para evitar sobrecargar las ventanas.
- Las juntas entre las piezas que componen cada uno de los módulos. Se deben tener en cuenta ciertas consideraciones que se mencionarán más adelante a la hora de elegir el tipo de junta que se va a poner en cada caso, así como tener en cuenta el espacio entre ellas. Lo más importante es que estas juntas, tornillos o soldaduras puedan soportar las cargas que hay en los módulos, especialmente en momentos críticos como durante el despegue, donde es importante tener en cuenta que se producen muchas vibraciones que pueden generar problemas, sobre todo con los tornillos, que se pueden aflojar.

5.2 DISEÑO DEL MÓDULO

Para poder hacer el modelo, el primer paso es hacer un croquis a mano para tener una idea del diseño que se va a desarrollar. Dado que la estación Gateway y los módulos mencionados anteriormente no han sido contruidos y no se espera que se pongan en funcionamiento hasta dentro de varios años, se van a utilizar como modelos otros módulos, en especial los de la Estación Espacial Internacional (ISS por sus siglas en inglés), ya que el diseño responde a una configuración similar y la cápsula Orión, lanzada en abril de este año como parte de la misión Artemis II, porque sus sistemas son más avanzados y por lo tanto más similares a cómo van a ser los módulos que se lancen como parte de la estación Gateway.

5.2.1 CROQUIS

Al principio del proyecto, para tener una idea de cómo era un módulo presurizado, específicamente uno que formara parte de una estación espacial, utilicé varias imágenes de los módulos Kibo y Columbus, el cilindro principal del módulo HALO (que está en construcción y forma parte de la estación espacial Gateway), y las imágenes de un prototipo de cilindro para el módulo Lunar I-Hab. Utilizando estas imágenes y las medidas aproximadas del Lunar I-Hab, que sí que son de dominio público, hice un croquis de cómo iba a ser el módulo de forma aproximada. Escogí un tipo de puerto de acoplamiento, que es el utilizado por la Agencia Espacial Europea, ya que este módulo lo desarrolla esta agencia, y diseñé los racks de un metro de ancho y un metro y medio de alto para que hubiera espacio suficiente para que los astronautas se puedan mover con facilidad.

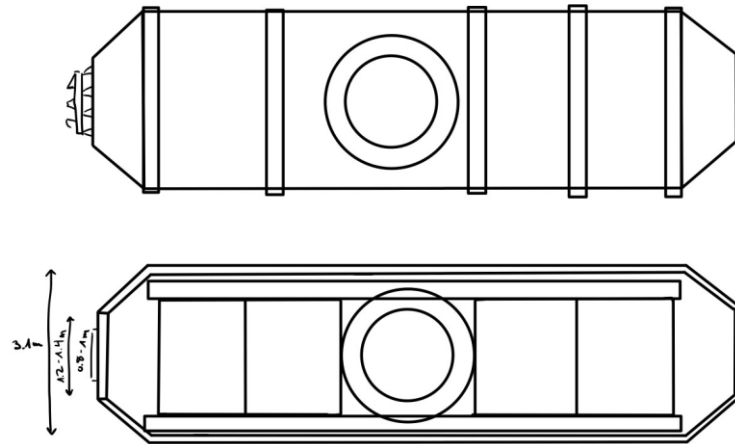


Figura 4. Croquis inicial lateral del módulo

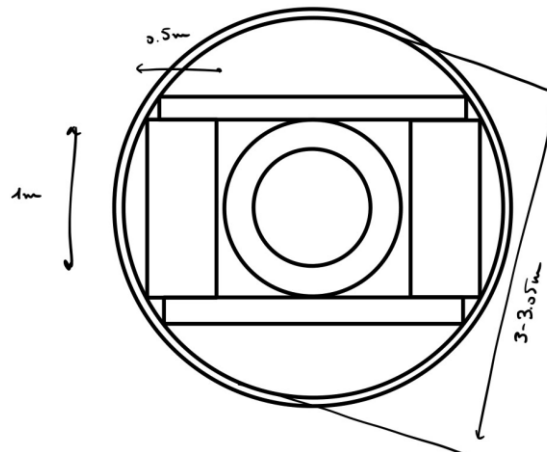


Figura 5. Croquis inicial frontal del módulo

La Figura 4a es una representación del exterior del módulo. En ambos laterales y en el frente y la parte trasera están representados los puertos de acoplamiento, que se pueden ver como la escotilla rodeada por un marco, donde otros módulos se pueden acoplar de forma permanente o temporal. La forma base del módulo está formada por un cilindro y dos conos y en el exterior se puede observar que hay unos frames que sirven para reforzar la estructura. Dependiendo de la nave, estos frames pueden ser interiores o exteriores.

En el interior (Figura 4b y Figura 5) se encuentran los racks, que son estaciones de investigación que se incorporan a los módulos para ayudar con sus labores. El tipo de rack que se encuentra en cada módulo depende de la investigación que se esté llevando a cabo en

él. Los racks suelen ocupar dos o tres de las paredes del módulo, y las paredes restantes cumplen la función de suelo o techo, de ahí la superficie plana que se ve en estas figuras. Entre los espacios se debe dejar un hueco de al menos un metro cuadrado para que los astronautas se puedan desplazar por el módulo, un hueco un poco más grande que el que deja la escotilla una vez abierta.

En la Figura 5, se puede ver que la piel exterior tiene un espesor de unos 50mm, pero esto no es estrictamente cierto. La piel de aluminio, que es lo que forma el módulo, suele tener un espesor mucho menor, que hace que el módulo tenga menos peso. El resto del espesor se trata de sistemas que están cercanos a él y de una capa exterior que recubre el módulo con paneles de un material más resistente que el aluminio, normalmente un material compuesto con fibras de carbono o Kevlar. Esta capa se pone para reforzar el módulo frente a impactos contra los micrometeoritos que hay en el espacio.

El módulo tiene cuatro puertos de acoplamiento, uno delante, otro detrás y dos centrales que sirven como unión para otros módulos de la estación espacial o para que se acoplen naves temporalmente. Esos puertos van a ser modelados de forma muy simplificada a partir del modelo International Berthing Docking Mechanism, preferido por la ESA.

5.2.2 ESTRUCTURA PRINCIPAL

Como se ha dicho antes, el módulo está compuesto por un cilindro y dos conos. Estos elementos tienen un diámetro en su zona de unión de 3m en el interior y 3,1m en el exterior. En el caso de los conos se estrechan hasta llegar a tener un diámetro interior de un metro y un diámetro exterior de 1,1m.

Se unen entre sí a través de una soldadura, ya que son demasiado grandes como para utilizar remaches o tornillos. Para incluir la soldadura, se va a hacer un cálculo en el que se va a averiguar la garganta de la soldadura. Tomando como referencia la presión atmosférica (de 98000Pa), que va a ser equivalente a la diferencia de presión, se va a tomar la fuerza que ejerce sobre la soldadura en el interior del módulo. Para averiguar la fuerza, se sabe que equivale a la presión multiplicada por el área. Esta es 3m, pero como se toma la carcasa

como que tiene 50mm de espesor, se va a añadir también ese valor al radio total, dando una fuerza de:

$$F = 98000 * \pi * 1,55^2 = 739,67kN$$

Una vez que se sabe la fuerza que va a soportar la soldadura, se toma la tensión límite del aluminio 2219, la aleación más utilizada en estos casos, que es 238MPa para la tensión cortante, y se aplica un factor de seguridad de 2 para asegurarse de que no se sobrepasa esta tensión límite. Para averiguar el área de la soldadura, se sabe que:

$$A = F/\tau$$

Siendo τ la tensión cortante que soporta la soldadura. Se va a suponer que soporta la tensión límite, y así se averigua el mínimo cordón que puede tener la soldadura. Por tanto, se sabe que la soldadura tiene un área total de:

$$A = \frac{739,67kN}{119MPa} = 5,82mm^2$$

Que da un cordón de soldadura de:

$$a = \frac{5,82}{\pi * 2 * 1,55} = 0,6mm$$

Este cordón es muy pequeño, pero hay que tener en cuenta que la presión atmosférica es solo una pequeña parte de las tensiones que soporta el módulo, por lo que esto no es representativo de la soldadura real. Para saber todas las fuerzas que resiste la soldadura, se debería hacer un análisis mecánico más completo basado en el Finite Element Method. Para el modelo se va a coger una soldadura con un cordón de 7mm, que se puede ver en la Figura 6.

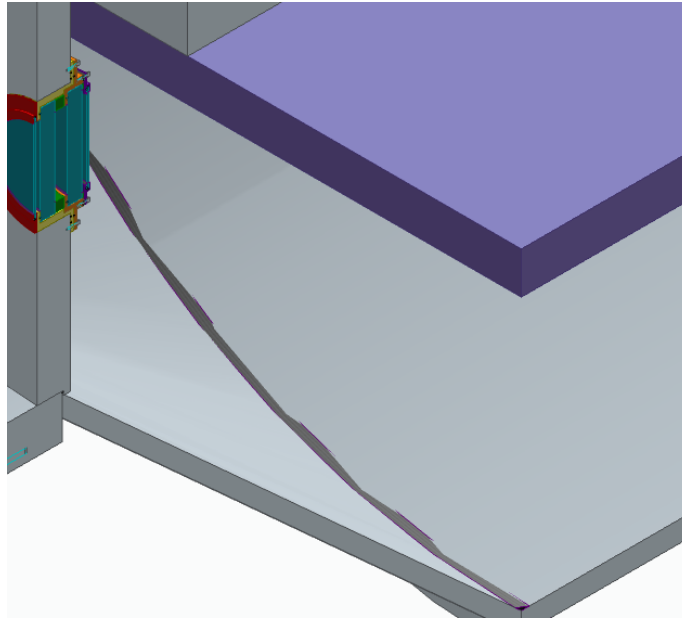


Figura 6. Soldadura entre cilindro y cono

Aun así, incluso haciendo un análisis completo de las fuerzas, este cordón no va a ser realmente el que va a ser utilizado en un módulo creado por una agencia espacial. Generalmente la soldadura en ámbitos aeroespaciales es poco utilizada, ya que conlleva varios problemas:

La soldadura es susceptible a tener imperfecciones en su interior, por lo que es necesario un análisis de las imperfecciones para asegurarse de que la soldadura va a cumplir con su función. Además, la soldadura, al calentar (e incluso fundir) los materiales ya no solo que está utilizando sino de alrededor de la soldadura, cambia sus propiedades, haciendo que su resistencia baje con respecto a un material que no ha sido sometido a este proceso. También puede causar concentraciones de tensiones en la zona soldada por la contracción que ocurre al enfriarse.

Algunos de estos problemas pueden ser evitados si el material no se funde. Por ello, el tipo de soldadura más utilizada en el ámbito espacial es la soldadura por fricción y agitación (FSW por sus siglas en inglés). Es un tipo de soldadura especial que fue desarrollada por The Welding Institute (TWI) a principios de los años noventa que no requiere que los metales

que se sueldan se funden para poder unirlos, ni tampoco requiere ningún material de relleno entre ambas caras, como suele ocurrir con otros tipos de soldadura. Tampoco suelta gases tóxicos, ni chispas ni llamas, por lo que es más segura y ahorra material. Consigue un aumento de la temperatura únicamente a través del movimiento y de la fricción generada entre la herramienta y el material a soldar. Es especialmente utilizada para soldar aleaciones de aluminio, ya que responde muy bien y, al no requerir fundición, se consigue que la zona soldada tenga una mayor resistencia que con otro método, aunque igualmente disminuye, a alrededor de un 70-85% de la resistencia inicial del material.

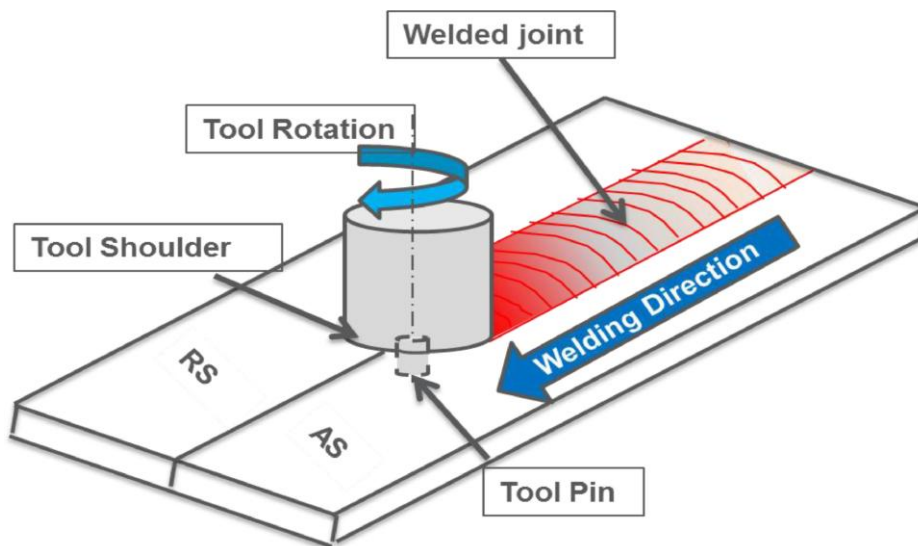


Figura 7. Soldadura por fricción y agitación

La soldadura por fricción y agitación se realiza con una herramienta cilíndrica que cuenta con un perno externo, como la mostrada en la Figura 7. Para realizar la operación, primero hay que unir las piezas para que no se puedan mover y se hace un agujero en la unión entre las dos piezas, en el que se introduce el perno mientras rota a una velocidad no muy alta (alrededor de 250rpm) para que no llegue a temperaturas altas, hasta que la herramienta empieza a hacer fricción con el metal, calentando la zona hasta llevar al material a un estado plástico, en el que todavía es sólido, pero es lo suficientemente maleable como para que pueda ser desplazado por la herramienta de adelante hacia atrás, y la herramienta se empieza a mover por toda la unión de los materiales. Gracias a este movimiento, los metales se

plastifican y se juntan y son empujados hacia la parte de atrás de la herramienta y presionados con para que se mezclen entre ellos, y cuando se enfrían, tienen un aspecto similar al de una soldadura, creando una unión entre ellos³³.

Una vez se retira la herramienta del metal, suele quedar un agujero al final, que es la última posición que tiene el perno antes de levantarse de la herramienta, pero eso genera una acumulación de tensiones y, como en muchos casos este tipo de soldadura llega hasta el otro lado de la chapa, se genera un escape de presión y de aire, dado que está uniendo la piel del módulo, y se generan los mismos problemas que si se hubiera unido con tornillos, que es lo que se quiere evitar. Para que esto no ocurra, se utiliza un perno retractable que, además de poder salir de la herramienta, se puede variar su longitud⁴. Así se consigue minimizar otro posible problema que puede tener esta técnica, que es que, en el interior, al otro lado, queden imperfecciones o huecos sin cubrir debido a que el perno no llega tan profundo. Sigue siendo importante hacer un análisis de las imperfecciones alrededor de la soldadura antes de poner el módulo en funcionamiento para evitar fugas y problemas de seguridad.

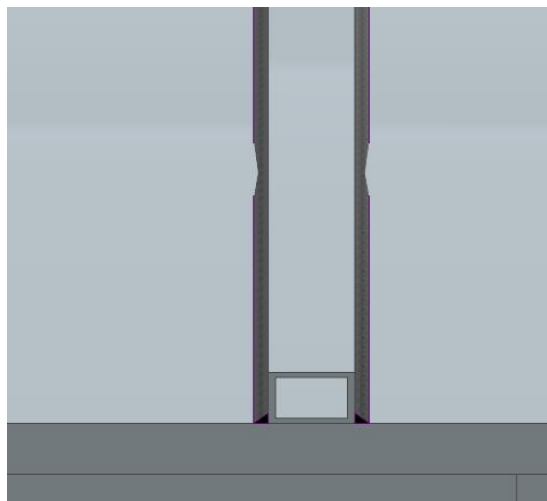


Figura 8. Soldadura en los frames.

La misma técnica se va a usar para unir los frames a la piel del módulo, como se puede ver en la Figura 8. Los frames se han modelado como vigas de cajón, y se han puesto cinco frames con una separación de unos 900mm en el exterior del módulo, por lo que no es recomendable unirlos con tornillos. Cada uno de ellos supondría un agujero que dañaría la

estructura y podría causar fugas. Si los tornillos no llegan a traspasar del todo la piel, esa fuga no se produciría, pero seguirían siendo una concentración de tensiones innecesarias que se puede evitar fácilmente. Como ya se ha dicho, además, el espesor del modelo no es el espesor real de la piel, que es más fina, por lo que podría haber un aflojamiento entre los frames y la piel, además de que suponen más masa, y uno de los objetivos de un módulo es tener la menor masa posible.

