

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Facultad de Ingeniería



Fabricación de prototipo de subsistemas de propulsión para un
nanosatélite tipo CubeSat-3U, fase 2

Trabajo de graduación presentado por Ledvin Josúe Gudiel Vásquez
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecánica

Guatemala,
2024

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Facultad de Ingeniería

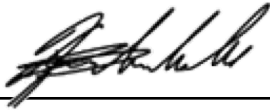


Fabricación de prototipo de subsistemas de propulsión para un
nanosatélite tipo CubeSat-3U, fase 2

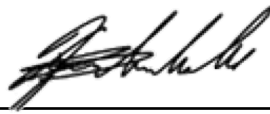
Trabajo de graduación presentado por Ledvin Josúe Gudiel Vásquez
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecánica

Guatemala,
2024

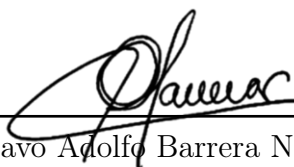
Vo.Bo.:

(f) 
Victor Hugo Ayerdi Bardales

Tribunal Examinador:

(f) 
Victor Hugo Ayerdi Bardales

(f) 
Jose Antonio Bagur Nájera

(f) 
Gustavo Adolfo Barrera Noriega

Fecha de aprobación: Guatemala, 04 de diciembre de 2024.

Lista de figuras	VII
Lista de cuadros	VIII
Resumen	IX
Abstract	X
1 Introducción	1
2 Justificación	3
3 Objetivos	5
3.1 Objetivo general	5
3.2 Objetivos específicos	5
4 Marco teórico	6
4.1 Fabricación de prototipo de subsistema de propulsión para un nanosatélite tipo CubeSat-3U, fase 1	6
4.2 Especificaciones de CalPoly para un CubeSat 3U	8
4.3 Propulsores iónicos	9
4.4 Propulsores iónicos para satélites pequeños	10
4.4.1 Ejemplos de propulsión en CubeSats	11
4.5 Estado del arte en propulsión para satélites pequeños según la NASA	16
4.6 Ionización y generación de plasma	17
4.6.1 Ionización por alto voltaje	18
4.6.2 Ionización por cátodo hueco	19
4.7 Otros componentes generales de los propulsores iónicos	20
4.7.1 Válvulas solenoides	20
4.7.2 Tanques de almacenamiento	21
4.8 Medidas de desempeño de propulsores	23
4.8.1 Impulso e impulso específico	24
4.8.2 Velocidad del CubeSat	24

5	Metodología	26
5.1	Descripción de la metodología	26
5.2	Requisitos	27
5.3	Diseño del tanque de almacenamiento	29
5.3.1	Información de iteración anterior	29
5.3.2	Iteración 1	29
5.3.3	Iteración 2	33
5.3.4	Manufactura	34
5.4	Diseño del sistema de ionización	36
5.4.1	Información de iteración anterior	36
5.4.2	Iteración 1	37
5.4.3	Iteración 2	39
5.4.4	Iteración 3	40
5.5	Diseño de válvula solenoide	42
5.5.1	Válvulas solenoides en otros nanosatélites	42
5.5.2	Iteración 1	43
5.5.3	Iteración 2	46
5.5.4	Iteración 3	48
5.5.5	Manufactura	49
5.6	Apartado eléctrico/electrónico	51
5.6.1	Ionización	51
5.6.2	Válvula	52
5.6.3	Aros magnéticos	53
5.7	Ensamblaje	53
5.8	Obtención de resultados	57
6	Resultados	58
6.1	Requisitos	59
6.2	Masa y dimensiones físicas	60
6.3	Propulsión	61
7	Discusión de resultados	63
8	Conclusiones	66
9	Recomendaciones	68
10	Referencias	70
11	Anexos	73
11.1	Código de arduino para el control remoto de la válvula solenoide	73