Por otro lado, la soldadura tiene otro tipo de problemas que hay que tener en cuenta. Aunque la soldadura por fricción y agitación no requiera fundir metales, estos sí que se calientan en el proceso debido a la fricción con la herramienta. Esto hace que se genere una zona afectada térmicamente, al igual que en el resto de formas de soldar, que tiene una menor resistencia que el resto de las zonas; de hecho, en general, si las piezas se rompen, es muy probable que sea por esa zona.

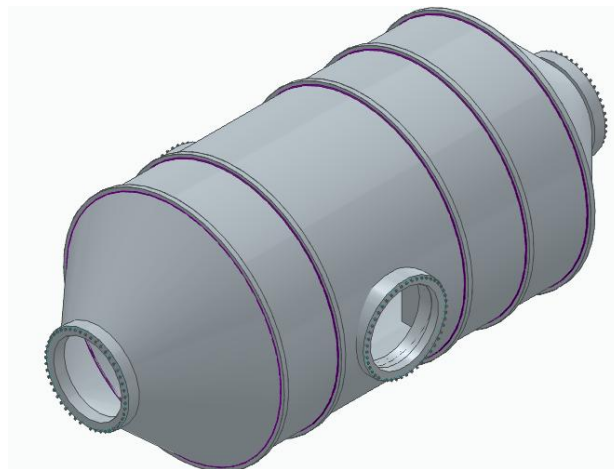


Figura 9. Estructura exterior soldada

La Figura 9 muestra el resultado del modelo de la carcasa exterior, que incluye el cilindro principal, los dos conos, los frames y las soldaduras que unen todos elementos entre sí. También se han incluido los marcos que refuerzan las aperturas en las que se van a incluir las escotillas, que se unen con tornillos a la piel desde el interior. Se han incluido dos marcos por apertura, uno interior y otro exterior. El exterior también ayuda a reforzar los sistemas

de acoplamiento que se van a incluir más adelante, dado que también requieren una mayor fuerza para acercar o alejar al módulo opuesto.

5.2.3 ESCOTILLA

La escotilla es una de las zonas de mayor sensibilidad del módulo en cuanto a mantener la presión. Es la única parte del módulo que puede abrirse y cerrarse entre el espacio y el interior del módulo. Se debe garantizar esa apertura para poder permitir el paso entre varios módulos o que los astronautas puedan acceder al exterior cuando hacen un paseo por el espacio, pero también se debe asegurar un cierre hermético cuando está cerrada.

Para conseguir que esto ocurra, es muy importante que el sistema de cierre tenga varias partes. La escotilla cuenta con varios pestillos repartidos por todo el perímetro que se abren y cierran mediante un mecanismo en el centro de la escotilla y la mantienen en su sitio. Aunque el cierre esté en el interior, es importante saber que, según la norma NASA Standard 3001, las escotillas deben poder abrirse por ambos lados.

Si se quiere garantizar la estanqueidad de la apertura, se añade también una doble junta tórica entre la escotilla y el marco. Se trata de una junta de forma toroidal que generalmente está hecha de goma, cuya función es, precisamente, asegurar la estanqueidad de los fluidos. Para poder introducirla se debe hacer una ranura diseñada específicamente para alojarla y se debe elegir el tipo de junta tórica que se desea introducir. La ranura debe ser dejar espacio para que la junta pueda alojarse en ella, pero que quede ligeramente comprimida al juntarse las dos piezas, para garantizar que no hay una fuga de ningún fluido por esa zona.

Aunque suelen tener un diseño toroidal, las juntas tóricas también pueden tener diseños cuadrados, huecos o personalizados según los requisitos del diseño que se quiere que tenga. En este caso, la junta tórica se va a modelar con un diseño toroidal, al igual que las demás juntas tóricas que aparezcan en los siguientes apartados. Las juntas tóricas también pueden ser de distintos materiales, siendo el más habitual la goma de nitrilo, pero también existen juntas de goma de nitrilo hidrogenado, que soporta temperaturas más bajas que el anterior; goma de nitrilo carboxilado, más aptas para las juntas dinámicas; de caucho fluorado, que

tienen una gran resistencia química y térmica (hasta 200°C); de perfluorelastómero, que soporta temperaturas hasta los 320°C; de caucho de etileno-propileno-dieno, que suele utilizarse en instalaciones que contienen líquido, como en los líquidos de freno; o la silicona VMQ, que soporta hasta 200°C. Para la junta que nos concierne, normalmente el material utilizado es uno que pueda soportar temperaturas relativamente altas para soportar el módulo calentado por el sol y en su despegue sin que haya un fallo. Normalmente se utiliza caucho florado o silicona. No obstante, la selección de este tipo de juntas corresponde a la fase conceptual del proyecto y deberá ser validada y, en su caso, revisada en fases posteriores del diseño, una vez se disponga de un análisis más detallado de los requisitos térmicos, mecánicos, de compatibilidad de materiales y de desgasificación del sistema.

La escotilla debe soportar la diferencia de presión entre el interior y el exterior del módulo sin ceder hacia el exterior. Para ayudar al módulo a resistir esa carga, alrededor del hueco de la escotilla se refuerza la piel con un marco tanto por fuera como por dentro. Aparte de servir para reforzar la escotilla, estos marcos también ayudan a soportar la fuerza que se produce cuando el puerto de acoplamiento está uniéndose a otro módulo.

En la Estación Espacial Internacional, las escotillas se abren hacia el interior. El diseño requiere que el lado del cierre de la escotilla tenga un diámetro ligeramente mayor al del agujero de la puerta para evitar que el paso no quede enteramente sellado. En este caso, al ser el diámetro interior más grande que el exterior, la escotilla ayuda al sistema de cierre en la labor de mantenerla herméticamente cerrada gracias a la diferencia de presión, que tiende a empujarla hacia el exterior de la nave. Sin embargo, al abrirse hacia el interior, quita espacio útil del módulo y de las esclusas de aire cuando un astronauta es enviado a un paseo espacial.

Como medida extra de seguridad, las escotillas suelen contar con un medidor de presión, que deja saber al astronauta que va a abrir la escotilla si hay diferencia de presión entre un módulo y otro, porque cualquier diferencia de presión podría generar un mal funcionamiento de los dispositivos de investigación, o incluso que se rompan.

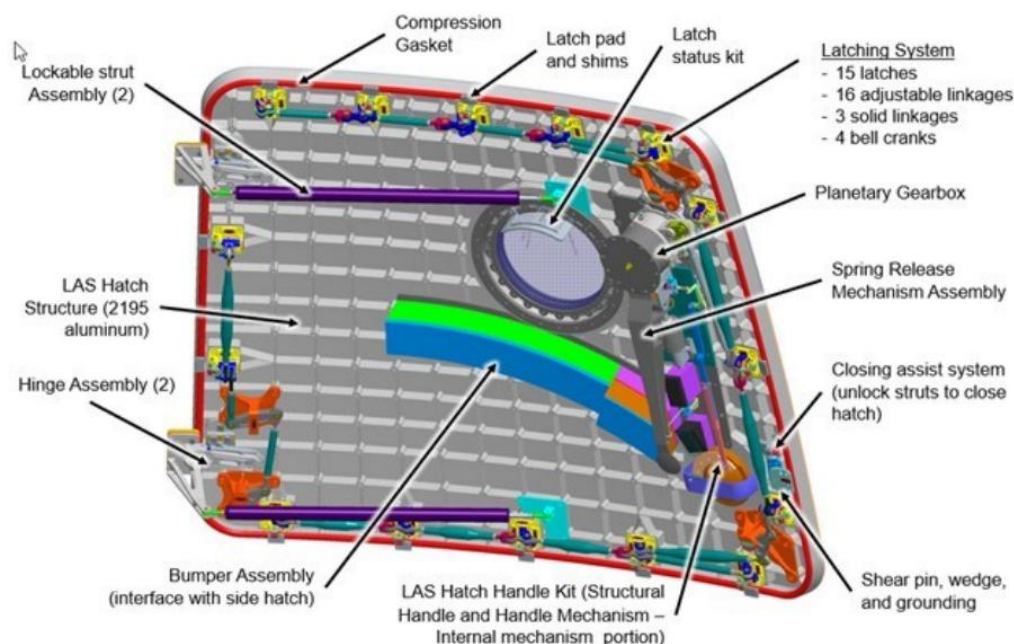


Figura 10. Esquema del interior de la escotilla de la nave Orión

Desde la nave Apollo I, las escotillas están sujetas al resto del módulo a través de una bisagra, que permite abrirlas y cerrarlas sin que la escotilla quede desenganchada del resto del módulo. Como se puede ver en la Figura 10, el sistema de apertura cuenta también con un tornapuntas que actúa como un brazo retenedor y la mantiene abierta a un determinado ángulo (alrededor de 90°) para evitar que la escotilla se pueda cerrar en un momento dado y causar algún accidente en el caso de que se cierre mientras que un astronauta está pasando a través de ella.

Por otro lado, en naves como Orión, las escotillas se abren hacia el exterior. En ellas, la misión no suele incluir ningún tipo de incursión al exterior de la nave, y los sistemas que recubren la escotilla son menores y más simples que en un módulo destinado a ser parte de una estación espacial, ya que no cuentan con un sistema de acoplamiento en su exterior. En estas misiones, la función de la escotilla se limita a ser en punto de entrada cuando la nave va a despegar y el punto de salida cuando vuelve a la Tierra y aterriza en el mar y los astronautas deben salir. Por ello, muchas veces se hacen con el objetivo de que puedan ser abiertas lo más rápido posible en el caso de una emergencia durante el despegue del cohete, y dejar paso a los astronautas para que puedan salir¹².

Sin embargo, ninguno de los módulos que van a formar parte de Gateway está lo suficientemente avanzado como para saber qué tipo de bisagra se va a utilizar para abrir las escotillas. Lo más probable es que estas se abran hacia el interior, al igual que ocurre en la Estación Espacial Internacional, pero este tipo de bisagras no tienen suficientes registros públicos que indiquen como se abren, por lo que resulta difícil poder reproducirlas en el modelo.

Lo más cerca que hay de saber cómo va a ser un módulo de Gateway por dentro es un vídeo renderizado²⁶, de cómo va a ser interior de HALO, el módulo más avanzado de esta estación. Este vídeo seguramente no sea fiel al módulo real que se va a hacer, por lo que la información que pueda dar no es lo suficientemente fiable como para basar las bisagras en él. En este vídeo, se puede ver que, al entrar en el módulo, cuando la escotilla se cierra, esta baja desde el techo a través de unos raíles situados a ambos lados de la entrada. Parece que es una nueva forma de abrir la escotilla que, además, libera espacio de los laterales, que son el espacio donde viven los astronautas, para guardarla en el techo. Sin embargo, como esto no es una publicación oficial, sino un vídeo renderizado de un módulo que todavía no ha terminado de ser construido, y por lo tanto, esta información no se puede comprobar.

Es importante notar que, en un módulo de investigación o de habitabilidad, como es el caso del Lunar I-Hab, en una estación espacial, no suele haber ventanas, ya que, estructuralmente, suponen una gran cantidad de problemas. Sin embargo, en la misma norma NASA Standard 3001, se ha considerado que debería haber ventanas en las escotillas para que haya un sistema de visión del otro lado de la escotilla que no sea electrónico¹⁹.

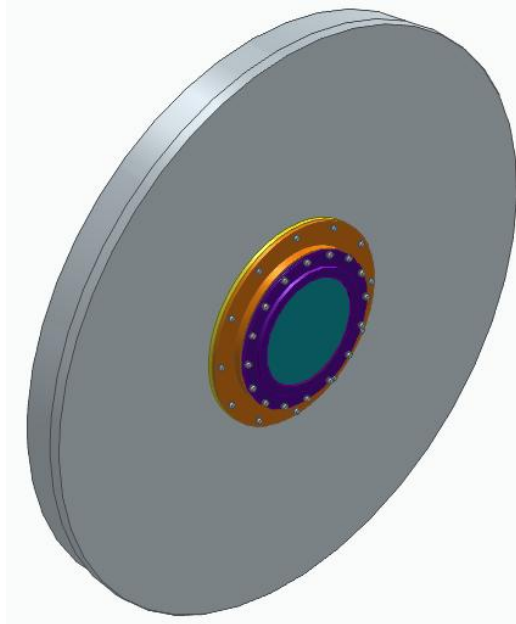


Figura 11. Modelo de la escotilla

La Figura 11 representa la escotilla terminada, incluyendo la ventana que se modela en el siguiente apartado, que se atornilla a la escotilla por dentro de la misma. En la zona de la escotilla que sobresale, por el lado de contacto, se ha puesto una junta, como ocurre también en la escotilla de Orión (Figura 10), para garantizar la estanqueidad en la zona de apertura.

5.2.4 VENTANAS

En una estación espacial, las ventanas son muy raras de encontrar. Suponen una gran concesión y un riesgo en cuanto a la estructura de un módulo. Las ventanas no pueden soportar la misma carga que el aluminio del que está hecho el resto del módulo, por lo tanto, esa carga debe ser redistribuida hacia los alrededores de las ventanas. Para que esta zona pueda soportarla, debe ser reforzada a través de un marco, como sucede con la escotilla. En la estación espacial, al haber varios módulos distintos, las ventanas solo se colocan en zonas específicas, ya que se considera que, aparte de en las escotillas, no es necesario que todos los módulos cuenten con una o varias ventanas. En la Estación Espacial internacional, por ejemplo, solo el módulo de observación Cupola y el módulo de investigación Destiny

cuentan con ventanas, aunque la de este último es apenas más grande que la ventana de una escotilla.

Aparte de los problemas estructurales, otro de los grandes problemas que se encuentran a la hora de incluir ventanas son los micrometeoritos. El espacio no está vacío, y menos en una órbita tan cercana a un planeta o a un satélite como en la que están las estaciones espaciales. Estos micrometeoritos viajan a velocidades elevadas e impactan contra los módulos de forma indiscriminada, por lo que las ventanas deben estar preparadas para poder resistir estos impactos.

En el espacio, al no haber una atmósfera protectora, la radiación del Sol es mucho más intensa de lo que pueda percibirse en la Tierra, y su efecto debe tenerse en cuenta. Entre el día y la noche, la diferencia de temperatura es mucho mayor de lo que pueda llegar a ser en la Tierra, y se debe prever que todos los componentes exteriores puedan soportarlo. Esta radiación es también mucho más dañina de lo que se percibe a través de las capas protectoras con las que cuenta la Tierra, como la capa de ozono, por lo que se debe aislar lo máximo posible, siguiendo el método As Low As Reasonably Possible, para que los astronautas estén lo más seguros posible. Sin embargo, las ventanas están hechas de sílice fundido, un material que se deforma muy poco frente al calor y que casi no absorbe radiación, por lo que se calienta muy poco, lo cual es útil para evitar que se dilate cuando el Sol le dé directamente, pero esto causa que la radiación pase al interior del módulo casi sin ningún tipo de atenuación, lo que puede causar problemas de salud a los astronautas que se encuentran en su interior, y además es menos resistente que el cristal⁴¹.

Con las ventanas de Orión, sin embargo, se empieza un nuevo camino. En esta misión, uno de los paneles de presurización (Figura 12) ha sido sustituido por acrílico en lugar de utilizar sílice fundido. Este es un material que resiste mejor las tensiones que se pueden encontrar en un entorno espacial, que no es tan frágil como el anterior, pero a la vez mantiene la transparencia requerida para estos usos²⁸. Este material ha sido utilizado ya anteriormente, para uno solo de los paneles, pero se han hecho pruebas para incluir dos paneles de acrílico y mantener solo uno de sílice.