11.2 Bitácora de avances	74
11.3 Protocolo de pruebas	74
11.4 Planos mecánicos	75

Lista de figuras

Figura 1.	<i>Prototipo 6 realizado en la fase 1 del proyecto</i>	7
Figura 2.	<i>Prototipo 7 realizado en la fase 1 del proyecto</i>	7
Figura 3.	<i>Dimensiones básicas de un CubeSat 3U</i>	9
Figura 4.	<i>Tuna Can de un CubeSat 3U</i>	9
Figura 5.	<i>Propulsor iónico de rejillas de la NASA</i>	9
Figura 6.	<i>Sección transversal y vista frontal del AIE</i>	10
Figura 7.	<i>Esquemático de micro-resistojet</i>	12
Figura 8.	<i>Simulación de voltaje de las partículas en el propulsor</i>	13
Figura 9.	<i>Funcionamiento de sistemas de electrospray para incrementos en la velocidad angular.</i>	14
Figura 10.	<i>Ensamblaje de emisores VET</i>	14
Figura 11.	<i>Propulsor BIT-3 en funcionamiento con propelente xenón (izquierda) y su diseño final de yodo (derecha).</i>	16
Figura 12.	<i>Empuje e impulso específico para los tipos de propulsión en nanosatélites.</i>	17
Figura 13.	<i>Bola de plasma de venta comercial</i>	17
Figura 14.	<i>Brillo del efecto corona en líneas de poder de alta tensión</i>	19
Figura 15.	<i>Válvula solenoide normalmente cerrada</i>	20
Figura 16.	<i>Propulsor CHIPS de CU Aerospace</i>	21
Figura 17.	<i>Vista lateral y dimensiones de Propulsor CHIPS en CubeSat 1U</i>	22
Figura 18.	<i>Tanque y propulsor CAT</i>	23
Figura 19.	<i>Comparación entre primera y segunda iteración de tapas</i>	34
Figura 20.	<i>Primer paso de manufactura del tanque</i>	34
Figura 21.	<i>Segundo paso de manufactura del tanque</i>	35
Figura 22.	<i>Tanque montado en la estructura</i>	35
Figura 23.	<i>Realización de roscas para iteración 2</i>	36
Figura 24.	<i>Pistola de electrones para la cancelación de la carga</i>	37
Figura 25.	<i>Pistola interna montada en cámara de ionización</i>	39
Figura 26.	<i>Pistolas de electrones de la iteración 2</i>	40
Figura 27.	<i>Distancia de diseño en pistola de iteración 3</i>	40
Figura 28.	<i>Brillo perceptible de efecto corona antes de la formación de arco eléctrico</i>	41
Figura 29.	<i>Formación de arco eléctrico (plasma) visible</i>	41

Figura 30. <i>Vista superior de cámara de ionización con aros magnéticos</i>	42
Figura 31. <i>Resorte en estado estático sin deformación</i>	44
Figura 32. <i>Resorte con una carga aplicada</i>	44
Figura 33. <i>Prueba de solenoide (primera iteración)</i>	45
Figura 34. <i>Prueba de práctica de magnetismo</i>	46
Figura 35. <i>Núcleo de tornillo M10 para embobinado</i>	47
Figura 36. <i>Distintas impresiones del bloque de paso de la válvula</i>	48
Figura 37. <i>Tercera iteración de solenoide con dos bobinas en paralelo</i>	49
Figura 38. <i>Primer paso de manufactura para el bloque de paso</i>	49
Figura 39. <i>Bloque de paso</i>	50
Figura 40. <i>Corte de cilindro para acople tanque-bloque de paso</i>	51
Figura 41. <i>Diagrama eléctrico de sistema de ionización</i>	51
Figura 42. <i>Diagrama eléctrico de válvula y rejillas</i>	52
Figura 43. <i>Diagrama eléctrico de aros magnéticos</i>	53
Figura 44. <i>Propuesta de ensamblaje del propulsor en la estructura 3U</i>	54
Figura 45. <i>Explosión del propulsor con indicadores de piezas</i>	54
Figura 46. <i>Montaje físico del prototipo 1</i>	55
Figura 47. <i>Montaje físico del prototipo 2</i>	56
Figura 48. <i>Prototipo 2</i>	56
Figura 49. <i>Medición del ángulo en prueba ionizada</i>	57
Figura 50. <i>Comparación de impulso específico entre pruebas ionizadas y no ionizadas</i> .	62