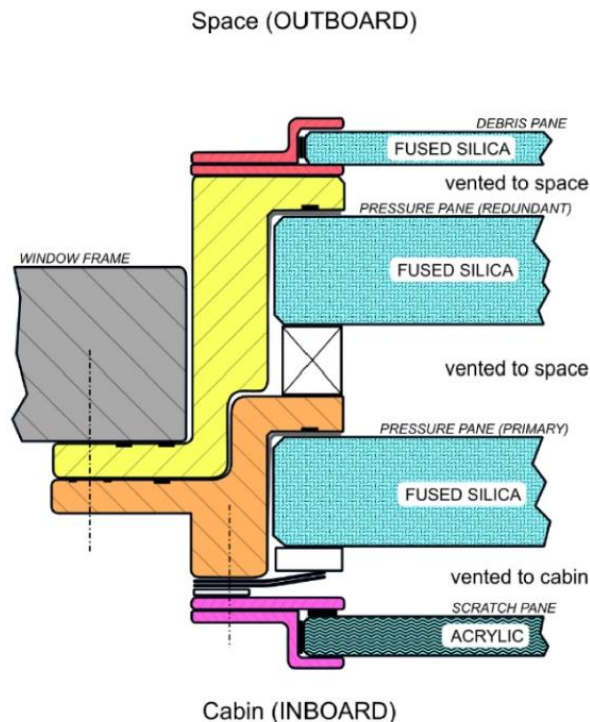


Figura 12. Corte de sección de Cupola

Para las ventanas que se van a hacer en este modelo, se va a tomar como referencia la Figura 12, que tiene cuatro paneles: uno exterior cuya única función es parar los micrometeoritos, otro interior acrílico para evitar que se rallen los paneles de sílice y así evitar que sufran tensiones innecesarias, y dos intermedios, que son los que realmente tienen como objetivo mantener la presión de la cabina. Estos dos son los que más esfuerzo soportan, de ahí que sean más gruesos. Las juntas, representadas de color negro en la imagen, van a ser juntas tóricas de sección 3,53mm, que van a estar alojadas en ranuras de 2,8mm de altura y 5mm de ancho. Para la ventana circular del módulo Cupola, que tiene 800mm de diámetro, el grosor de cada uno de los paneles de presión es de 36,8mm. Para el modelo he utilizado un grosor de 35mm, un poco menor que el establecido, por ser el diámetro de las ventanas del modelo menor que el de la ventana de Cupola, y para los paneles para parar los micrometeoritos y el interior, para evitar que los cristales se rallen y así se estropeen antes, he escogido un grosor de 5mm. El resto de las medidas que ayudan a modelar los marcos han sido aproximadas.

Para las ventanas de las escotillas, el diámetro de la ventana escogido ha sido de 200mm de diámetro, que es lo suficientemente grande como para que los astronautas puedan ver el exterior a través de ella, pero no demasiado para no comprometer la integridad de la estructura.

Como se puede ver en la Figura 12, hay dos tornillos que se incluyen en la ventana. Uno en el interior de la cabina, uniendo los marcos del panel de presurización y el panel acrílico; y otro que une el marco externo con el resto del módulo. Para poder saber el diámetro de los tornillos, primero hay que saber la carga que tienen que soportar. La función para averiguar la carga es:

$$F = P * A$$

En la que P es la diferencia de presión, que en este caso es la presión atmosférica, para la que se va a tomar un valor de 98000Pa; y A es el área que hay desde el centro de la ventana hasta el punto medio del tornillo. El radio de esta circunferencia en el caso del tornillo que une los dos marcos es 130,2mm, por lo que el área es:

$$A = \pi * 0,1302^2 = 0,053256m^2$$

Y la carga es:

$$F = 98000 * 0,053256 = 5220N$$

Es importante notar que este cálculo de la carga se trata de una aproximación muy simplificada. Para poder hacerlo de forma exacta, habría que hacer un análisis mecánico con FEM de cada una de las piezas. Como es una aproximación, se va a coger 5200N como valor de la carga. Cogiendo para empezar 8 tornillos, la carga por cada tornillo es de 652N, lo que da una tensión de 92MPa. Esta tensión es bastante pequeña, por lo que parece que incluso un tornillo M3 podría soportarla, pero hay que tener en cuenta que la tensión producida por la diferencia de presión no es la única tensión que tienen que soportar, ni tampoco la más significativa. En un módulo presurizado destinado a formar parte de una estación espacial, el momento en el que se producen más tensiones es durante el lanzamiento, ya que es el

momento en el que hay más vibraciones y choques entre las distintas piezas. Esto puede causar que los tornillos se aflojen.

Para asegurarse de que los tornillos aguantan, se van a coger 16 tornillos de Ti6Al4V de tamaño M5 y una longitud de 25mm. Se ha escogido el doble de tornillos de los utilizados en los cálculos para tener un factor de seguridad de por lo menos 2. El tipo de tornillo escogido ha sido el tornillo DIN 912, enroscado con llave Allen o Torx. Ambas son utilizadas, pero la llave Torx es más común en aeroespaciales debido a su facilidad de aplicar el par sin dañar la cabeza del tornillo. La aleación de titanio mencionada tiene una resistencia a tracción de entre 1100 y 1200MPa, y además es inoxidable, que es importante porque el tornillo se va a colocar en el interior del módulo, donde hay humedad y una atmósfera similar a la de la Tierra. Este material es muy utilizado en el ámbito espacial por tener estas cualidades.

Como se ha dicho anteriormente, las vibraciones son un gran problema a tener en cuenta, especialmente con relación a los tornillos, que se pueden aflojar. Por eso es importante que los tornillos están bien fijados y con resistencia a las vibraciones, y para conseguirlo se tienen que poner arandelas. Para que haya una mayor sujeción, se va a utilizar una doble arandela, una de las cuales es una arandela de muelle, para la que se va a usar una arandela DIN 127B y la otra es una arandela plana, que va a ser DIN433.

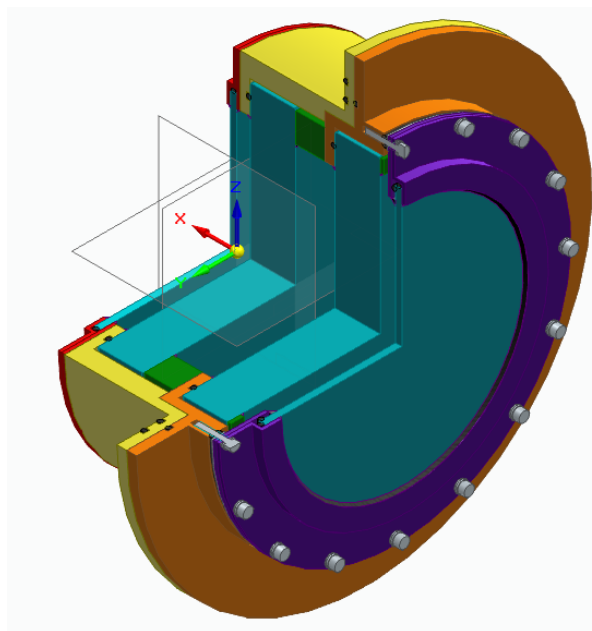


Figura 13. Modelo de la ventana de la escotilla

En la Figura 13 se puede observar el modelo ya realizado de la ventana al completo, a excepción de la sujeción a la escotilla a través de tornillos. Es importante notar que hay una junta tórica entre cada unión de una pieza a otra para asegurar la ventana. Se puede ver que, en la zona en la que se une la ventana con la piel del módulo, hay dos juntas en lugar de una para mayor seguridad.

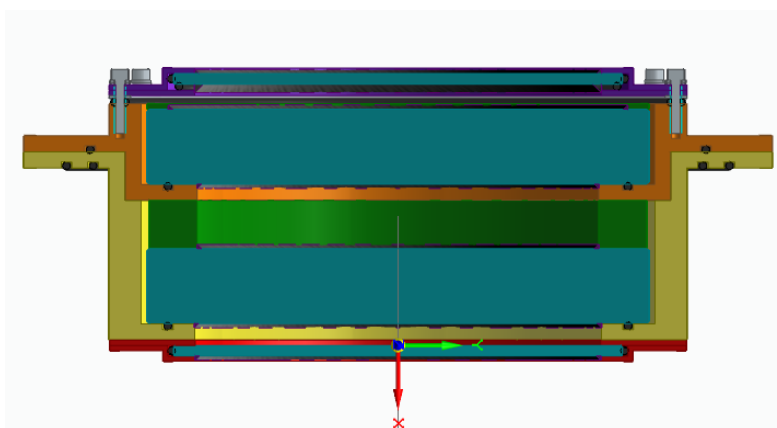


Figura 14. Corte transversal de la ventana.

En la Figura 14 se puede ver el corte transversal del módulo de la ventana. En el modelo se han mantenido los mismos colores o similares que en la sección de la ventana de Cupola para que las piezas sean más fáciles de identificar. La parte de la ventana que va en el interior es la zona en la que están los tornillos, en la parte superior de la figura. Las piezas de color azul son cada uno de los paneles de la ventana, siendo los más anchos los paneles de presurización y los más finos el panel acrílico para evitar que se rallen los cristales, que está entre los marcos de color morado; y el panel que se encarga de parar los micrometeoritos, que está entre los marcos de color rojo. Estos marcos deben sostener los paneles y dejar espacio para una junta (en color negro en la figura) que va a sellar la ventana. En las zonas en las que termina la parte visible de la ventana, además, se ha añadido un adhesivo como el Sikaflex, que también se añade para sellar la ventana. Hay dos adhesivos por ventana, uno a cada lado.

Los marcos amarillo y naranja tienen una estructura diferente a los otros dos, ya que los paneles que recubren son más anchos y, además, no solo tienen esa función, sino que también deben ser más largos para poder superponerse a la piel del módulo y que se unan los dos elementos a través de tornillos, como se indica en la Figura 12. Entre ambos marcos se añade también una pieza más, que se incluye en color verde en la figura. Esta pieza se utiliza para que haya una distancia mayor entre ambos paneles. Al ser el segundo panel el que se encarga de mantener la estanqueidad entre el interior y el exterior del módulo, se crea una cámara de vacío entre ambos paneles, igual que entre el panel redundante de presurización y el panel que se encarga de parar los micrometeoritos. Entre el marco naranja y el primer marco morado hay una junta también, pero esta, en lugar de ser tórica, es plana.

Para unir la ventana con la estructura principal del módulo, el proceso de escoger los tornillos es el mismo. El radio es 166,55mm y el área por tanto $A = 0.087144\text{m}^2$. La carga que deben soportar los tornillos en su conjunto es de 8540N y cada uno de ellos debe soportar 1067,5N. Colocando un tornillo M5, como el anterior, la tensión es de 54,37MPa, que también es muy inferior a la resistencia de tracción de la aleación de titanio, por lo que se van a mantener las mismas medidas que en el cálculo anterior.

La diferencia que hay entre estas ventanas y unas más grandes de observación en un módulo como el Lunar View o Cupola es que estas últimas suelen tener, en el exterior, unas contraventanas que se cierran cuando las ventanas no están siendo utilizadas para reducir los impactos que pueda recibir. Como ya se ha dicho, toda ventana en un problema estructural, por lo que las contraventanas ayudan a reducir el riesgo que suponen para la seguridad de los astronautas.

5.2.5 INTERNATIONAL BERTHING-DOCKING MECHANISM (IBDM)

El mecanismo de acoplamiento es una de las partes que más diferencian a los módulos que van a ser unidos a una estación espacial. Es la forma de que un módulo se una a otros. Es una parte crítica de una misión espacial como la de Gateway, ya que, a medida que los módulos vayan siendo enviados al espacio, debe realizarse este proceso con éxito. Es un proceso complejo, ya que los módulos se encuentran en movimiento mientras se realiza el acoplamiento, por lo que debe ser un sistema que se diseñe para que la energía cinética entre ellos se disipe y para evitar las colisiones.

En la Estación Espacial Internacional hay distintos tipos de mecanismos de acoplamiento en uso. En la parte estadounidense se utilizan el CBM (Common Berthing Mechanism), que es un sistema en el que hay un puerto activo y un puerto pasivo, que se pueden acoplar entre ellos, pero es un sistema que no se utiliza para acoplar naves tripuladas, ya que el mecanismo requiere una gran precisión, a pesar de que es uno de los sistemas que deja más espacio para que los astronautas puedan pasar. La NASA desarrolló también otro sistema de acoplamiento más sencillo de maniobrar y que fuera andrógino¹⁴, llamado NDS (NASA Docking System), que cumpliera con los requisitos marcados por el IDSS (International Docking System Standard).

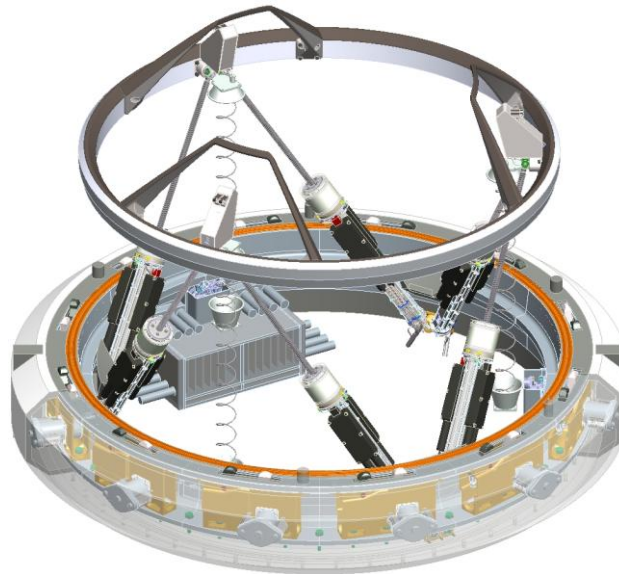


Figura 15. Mecanismo Internacional de Acoplamiento y Atrake (IBDM)

Por otro lado, la ESA ha desarrollado su propio modelo de puerto de acoplamiento, el IBDM, mostrado en la Figura 15, que va a ser a partir del cual se va a modelar el utilizado en este módulo, ya que el Lunar I-Hab está siendo desarrollado también por la ESA. Este es también un sistema de acoplamiento andrógino, que cuenta con:

- Un sistema suave de acoplamiento (SCS), que captura la nave y disipa la energía cinética que hay entre las dos naves, compuesto de un anillo con tres pétalos que apuntan hacia dentro, dejando un espacio libre de unos 800mm de diámetro para el paso de mercancías y personas; y seis brazos retractables que permiten que el anillo tenga seis grados de libertad y así que sea más fácil alinear los dos anillos. Los brazos se retractan cuando el acoplamiento finaliza.
- Un sistema estructural (HCS), que se compone de un marco con doce ganchos compuestos por un gancho activo y uno pasivo que se agarran al marco del módulo opuesto y garantizan que haya una conexión rígida y presurizada. El túnel del HCS (el marco) cuenta con juntas en la zona de unión entre ambos módulos para garantizar que no haya fugas de presión o temperatura al exterior¹³.

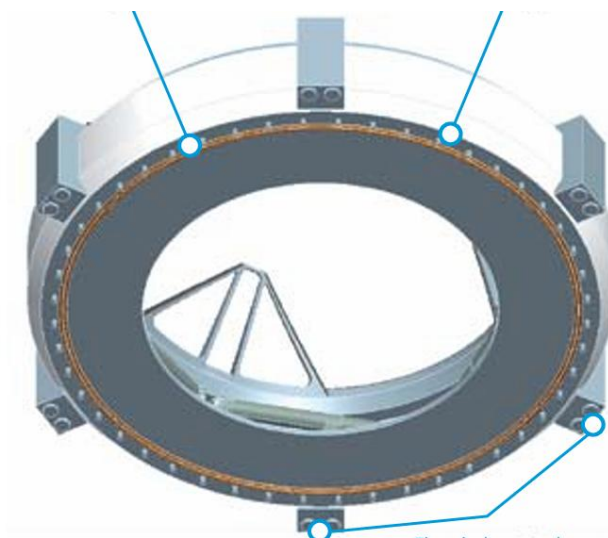


Figura 16. IBDM (visto desde abajo)

En el IBDM, lo que más importa para garantizar la presión es el sistema de ganchos y las juntas (en color naranja en la Figura 15). Está unido al marco de la escotilla a través de 48 tornillos M12 (ESA), y tiene también un par de juntas tóricas, como se ve en la Figura 16. El IBDM tiene también unas conexiones que sobresalen, se trata de conexiones eléctricas para conectar un módulo a otro. Dado que no concierne a la presurización, he decidido no incluirlo en el modelo.

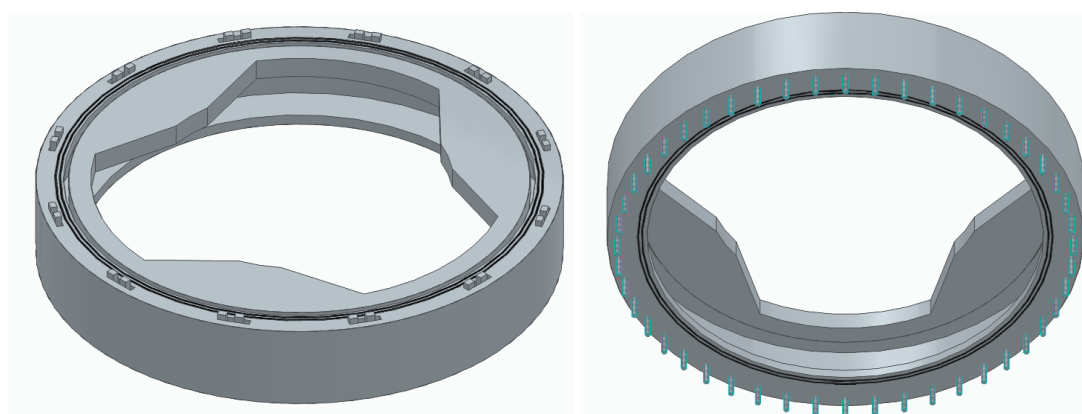


Figura 17. Modelo del IBDM

El modelo queda como se ve en la Figura 17. Se puede observar que los pétalos no sobresalen, como ocurre en el diseño del IBDM que ha publicado la ESA, pero, de forma

simbólica, se ha hecho una aproximación del diámetro que dejarían de paso, que es similar al real. Se pueden ver los ganchos a través de los que se une al otro módulo, y las cuatro juntas que se encargan de sellar el paso, dos en la zona de unión al otro módulo, y dos en la parte de abajo del IBDM.

Capítulo 6. ANÁLISIS DE RESULTADOS

6.1 EVALUACIÓN DE RIESGOS

En el espacio no hay un gran margen para cometer errores. En un módulo a miles de kilómetros de la Tierra, rodeados de un ambiente hostil, si uno de los componentes falla catastróficamente y no se puede reparar, las vidas de todos los miembros están en peligro, por no hablar del lanzamiento, que supone un gran riesgo para la seguridad de los astronautas en el interior.

Para evitar que el fallo de uno de los componentes provoque esto, se utiliza el principio de redundancia. Por este principio, se identifican los sistemas más importantes de la misión y se pone el doble de estos sistemas para que la probabilidad de este tipo de fallo se reduzca drásticamente, porque tendrían que fallar los dos para que el sistema dejase de funcionar. Esto se basa en el hecho de que, si dos componentes tienen una probabilidad de fallo p y sus fallos son independientes, la probabilidad de que los dos fallen es de:

$$P_{fallo} = P^2$$

Por lo que, si cada componente tiene una probabilidad de fallo del 1 % ($p=0,01$), la probabilidad de fallo simultáneo se reduce hasta el 0,01 % ($P=0,0001$).

La Figura 18 ilustra de forma simplificada el efecto que tiene la redundancia sobre la probabilidad de fallo del sistema cuando se consideran componentes estadísticamente independientes.

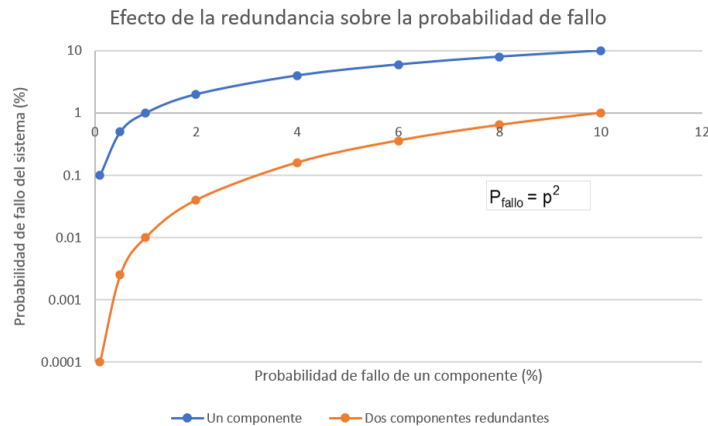


Figura 18. Comparación de la probabilidad de fallo de un sistema con un único componente y con dos componentes redundantes

Esto se ve claramente en las ventanas, en las que se ha utilizado dos paneles para mantener la presurización precisamente por esto. En las partes mecánicas de los sistemas se establecen tolerancias para evitar el fallo. Se suele utilizar un factor de seguridad de dos a la hora de diseñar, especialmente en las juntas. En los tornillos, por ejemplo, suele haber el doble de tornillos de lo estrictamente necesario, y las juntas tóricas suelen ir en pares, como sucede en el puerto de acoplamiento. Para evitar que el fallo de uno de los componentes provoque una situación crítica para la misión, en el diseño aeroespacial se aplica el principio de redundancia. Estas medidas refuerzan la seguridad de los habitantes del módulo.

Por otro lado, para poder evitar que los fallos se agraven y acaben causando un problema mayor, se establecen sensores para medir determinados factores como la presión que hay en el módulo y si los valores se desvían del rango establecido como nominal, saltan alarmas que avisan a los tripulantes y ayudan a localizar las fugas para aislarlas y que se puedan cerrar los accesos al módulo comprometido. De esta forma se evita que la presión baje demasiado y ponga en peligro toda la estación, y consigue que los astronautas puedan reaccionar a tiempo para parar la fuga.

6.2 CÁLCULOS

En este proyecto no se han realizado grandes cálculos, y ninguno de ellos es determinante para averiguar el tamaño de las juntas. Como se ha mencionado, hace falta un análisis más extenso, que se hace a través del Finite Element Method, para poder averiguar todas las cargas que soportan las piezas y dimensionarlas de forma más precisa.

De todas formas, en un análisis preliminar se han hecho unos cálculos que solo conciernen la diferencia de presión entre el interior y el exterior del módulo, que representan una parte de las cargas que soporta, para tener una idea del mínimo de diámetro de los tornillos y de la garganta de soldadura. Para hacer todos estos cálculos se va a utilizar la presión atmosférica, que se va a tomar como 98000Pa.

Para los tornillos, el cálculo que se ha realizado ha sido para los tornillos que hay en las ventanas. Empezando por el tornillo que se encuentra entre los dos marcos, el radio de la circunferencia que envuelve los tornillos es de 130,2mm. Sabiendo que la fuerza es la multiplicación entre la presión y el área, se puede obtener:

$$F = 98000 * 0,053256 = 5220N$$

Si hay ocho tornillos sujetando los marcos, entonces cada uno de ellos soporta una carga de:

$$F = \frac{5220}{8} = 652,4N$$

Que redondeando dan alrededor de 652N por tornillo. El material del que están hechos los tornillos es Ti6Al4V, una aleación de titanio que no se corroe y que tiene una resistencia de 1100MPa. Con esto en mente, voy a escoger un tornillo M3 para saber cuánto tiene que soportar y si esa cifra es mayor o menor que la resistencia máxima del material. En caso de que sí lo sea, se debe escoger un tornillo con un área más grande, repitiendo el proceso hasta conseguir que la presión soportada sea menor que la resistencia máxima.

El área de un tornillo M3 es:

$$A = \pi * 1,5^2 = 7,07mm^2$$

Y la presión que soporta:

$$P = \frac{652}{7,07} = 92,3MPa$$

Como se ha visto en el apartado correspondiente, esta presión es muy baja, pero no es una cifra que represente la realidad, sino una primera aproximación a las fuerzas que tiene que soportar el tornillo.

Con el tornillo que une el marco de la ventana a la piel del módulo se sigue el mismo proceso, pero en este caso el radio de la circunferencia no va a ser 130,2mm, sino 166,55mm. El área de la circunferencia es:

$$A = \pi * 166,55^2 = 0,087mm^2$$

Y la carga total es:

$$F = 98000 * 0,087 = 8540N$$

Si hay ocho tornillos sujetando los marcos, entonces cada uno de ellos soporta una carga de:

$$F = \frac{8540}{8} = 1067,5N$$

Repitiendo el proceso anterior, se va a escoger un tornillo M3 para el cálculo, que da una presión por tornillo de:

$$P = \frac{1067,5}{7,07} = 151MPa$$

Como se ha dicho antes, estos cálculos no son representativos de la realidad de las presiones que soportan los tornillos, sino que habría que hacer un análisis mucho más complejo y detallado para poder analizar todas las fuerzas que les afectan en los momentos más críticos de su vida útil.

6.3 DISEÑO FINAL

El resultado final del diseño es el siguiente:

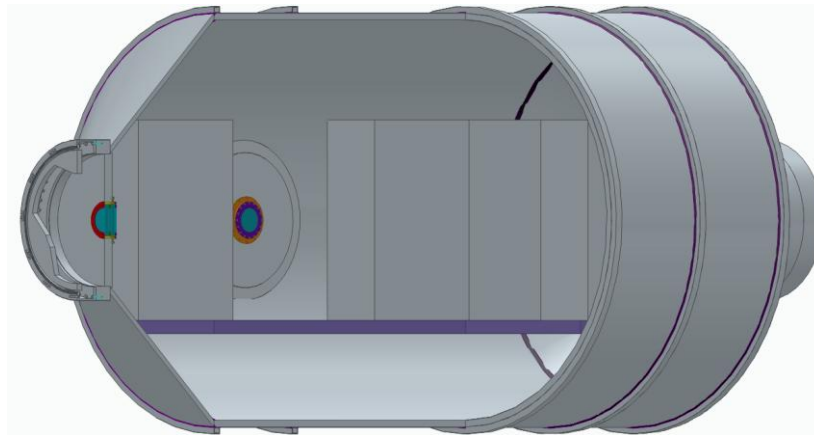


Figura 19. Modelo final del interior del módulo presurizado

En la Figura 19 se puede ver una imagen del interior del modelo completo que he realizado en SolidEdge. Se puede ver que están los racks de investigación, que se encuentran a ambos lados del cilindro simétricamente. En ellos los astronautas llevan a cabo todas las labores necesarias, y debajo de ellos se puede ver una plataforma que sería el equivalente al suelo, que se une tanto a los racks como a la pared, en general, con una viga en L, y debajo del cuál se suelen encontrar sistemas eléctricos, los tanques de agua (tanto sucia como tratada) o de oxígeno y nitrógeno.

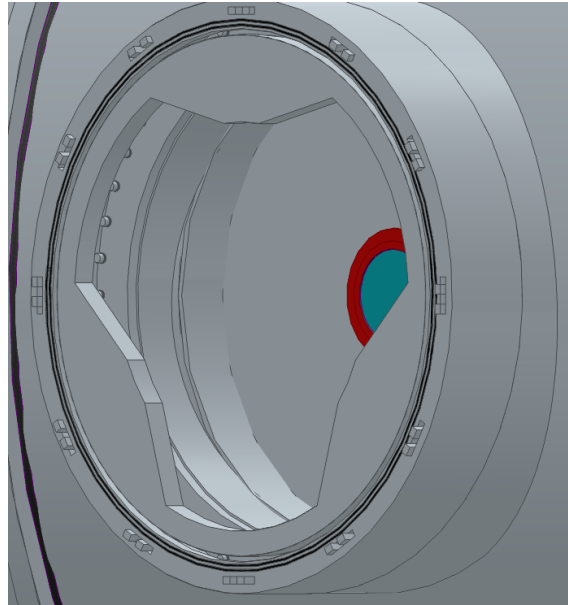


Figura 20. Escotilla e IBDM unidos al módulo

En la Figura 20 se puede ver que, según el modelo de la escotilla recogido en la Figura 11, la parte con mayor diámetro de la escotilla se encuentra en su interior. Debido a la falta de información disponible, no están sujetas con bisagras, lo cual sería un punto que mejorar del trabajo, pero eso no impide que se mantenga la presurización de la nave. Se puede observar que la escotilla está soportada por un marco tanto interior como exterior, y, además de ese marco, se ve el modelo de un sistema IBDM de acoplamiento simplificado, sujeto a través de tornillos al marco, que, a su vez, está unido por tornillos al cilindro.

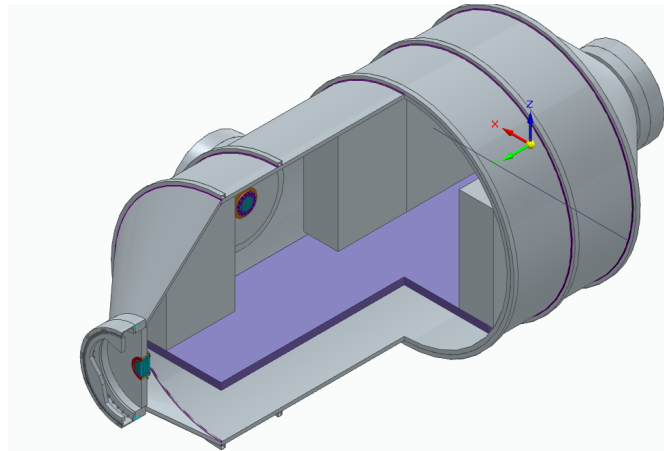


Figura 21. Modelo completo del módulo presurizado

En la Figura 21 se pueden observar todas las soldaduras en la parte exterior del módulo, que unen tanto los frames al cilindro como este a los conos. Como ya se ha mencionado antes, las soldaduras de un módulo fabricado no son soldaduras al uso, como las que se ven en la imagen, sino que son soldaduras de fricción y agitación, que tienen una apariencia más similar a la de un proceso de mecanización. Y es importante notar también que, tal y como se ha mencionado anteriormente, los tornillos no atraviesan el módulo de un extremo a otro, sino que se mantienen ciegos para evitar las posibles fugas.

Capítulo 7. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

El objetivo más importante del trabajo era conseguir un modelo 3D que replicara de forma simplificada uno de los módulos que van a ser construidos para componer la estación espacial Gateway. Este objetivo se ha completado, dando a conocer las formas de mantener la presión que son más utilizadas por las agencias espaciales hoy en día.

Este proyecto, como ya se ha mencionado a menudo a lo largo de la memoria, se trata de una simplificación de la realidad que es el trabajo que una empresa hace durante años y ha sido realizado solo con los recursos habilitados de forma pública. Por esa razón, ha habido varias cosas que podrían mejorarse en un proyecto futuro.

En un diseño más completo, se evaluaría no solo el aspecto mecánico y la presurización, sino también otros aspectos de igual importancia en el funcionamiento de un módulo, como la parte eléctrica o la electrónica. Tampoco se han cubierto importantes componentes como la presurización activa o el sistema de soporte vital y control ambiental (ECLSS por sus siglas en inglés).

Para continuar con este trabajo, la forma más lógica sería realizar el resto de pasos que han sido mencionados antes para realizar el módulo de forma real. Por otro lado, hay aplicaciones prácticas que no se han puesto en marcha, como el cálculo preciso de las cargas que soportan las soldaduras y los tornillos, para lo que se necesitaría hacer un análisis mecánico con FEM de cada una de las piezas para poder dimensionarlas bien.

Capítulo 8. BIBLIOGRAFÍA

- [1] Aguilar, A. (22 de Agosto de 2024). Carrera Espacial, rivalidad que impulsó la exploración humana. *El Ciudadano*. Obtenido de <https://www.elciudadano.com/noticias-mexico/carrera-espacial-rivalidad-que-impulso-la-exploracion-humana/08/22/>
- [2] Alberto Consolaro, M. M. (2025). High performance windows for applications in space. Open problems and challenges. *Glass Structures & Engineering*, 10(24). doi:<https://doi.org/10.1007/s40940-025-00309-z>
- [3] Axiom Space. (6 de Marzo de 2026). *How to Build a Spacecraft Hatch*. Obtenido de Youtube: https://www.youtube.com/watch?v=WIwPy_Ktze
- [4] Carter, B. (8 de Mayo de 2013). *Introduction to Friction Stir Welding (FSW)*. Obtenido de NASA Website: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150009520/downloads/20150009520.pdf>
- [5] Damian Arroyo C., E. P. (12 de Septiembre de 2024). Hace 65 años, el primer objeto humano alcanzó la superficie lunar. *La Nación*. Obtenido de <https://www.nacion.com/ciencia/hace-65-anos-el-primer-objeto-humano-alcanzo-la/Q5L5P3GEKFBXZIP3KUNIXVRPYA/story/>
- [6] Economic Research Institute. (2025). *Aeronautical engineer salary - Spain*. Obtenido de SalaryExpert: <https://www.salaryexpert.com/salary/job/aeronautical-engineer/spain>
- [7] ESA. (s.f.). *Columbus*. Obtenido de Spaceflight ESA: <https://wsn.spaceflight.esa.int/docs/Factsheets/2%20Columbus%20LR.pdf>
- [8] ESA. (s.f.). *Gateway: Lunar I-Hab*. Obtenido de The European Space Agency: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Gatew