Lista de cuadros

Cuadro 1. <i>Identificación de códigos</i>	27
Cuadro 2. <i>Requisitos</i>	28
Cuadro 3. <i>Valores físicos del tanque para el prototipo 6.</i>	29
Cuadro 4. <i>Presiones interna y externa para cálculos de esfuerzo</i>	31
Cuadro 5. <i>Resultados de la primera pistola de electrones</i>	37
Cuadro 6. <i>Listado de partes del propulsor</i>	55
Cuadro 7. <i>Cumplimiento de requisitos</i>	59
Cuadro 8. <i>Masas de componentes de prototipo 2</i>	60
Cuadro 9. <i>Masa total de CubeSat 3U con propulsor integrado</i>	61
Cuadro 10. <i>Dimensiones generales del propulsor</i>	61
Cuadro 11. <i>Características de propulsión de las distintas pruebas (no ionizadas)</i>	61
Cuadro 12. <i>Características de propulsión de las distintas pruebas (ionizadas)</i>	62

La exploración de órbitas superiores a la órbita baja de la Tierra es inaccesible para nanosatélites tipo CubeSat-3U, lo cual disminuye el impacto y la relevancia de sus misiones. Un propulsor iónico puede permitir un cambio de órbita. En este trabajo, se diseñó un prototipo de un propulsor iónico con un tanque de almacenamiento metálico, una válvula solenoide y un sistema de ionización. El prototipo incluyó un tanque metálico de aluminio 6061 con un factor de seguridad de 295, considerando las condiciones de la órbita baja terrestre; una solenoide comercial montada en un bloque de paso, realizado en manufactura aditiva con resina fotocurable de 450 nm; y un sistema de ionización conformado por dos pistolas de electrones, dos aros magnéticos y un sistema de rejillas energizadas. Para obtener los datos del empuje entregado, se realizaron 6 pruebas de desplazamiento de una hoja de papel que se modeló como un péndulo con una masa puntual. La prueba 6, realizada con un hoja de 2.06 g, entregó un empuje de 6.11 mN. Con base en este dato, se calcularon los datos de impulso específico y cambio de velocidad para el satélite, el prototipo entregó un impulso específico de 10.54 s. Este ocasiona un cambio de velocidad en órbita de 43.02 m/s para el satélite 3U. Las características del propulsor desarrollado son de 220.00 mm de largo (eje Z); 88.90 de ancho y alto (eje X y Y); capacidad de almacenamiento de 0.817 kg de aire; y una masa total de 1.835 kg. Además, cuenta con un sistema de accionamiento remoto que consiste en un emisor y un receptor IR (infrarrojo).

Palabras clave: CubeSat, satélite, órbita, propulsor, ionización, válvula.

The exploration of orbits higher than low Earth orbit is inaccessible for CubeSat-3U nanosatellites, which reduces the impact and relevance of their missions. An ion thruster could enable an orbit change. In this work, a prototype of an ion thruster was designed with a metallic storage tank, a solenoid valve, and an ionization system. The prototype included a 6061 aluminum metallic tank with a safety factor of 295, considering the conditions of the low Earth orbit; a commercial solenoid mounted on a pass block, made using additive manufacturing with 450 nm photopolymer resin; and an ionization system consisting of two electron guns, two magnetic rings, and an energized grid system. To obtain thrust data, 6 tests were conducted by displacing a paper sheet modeled as a pendulum with a point mass. Test 6, performed with a 2.06 g sheet, delivered a thrust of 6.11 mN. Based on this data, specific impulse and velocity change data for the satellite were calculated, and the prototype provided a specific impulse of 10.54 s. This results in an orbital velocity change of 43.02 m/s for the 3U satellite. The developed thruster has 220.00 mm in length (Z-axis); 88.90 mm in width and height (X and Y axes); air storage capacity of 0.817 kg; and a total mass of 1.835 kg. It also features a remote actuation system consisting of an emitter and an IR (infrared) receiver.