- ay_Lunar_I-Hab#:~:text=Lunar%20I-Hab%20is%20a%20pressurised%20module%20that%20will,space%2C%20or%20the%20volume%20inside%20a%20medium%20campervan.
- [9] ESA. (s.f.). *International Berthing Docking Mechanism*. Obtenido de Spaceflight ESA: <https://wsn.spaceflight.esa.int/docs/Factsheets/27%20IBDM.pdf>
- [10] Innovate UK Business Connect. (2022). *Horizon Europe MGA: Eligible costs and hourly rates (HE MGA)*. Obtenido de <https://iuk-business-connect.org.uk/wp->
- [11] JAXA. (29 de Agosto de 2008). *Pressurized Module*. Obtenido de International Space Station Japanese Experiment Module "KIBO": <https://iss.jaxa.jp/en/kibo/about/kibo/jpm/>
- [12] Jeff Heyne, A. L. (2024). *Design and Test of the Orion Crew Module Launch Abort System Hatch*. Obtenido de NASA: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20240002934/downloads/Orion_LAS_Hatch_Summary_47th_AMS_Final%20Draft-3.pdf
- [13] Joaquín Meléndez, J. B. (18 de Diciembre de 2025). Design, development and qualification of a european international berthing and docking mechanism (IBDM). *Journal of Space Safety Engineering*, 12(4), 604-614. doi:<https://doi.org/10.1016/j.jsse.2025.09.003>
- [14] Justin McFatter, K. K. (2018). *NASA Docking System Block 1: NASA's New Direct Electric Docking System*. Obtenido de NASA Technical Reports Server: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20180004167/downloads/20180004167.pdf>
- [15] Laughead, A. (2 de Febrero de 2026). *What is the Artemis Program?* Obtenido de The Smithsonian National Air and Space Museum: <https://airandspace.si.edu/stories/editorial/what-artemis-program>

- [16] Loff, S. A. (17 de Abril de 2015). *Apollo 11 Mission Overview*. Obtenido de NASA: <https://www.nasa.gov/history/apollo-11-mission-overview/>
- [17] NASA. (2022). *Orion Reference Guide*. Obtenido de NASA: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/02/orion-reference-guide-111022.pdf?emrc=b1f046>
- [18] NASA. (Marzo de 2023). *Design for Ionizing Radiation Protection OCHMO-TB-020 Rev E*. Obtenido de NASA: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/03/radiation-protection-technical-brief-ochmo.pdf>
- [19] NASA. (29 de Noviembre de 2023). *Vehicle hatches OCHMO-TB-028*. Obtenido de <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/12/ochmo-tb-028-vehicle-hatches.pdf>
- [20] NASA. (26 de Marzo de 2025). *Gateway Lunar Space Station*. Obtenido de NASA 3D Resources: <https://science.nasa.gov/3d-resources/gateway-lunar-space-station/>
- [21] NASA. (20 de Mayo de 2026). *International Space Station (ISS) (D) (IGOAL)*. Obtenido de NASA 3D Resources: <https://science.nasa.gov/3d-resources/international-space-station-iss-d-igoal/>
- [22] NASA. (s.f.). *Cupola*. Obtenido de <https://www.nasa.gov/international-space-station/cupola/>
- [23] NASA. (s.f.). *NASA Work Breakdown Structure Handbook (NASA/SP-20210023927)*. Obtenido de NASA: https://soma.larc.nasa.gov/stp/dynamic/pdf_files/NASA%20SP%202021002392
- [24] NASA Office of the Chief Financial Officer. (2025). *NASA Cost Estimating Handbook*. Obtenido de NASA Website: <https://www.nasa.gov/ocfo/ppc-corner/nasa-cost-estimating-handbook-ceh/>

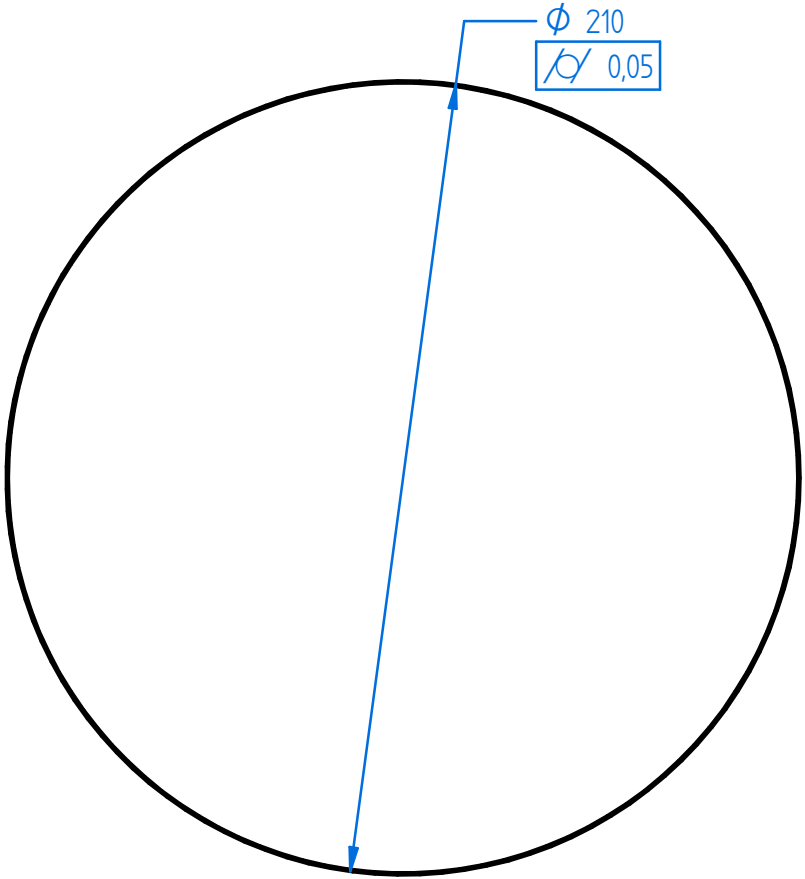
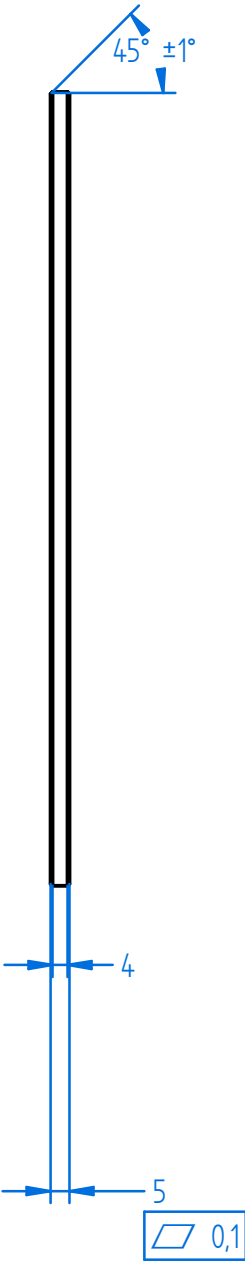
- [25] Northrop Grumman. (9 de Julio de 2019). *NASA awards Gateway habitation module contract to Northrop Grumman*. Obtenido de Northrop Grumman: <https://news.northropgrumman.com/news/releases/nasa-awards-gateway-habitation-module-contract-to-northrop-gruman>
- [26] Northrop Grumman. (s.f.). *Habitation and Logistics Outpost (HALO)*. Obtenido de Northrop Grumman Corporation Website: <https://www.northropgrumman.com/what-we-do/space/spacecraft/halo>
- [27] Nunley, D. (5 de Mayo de 2021). *Episode 59, Spacecraft Window Design*. Obtenido de Small Steps, Giant Leaps: <https://www.nasa.gov/podcasts/small-steps-giant-leaps/small-steps-giant-leaps-episode-59-spacecraft-window-design/>
- [28] Roberts, J. (30 de Abril de 2015). *Orion Windows Provide New Outlook for Spacecraft's Future*. Obtenido de NASA: <https://www.nasa.gov/missions/artemis/orion/orion-windows-provide-new-outlook-for-spacecrafts-future/>
- [29] Rodriguez, H. (3 de Enero de 2023). La Carrera Espacial paso a paso. *National Geographic*. Obtenido de https://www.nationalgeographic.com.es/llegada-del-hombre-a-la-luna/carrera-espacial-paso-a-paso_14369
- [30] SENER. (2025). *IBDM Hard Capture System*. Obtenido de SENER: <https://www.group.sener/en/project/ibdm-hard-capture-system/>
- [31] Space Voyage Adventures. (23 de Enero de 2026). *Spacecraft Windows: Unveiling Their Critical Functions*. Obtenido de Space Voyage Adventures: <https://spacevoyageventures.com/spacecraft-windows-more-than-just-a-view/>
- [32] Star Walk Space. (15 de Julio de 2025). Proyecto de prueba Apolo-Soyuz: el apretón de manos cósmico que marcó el fin de la carrera espacial. *Star Walk Space*. Obtenido de <https://starwalk.space/es/news/apollo-soyuz-mission-end-of-the-space-race>

- [33] Steele, A. (18 de Marzo de 2026). What is Friction Welding? Obtenido de <https://www.youtube.com/watch?v=AIJL4ejtvLo>
- [34] The Smithsonian Institution. (23 de Agosto de 2023). *What was the space race?* Obtenido de National Air and Space Museum: <https://airandspace.si.edu/stories/editorial/what-was-space-race>

ANEXO I

Material: sílice fundida
Planos de acotación reducida sujetos a cambio

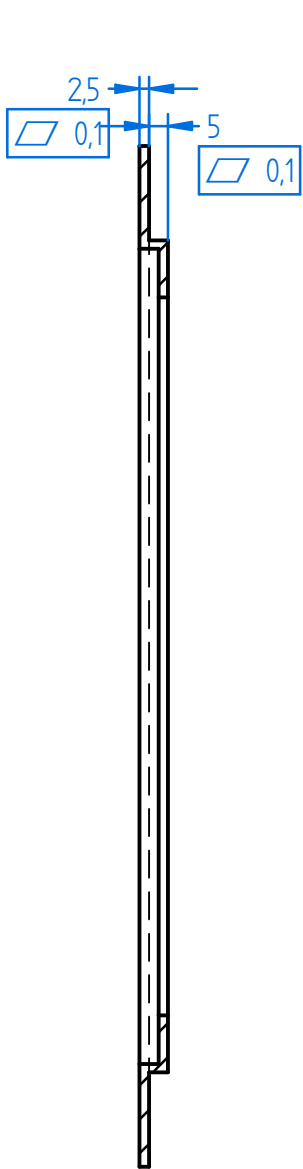
Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado



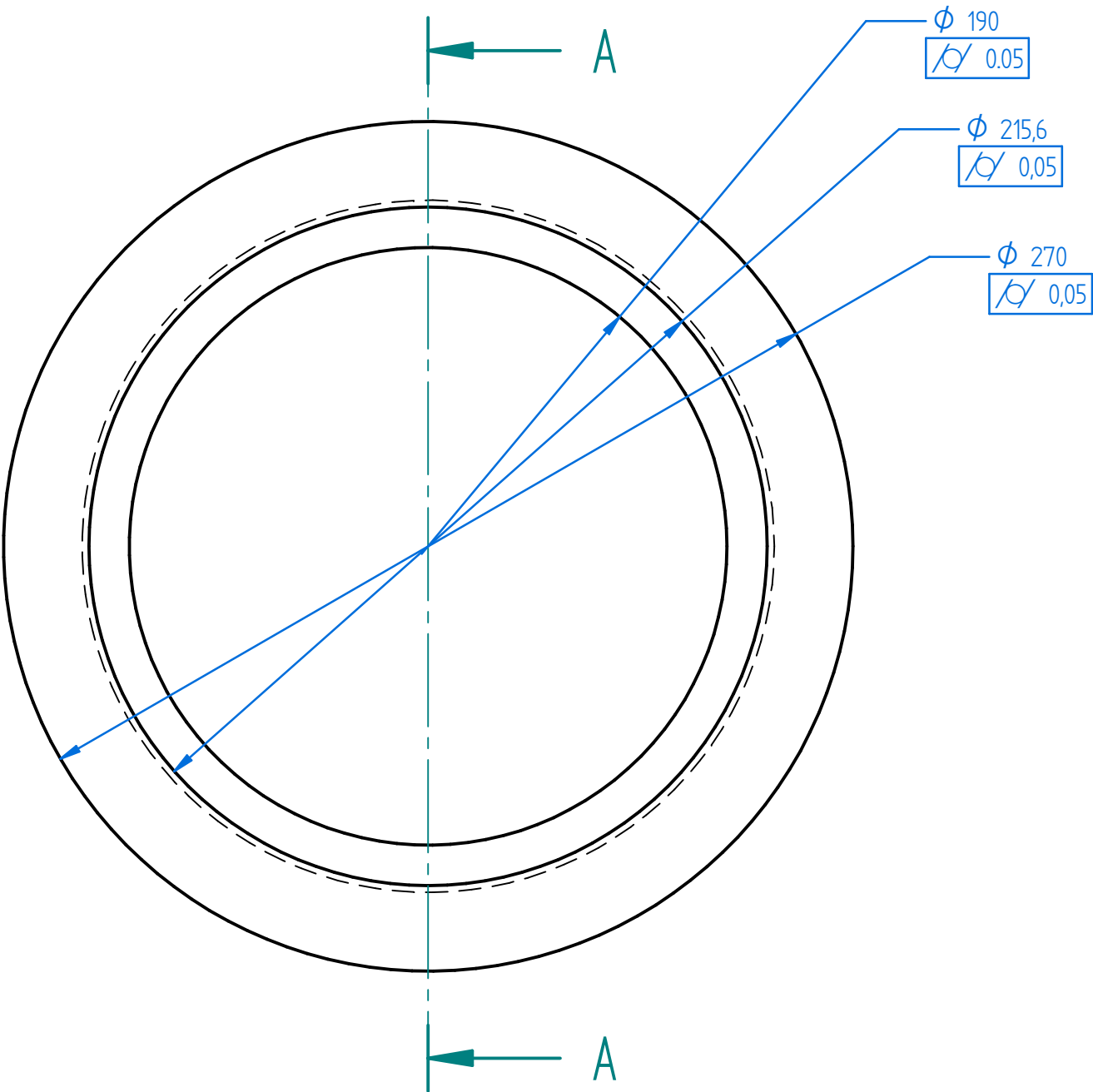
	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM	
Dibujado	Andrea	12/07/26		
Comprobado			Título Panel exterior	
Aprobado 1				
Aprobado 2			A3 Plano P02 Rev 01	
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias ±0,5 y ±1º			Archivo: Debris_pane.dft	
			Escala 1:2	Peso Hoja 1 de 1

Material: Aluminio 7075-T7351
Acabado: Anodizado duro negro
Planos de acotación reducida sujetos a cambio

Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado



CORTE A-A

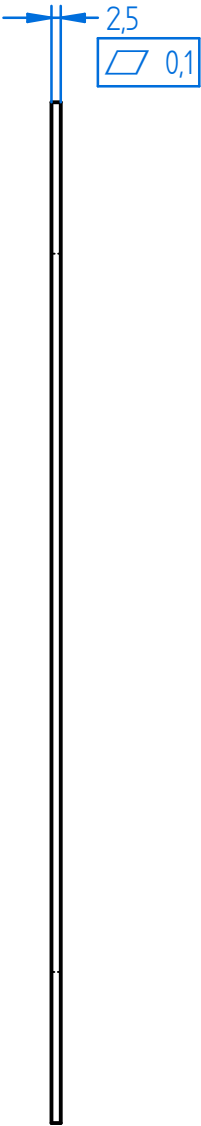
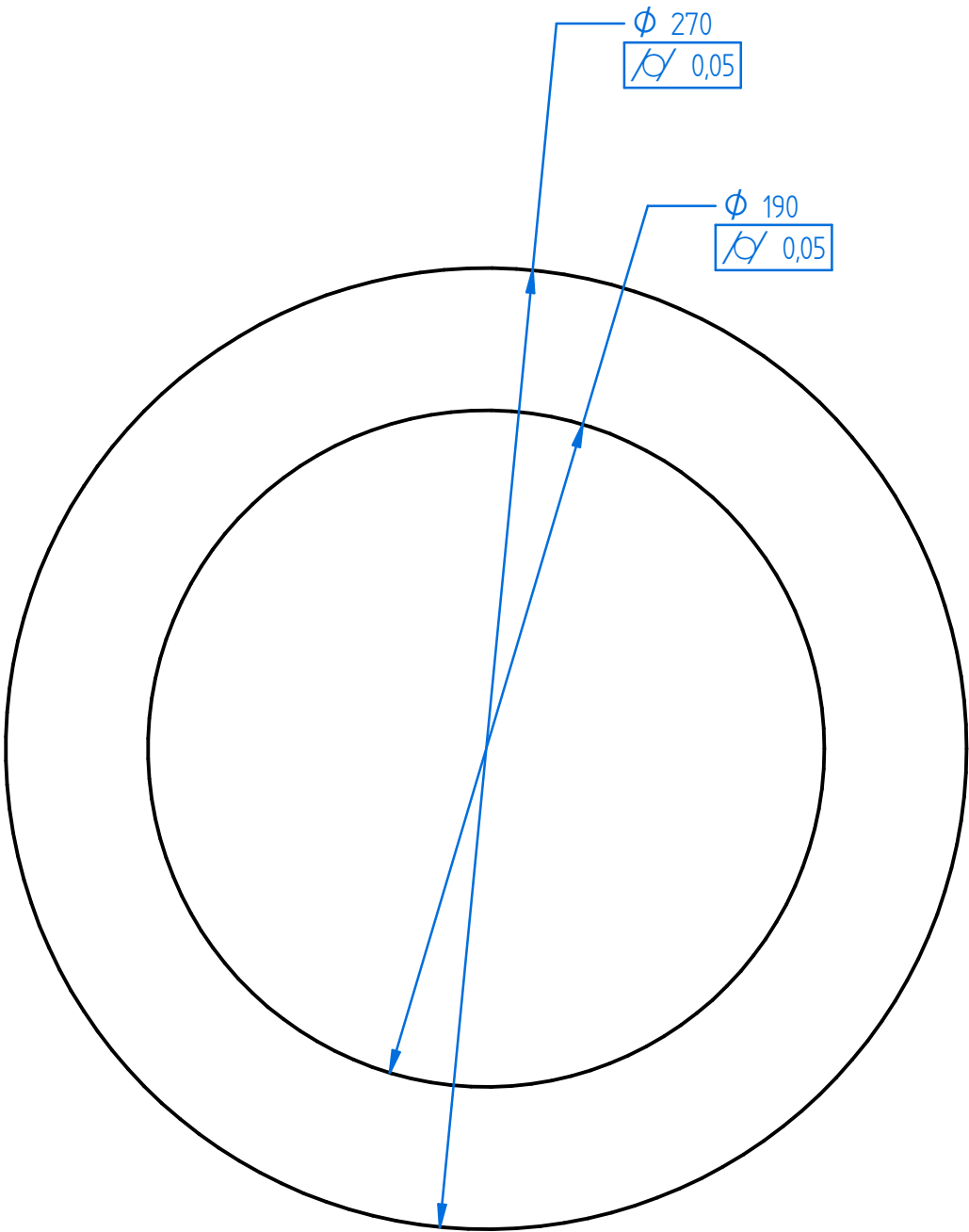


	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM		
Dibujado	Andrea	12/07/26			
Comprobado			Título Marco del panel exterior		
Aprobado 1					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias ±0,5 y ±1°			A3	Plano P01	Rev 01
			Archivo: Debris_pane_support.dft		
			Escala 1:2	Peso	Hoja 1 de 1

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

Material: Aluminio 7075-T7351
Acabado: Anodizado duro negro
Planos de acotación reducida sujetos a cambio

Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado

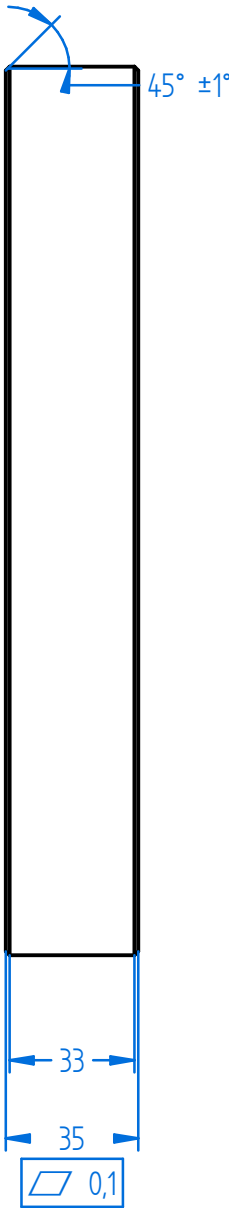
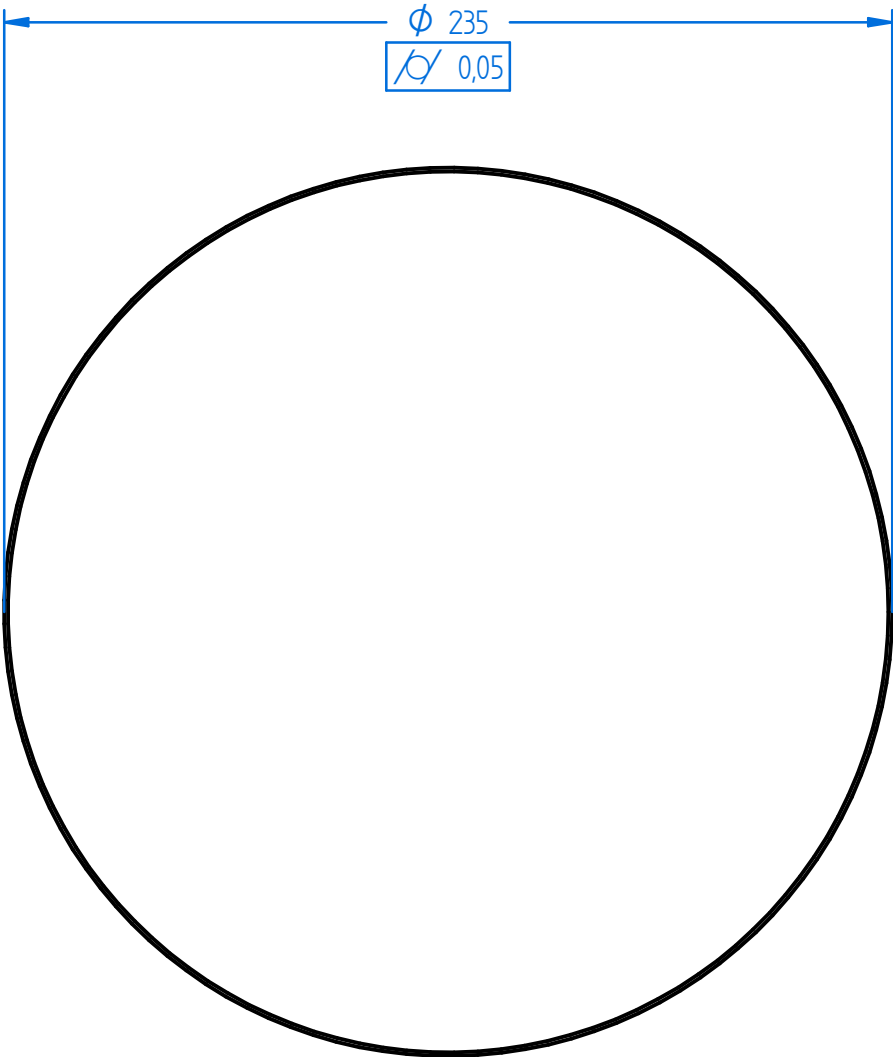


SOLID EDGE ACADEMIC COPY

	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM	
Dibujado	Andrea	12/07/26		
Comprobado			Título Marco del panel exterior II	
Aprobado 1				
Aprobado 2			A3 Plano P03 Rev 01	
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Archivo: Debris_pane_support_2.dft	
			Escala 1:2	Peso Hoja 1 de 1

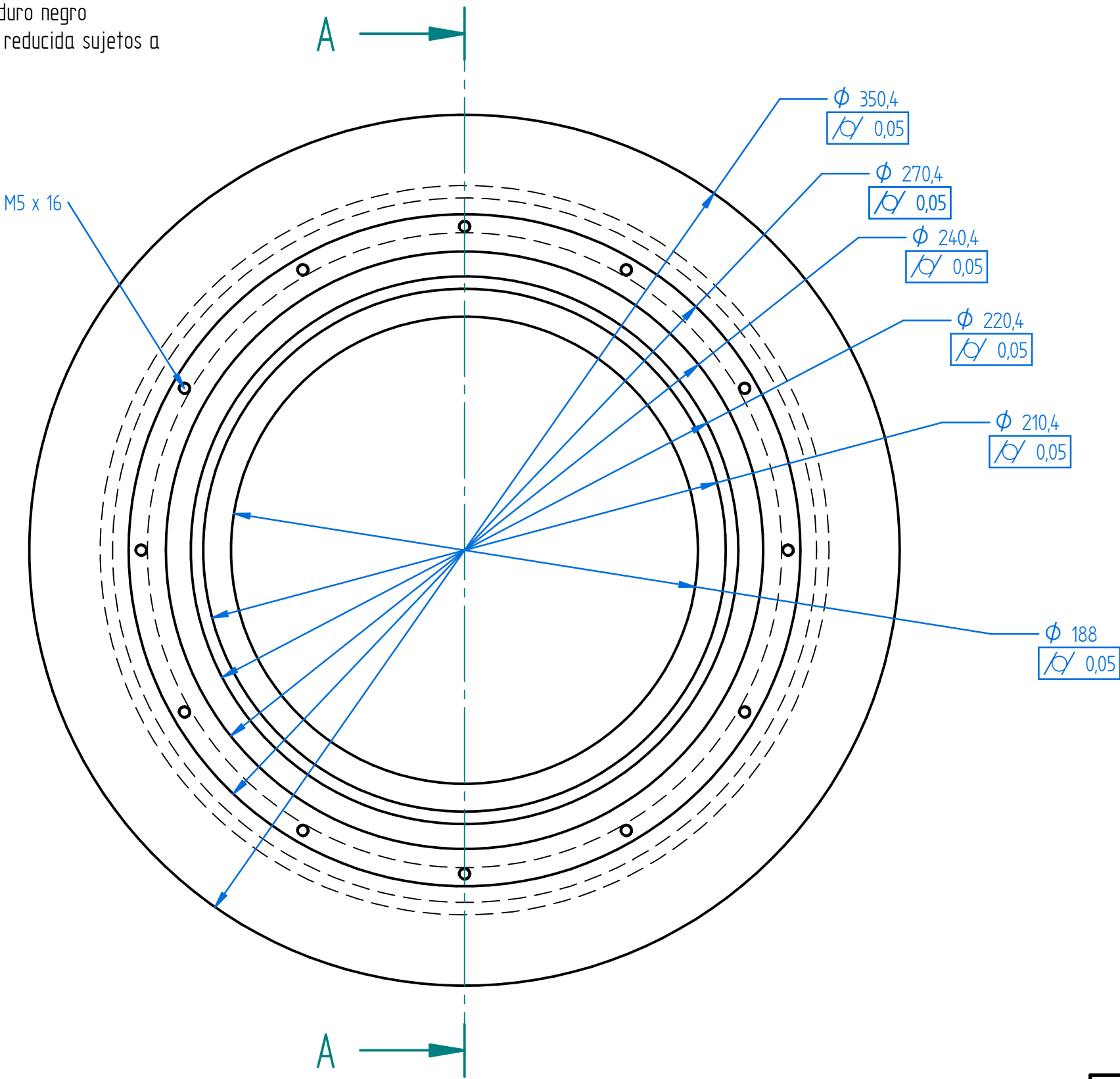
Material: Sílice fundida
Planos de acotación reducida sujetos a cambio

Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado

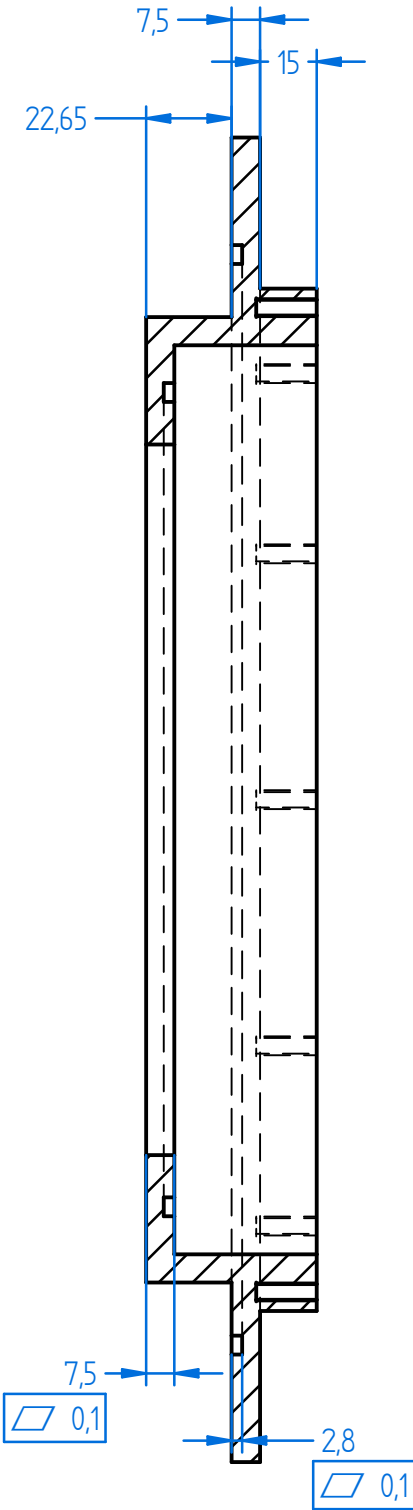


	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM	
Dibujado	Andrea	12/07/26		
Comprobado			Título Panel de presurización	
Aprobado 1				
Aprobado 2			A3 Plano P05 Rev 01	
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Archivo: Pressure_pane.dft	
			Escala 1:2	Peso Hoja 1 de 1

Material: Aluminio 7075-T7351
Acabado: Anodizado duro negro
Planos de acotación reducida sujetos a cambio



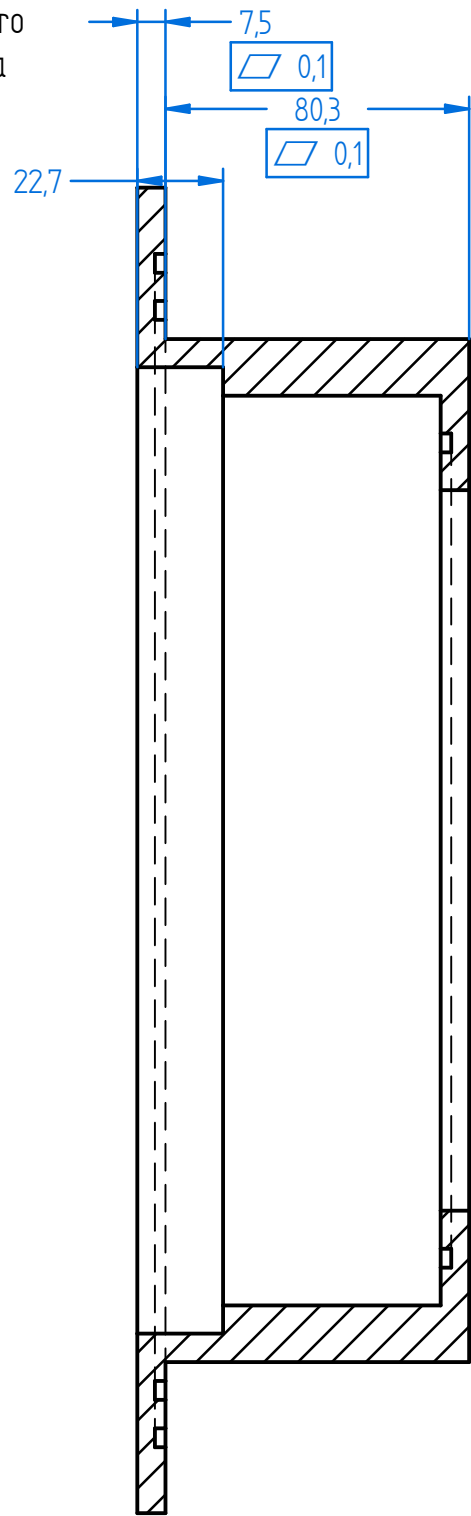
Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado



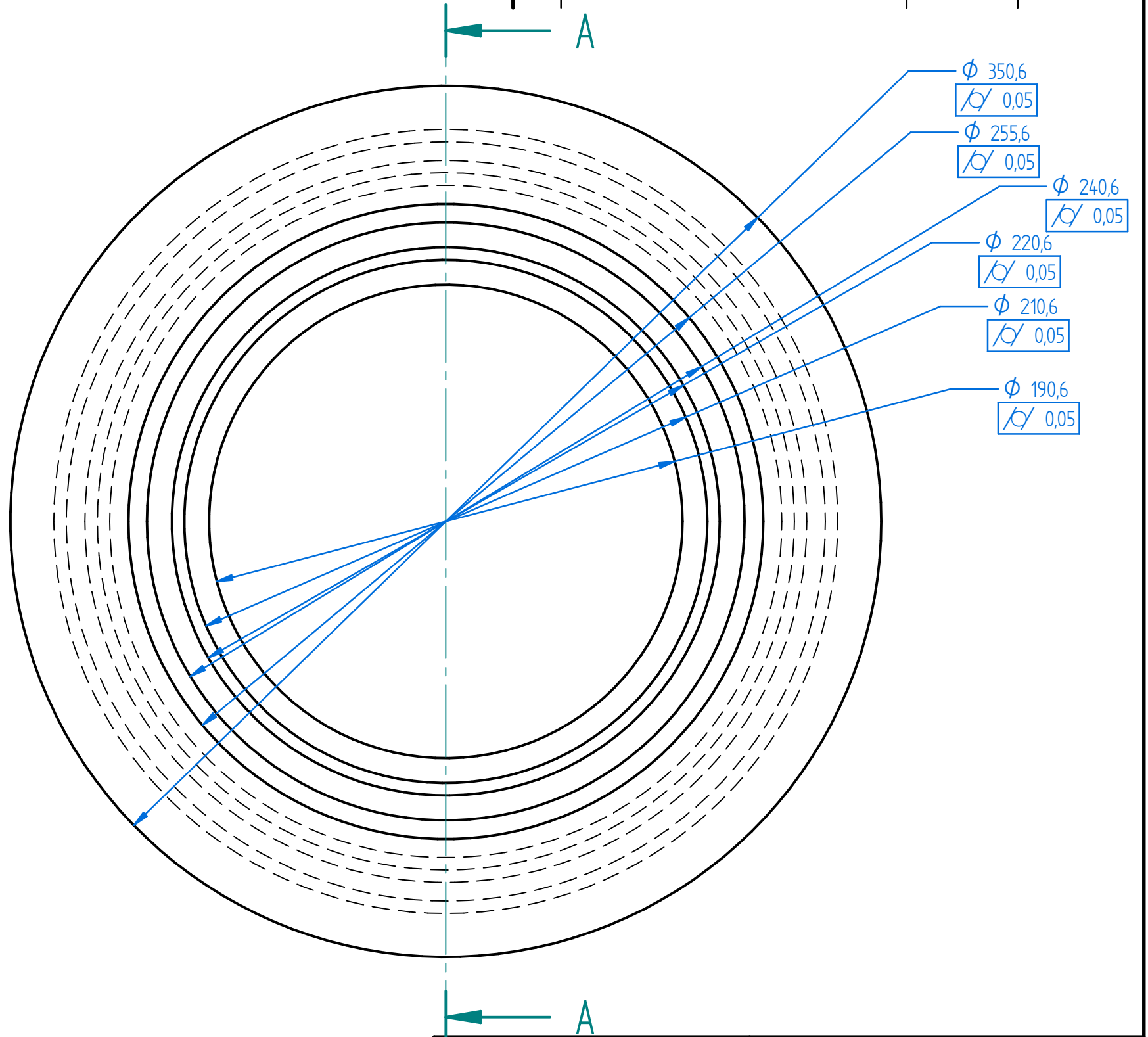
	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM		
Dibujado	Andrea	12/07/26			
Comprobado			Título Marco del panel presurizado		
Aprobado 1					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias ±0,5 y ±1°			A3	Plano	Rev 01
			Archivo: Pressure_pane_support.dft		
			Escala 1:2	Peso	Hoja 1 de 1

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

Material: Aluminio 7075-T7351
Acabado: Anodizado duro negro
Planos de acotación reducida
sujetos a cambio



CORTE A-A

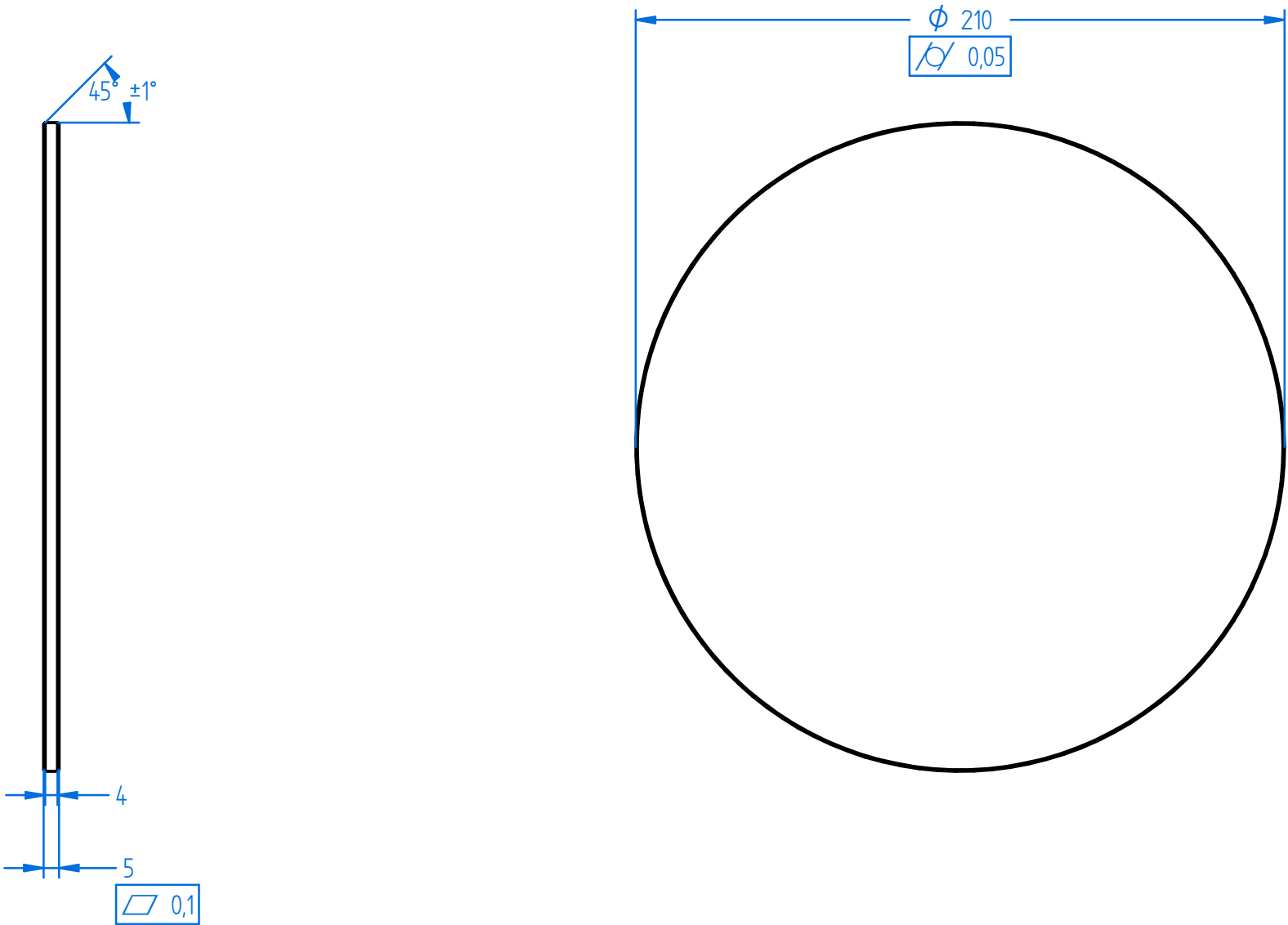


Revisiones			
Rev	Descripción		Aprobado

	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM	
Dibujado	Andrea	12/07/26		
Comprobado			Título Marco del panel redundante	
Aprobado 1				
Aprobado 2			A3 Plano P04 Rev 01	
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Archivo: Redundant_pane_support.dft	
			Escala 12	Peso Hoja 1 de 1

Material: Acrílico
Planos de acotación reducida sujetos a cambio

Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado

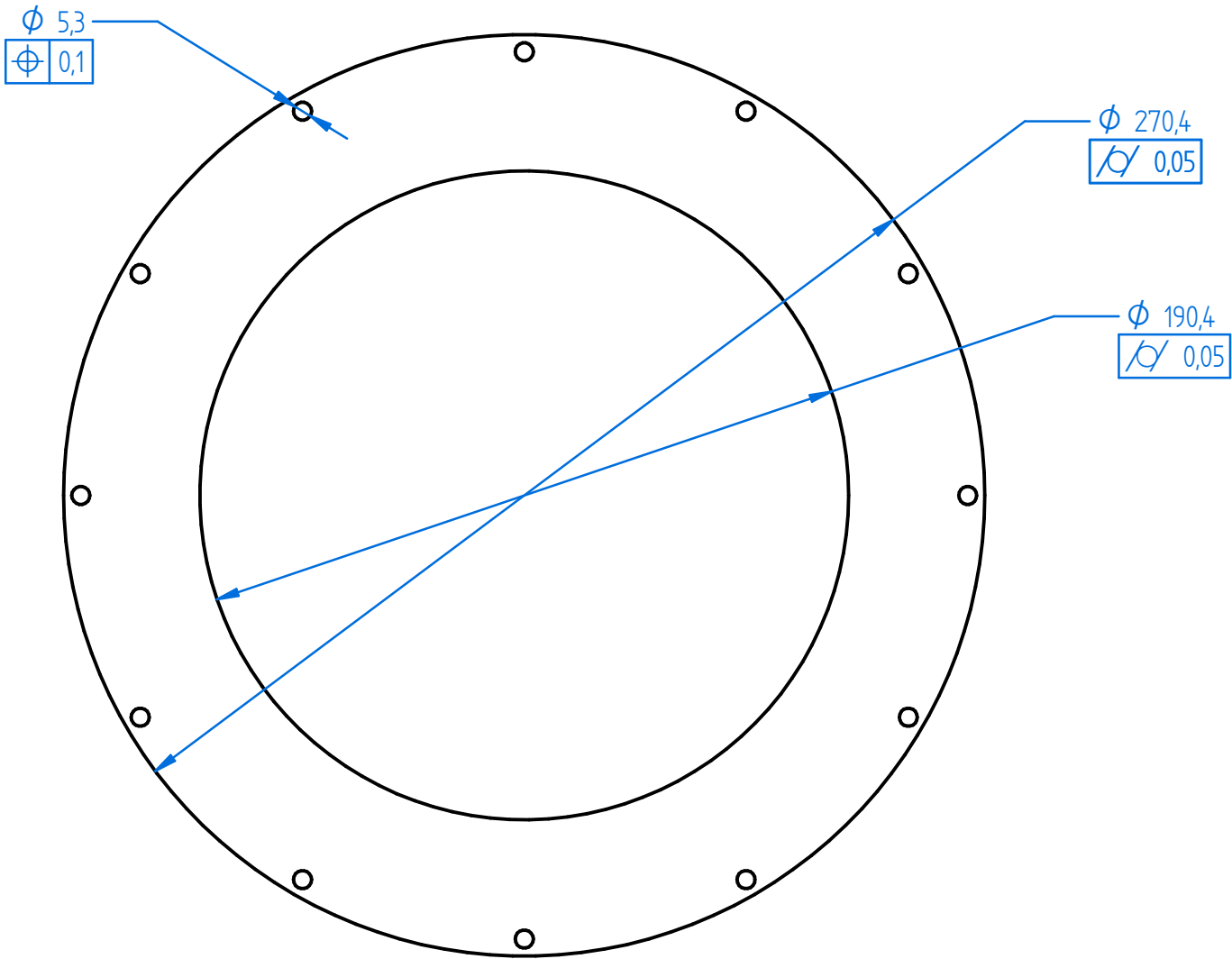
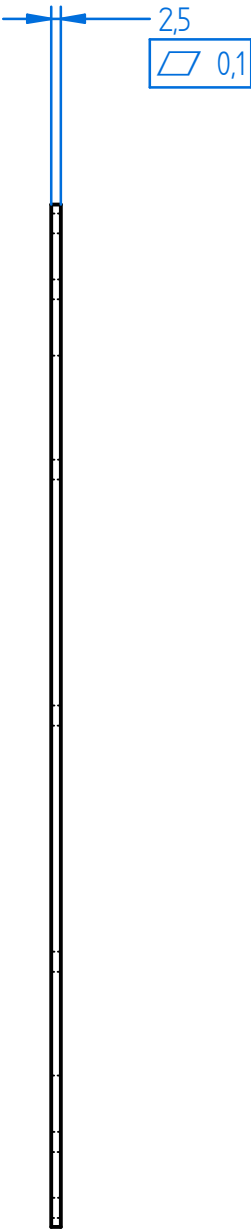


SOLID EDGE ACADEMIC COPY

	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM		
Dibujado	Andrea	12/07/26			
Comprobado			Título Panel interior		
Aprobado 1					
Aprobado 2			A3PlanoP10Rev 01 Archivo: Scratch_pane.dft		
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias ±0,5 y ±1°					
			Escala 1:2Peso		Hoja 1 de 1

Material: Aluminio 7075-T7351
Acabado: Anodizado duro negro
Planos de acotación reducida sujetos a
cambio

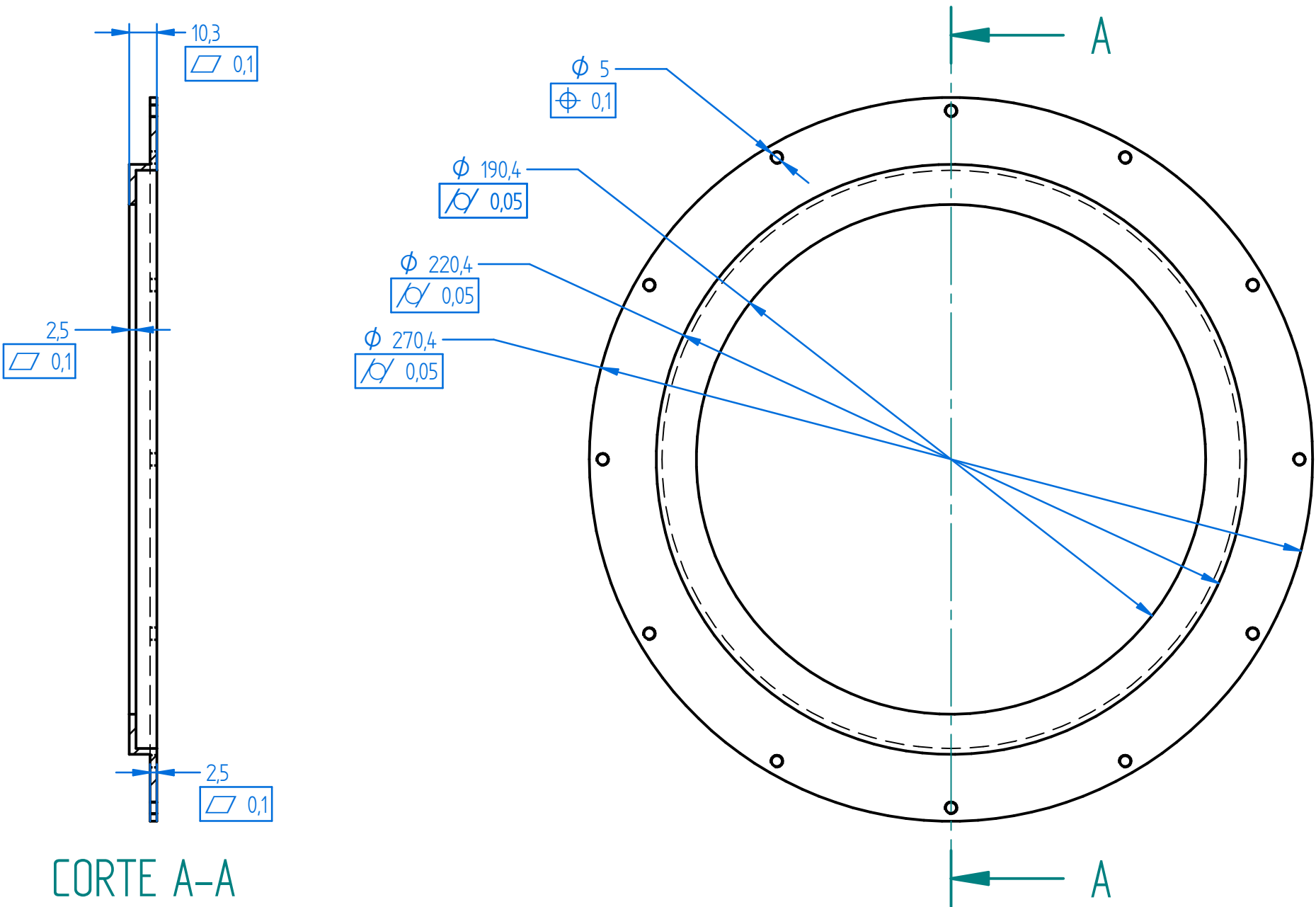
Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado



	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM	
Dibujado	Andrea	12/07/26		
Comprobado			Título	
Aprobado 1			Marco del panel interior II	
Aprobado 2			A3	Plano P09 Rev 01
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Archivo: Scratch_pane_support.dft	
			Escala 1:2	Peso Hoja 1 de 1

Material: Aluminio 7075-T7351
Acabado: Anodizado duro negro
Planos de acotación reducida sujetos a cambio