Keywords: CubeSat, satellite, orbit, thruster, ionization, valve.

Los nanosatélites tipo CubeSat han sido de gran utilidad para fomentar la exploración espacial académica. Sin embargo, se ven limitados debido a su tiempo de retorno a la atmósfera terrestre menor que 5 años, debido al despliegue en la LEO (*low earth orbit*) (NASA, 2017a). Si estos pudiesen permanecer más tiempo en órbita o explorar órbitas superiores, el ámbito académico podría tener un mayor acceso a misiones más longevas o de mayor relevancia. Esto puede ser logrado mediante un propulsor.

El subsistema de propulsión debe limitarse a las normativas establecidas por CalPoly (California Polytechnic State University) en tamaño, presión máxima y masa. El propulsor debe respetar las dimensiones de 100.00 mm de altura (eje X) y anchura (eje Y) de un CubeSat 3U; y la profundidad de 2 unidades asignadas al sistema (220.00 mm). Además, de limitarse al espacio *Tuna Can*, que consiste en un cilindro de 64.00 mm de diámetro que sale 36.00 mm de la cara -Z de satélite (CalPoly, 2022).

La ionización del propelente se puede dar mediante un cátodo hueco o por alto voltaje. La primera consiste en el calentamiento de un tubo de bario hueco. Al alcanzar temperaturas cercanas a los 300 °C, favorece la liberación de electrones del propelente. La segunda consiste en la carga positiva de las moléculas de propelente mediante el bombardeo de electrones provenientes de las pistolas de electrones. Dichos iones se propulsan a velocidades de hasta 90,000 mph mediante un sistema de rejillas energizadas (NASA, 2016).

Los sistemas de propulsión se miden con base en el impulso y el impulso específico que pueden proporcionar. El impulso se puede describir como la cantidad de movimiento que el satélite adquiere; es el producto entre la fuerza de empuje y el tiempo que se puede sostener. El impulso específico compara el impulso dado por cada unidad de peso (en gravedad terrestre) del propelente (NASA, 2021).

Actualmente, se están desarrollando propulsores iónicos en distintos tipos de nanosatélites, enfocados en el diseño de tanques, válvulas solenoides y sistemas de ionización. El tanque propulsor CHIPS de un CubeSat 1U, lanzado por industrias VACCO, utiliza un tanque simple hecho de aluminio 6061 y consiste de un cuadrado de 95 mm x 95 mm con esquinas redondeadas para el máximo aprovechamiento de espacio. Su desarrollo se enfocó en tener el menor espesor de pared para maximizar la cantidad de propelente transportado (Hejmanowski, 2015).

En el satélite 3U LONESTAR se realizó un bloque de paso para una válvula solenoide mediante manufactura aditiva con resina de alta confiabilidad Accura Bluestone. Esta demostró buen comportamiento ante las condiciones de temperatura en *LEO* y se diseñó con un diámetro de entrada y de salida que se ajustaran al flujo requerido por la misión de dicho satélite. Esta fue una válvula solenoide normalmente cerrada (Parker, 2016).

En la primera fase de este proyecto se tuvo una válvula solenoide comercial, un tanque con PVC de 80 psi que no cumplía con las medidas físicas definidas y una propulsión únicamente proveída por diferencial de presiones (López, 2023). Para este proyecto se realizó un tanque metálico, una válvula solenoide diseñada especialmente para el propulsor y sistema de ionización que entrega un impulso por ionización medible.