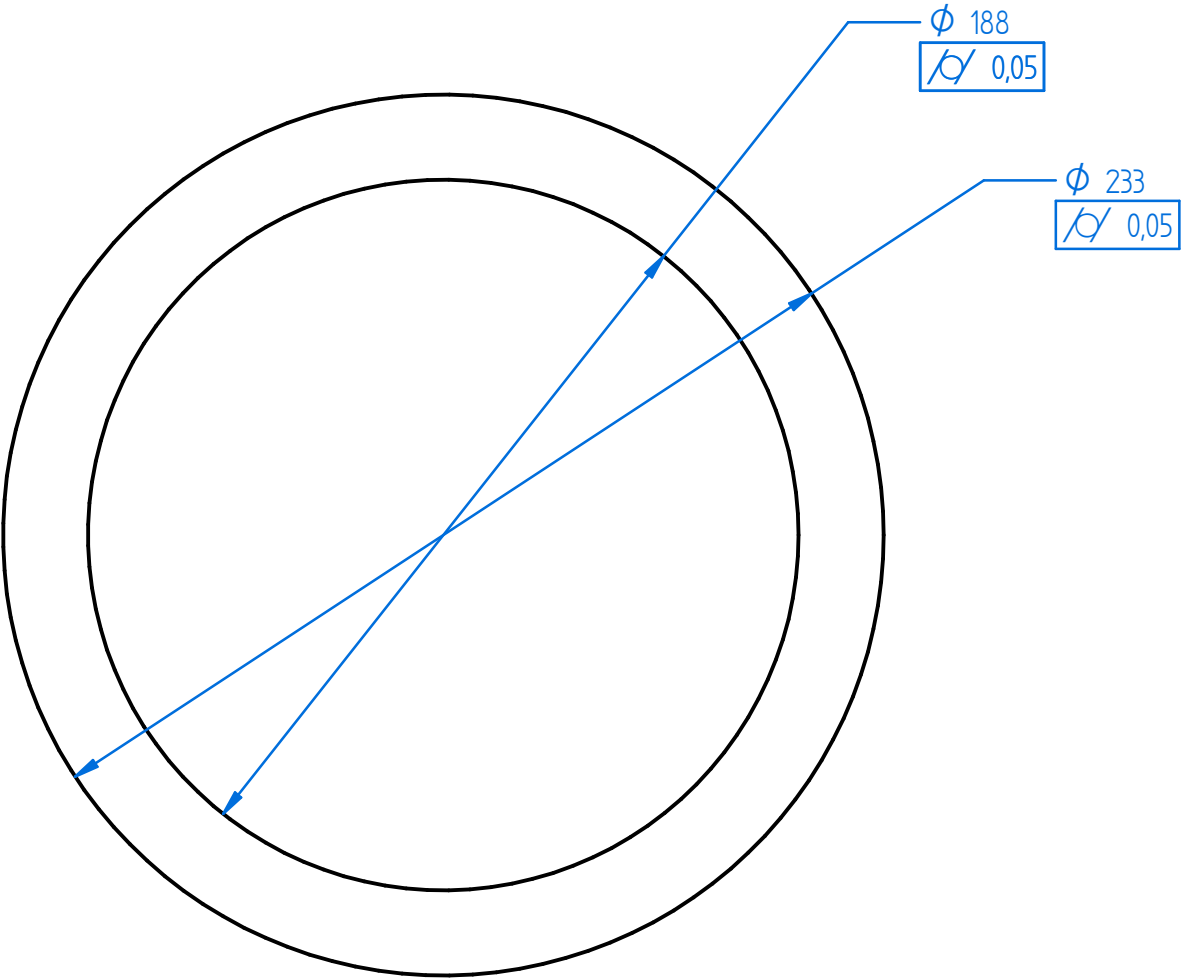
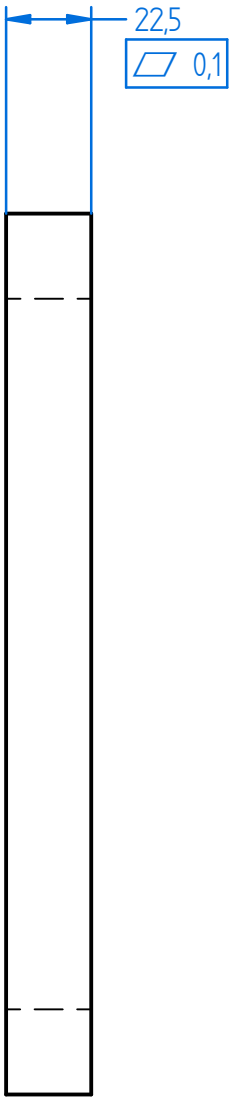
Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado



	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM		
Dibujado	Andrea	12/07/26	Título		
Comprobado			Marco del panel interior		
Aprobado 1					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias ±0,5 y ±1º			A3	Plano P11	Rev 01
			Archivo: Scratch_pane_support_2.dft		
			Escala 1:2	Peso	Hoja 1 de 1

Material: Aluminio 7075-T7351
Acabado: Anodizado duro negro
Planos de acotación reducida sujetos a
cambio

Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado

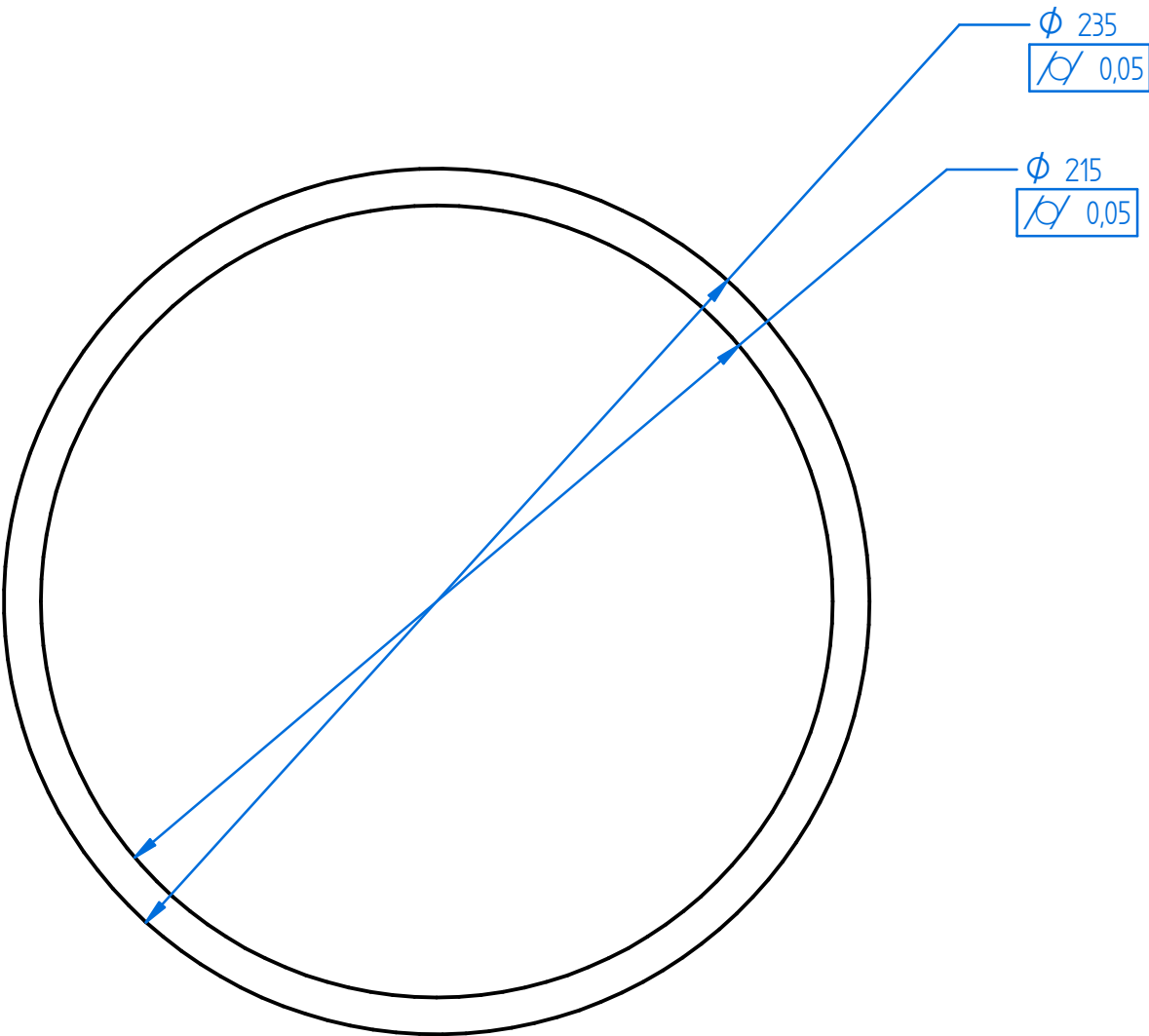
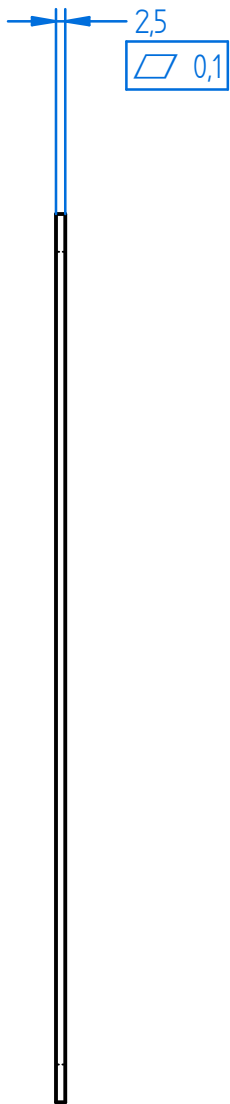


SOLID EDGE ACADEMIC COPY

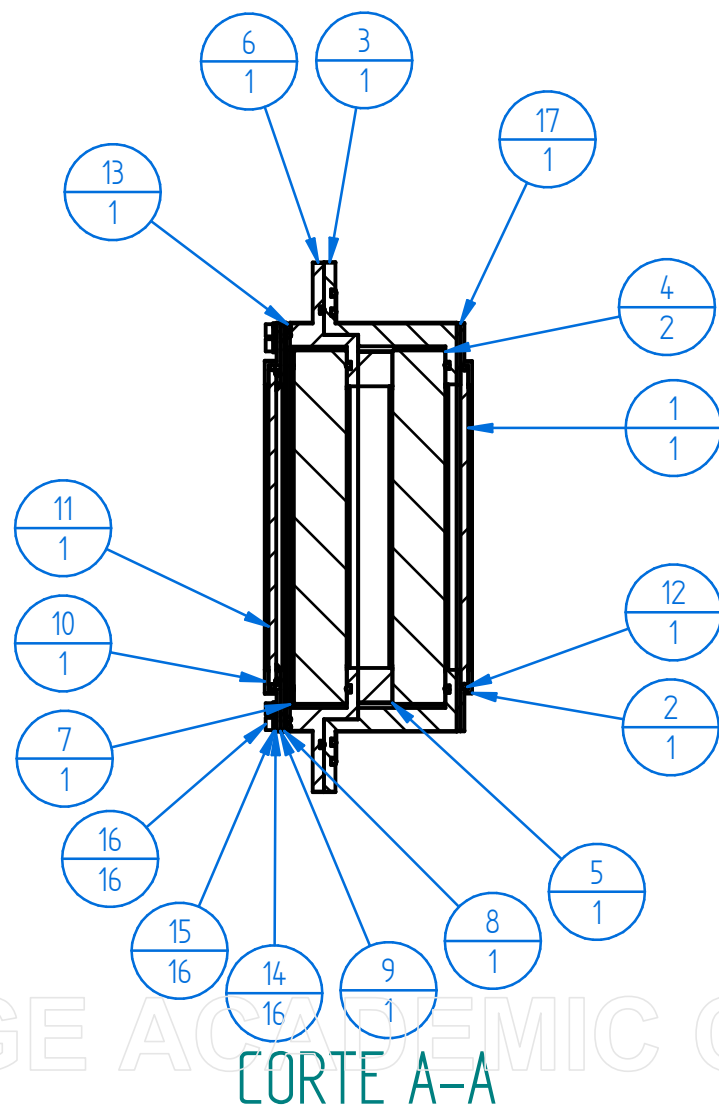
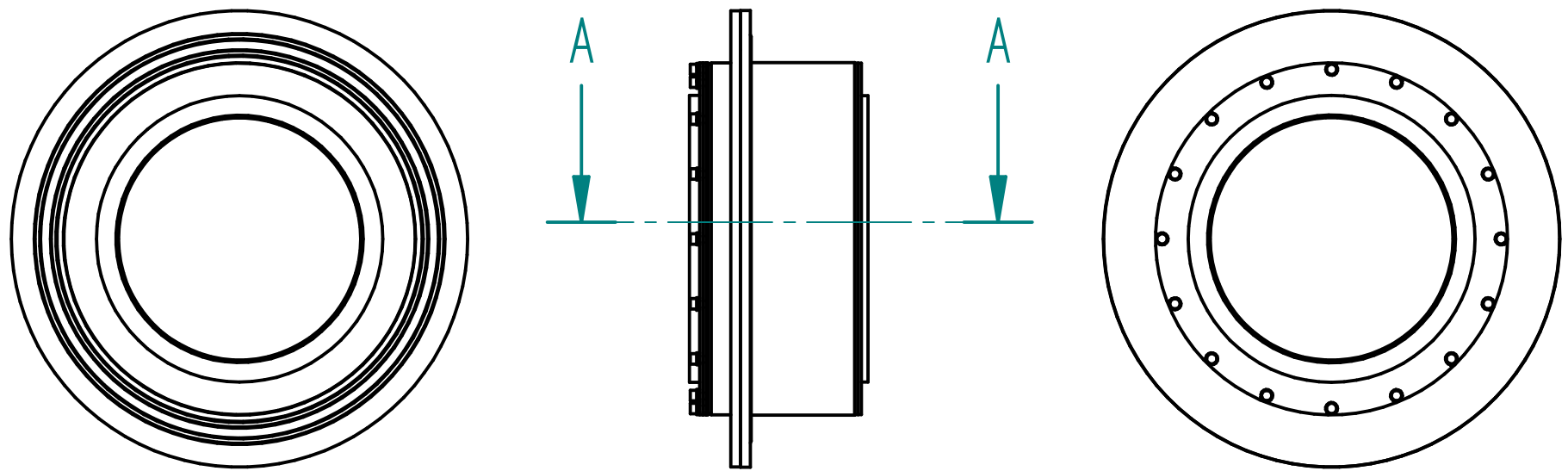
	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM		
Dibujado	Andrea	12/07/26			
Comprobado			Título Soporte I		
Aprobado 1					
Aprobado 2			A3PlanoP06Rev 01		
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias ±0,5 y ±1°					
			Archivo: Support1.dft		
			Escala 1:2	Peso	Hoja 1 de 1

Material: Aluminio 7075-T7351
Acabado: Anodizado duro negro
Planos de acotación reducida sujetos a cambio

Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado



	Nombre	Fecha	Solid Edge Siemens PLM		
Dibujado	Andrea	12/07/26			
Comprobado			Título Soporte II		
Aprobado I					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias ±0,5 y ±1°			A3	Plano P08	Rev 01
			Archivo: Support2.dft		
			Escala 1:2	Peso	Hoja 1 de 1



CORTE A-A

Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado

Número de elemento	Nombre archivo (sin extensión)	Autor	Cantidad
1	Debris_pane	Andrea	1
2	Debris_pane_support	Andrea	1
3	Redundant_pane_support	Andrea	1
4	Pressure_pane	Andrea	2
5	Support1	Andrea	1
6	Pressure_pane_support	Andrea	1
7	Support2	Andrea	1
8	Joint	Andrea	1
9	Scratch_pane_support	Andrea	1
10	Scratch_pane_support_2	Andrea	1
11	Scratch_pane	Andrea	1
12	Juntas_toricas_ventana	Andrea	1
13	Junta_ventana	Andrea	1
14	DIN433_M5_Ti6Al4V	Andrea	16
15	DIN127B_M5_A4	Andrea	16
16	DIN912_M5x25_Ti6Al4V	Andrea	16
17	Debris_pane_support_2	Andrea	1

Nombre		Fecha	Solid Edge Siemens PLM	
Dibujado		Andrea		
Comprobado			Título Ventana de la escotilla	
Aprobado I				
Aprobado 2			A3 Plano P13 Rev 01	
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias ±0,5 y ±1º			Archivo: Ventana_escotilla.dft	
			Escala 1:4	Peso Hoja 1 de 1