Los nanosatélites se definen como satélites con una masa menor a 10 kg (Alén, s.f.). Dentro de esta especificación se encuentran los CubeSats, satélites estandarizados, creados con el objetivo de hacer más accesible la exploración espacial académica a bajo costo (NASA, 2017b). Estos satélites se despliegan en la Low Earth Orbit (LEO) de la tierra, haciendo que vuelvan a ingresar a la atmósfera en tiempos cortos, usualmente menores a 5 años. Esto limita el uso que se les puede llegar a dar, que además de usarse usualmente con un objetivo académico han sido utilizados en sensores remotos y en el campo de las comunicaciones (ESA, 2022). Es por esto que, en la Universidad del Valle de Guatemala, en 2022, se creó un prototipo de un propulsor iónico para un CubeSat 3U el cual excedió ciertas limitaciones en cuanto a tamaño y operaba en base a un diferencial de presiones en el propelente en lugar de una correcta ionización o generación de plasma, además de utilizar elementos estandarizados, limitando su tamaño, capacidad y ensamblaje.

El tanque del propelente fue creado con PVC, limitando la cantidad de propelente que el sistema podía transportar. La válvula solenoide utilizada fue de origen comercial, excediendo el tamaño permitido del subsistema de propulsión. Finalmente, el sistema de ánodo-cátodo que operó con alto voltaje no ionizó de manera adecuada, causando la propulsión únicamente por un diferencial de presión. Esto causó 0.1s de impulso específico, menos del 1 por ciento del impulso objetivo (1000s). Sin alcanzar este impulso mínimo, el delta de velocidad aplicado a un CubeSat 3U sería imperceptible (López, 2023). Si este prototipo no fuese mejorado, no existiría un aporte real al problema del corto tiempo de vida en órbita baja de los CubeSats. Actualmente un sistema de propulsión es requerido e indispensable para satélites pequeños debido a que se busca que en el futuro estos puedan cambiar de órbita y adquirir relevancia en misiones a órbitas altas o incluso interplanetarias (ESA, 2022).

Para este proyecto se buscará la mejora o el cambio de dichos elementos. Estos cambios podrán hacer del prototipo anterior un proyecto que pueda contribuir a nuevas tecnologías de propulsión eléctrica. A su conclusión se espera poder generar 100 veces más impulso específico que lo logrado con el prototipo anterior, es decir 10 segundos. Esto mediante la creación de un tanque de propelente con lámina metálica con mayor capacidad y menor tamaño, y un sistema que pueda generar ionización visible. Además, una válvula solenoide con forma y tamaño que puedan hacer que el prototipo cumpla con las limitantes de tamaño para un CubeSat 3U según la Universidad Politécnica Estatal de California y su más reciente especificación para diseño de CubeSats. El tamaño permitido del satélite es de 10x10x34.5 cm, sin embargo, el subsistema solo se puede extender 22 cm dentro de la estructura (CalPoly, 2022). Se buscará que dicha válvula también cuente con su respectiva válvula de estrangulamiento para limitar la salida del propelente.

3.1. Objetivo general

Diseñar y fabricar un prototipo de propulsor iónico que genere plasma visible, compatible con un CubeSat 3U, capaz de generar un impulso específico de al menos 10 segundos.

3.2. Objetivos específicos

1. Diseñar y prototipar una válvula solenoide con su respectiva válvula de estrangulamiento.
2. Diseñar y prototipar un tanque de almacenamiento para el suministro de propelente.
3. Dimensionar el tanque, el sistema de inyección, la cámara de ionización y el área de expulsión de modo que juntos, estos sean menores a las medidas tradicionales de un CubeSat 3U.
4. Realizar las pruebas y cálculos para verificar que el propulsor produzca el impulso específico esperado de 10 s.
5. Documentar el proceso de fabricación de los distintos prototipos.
6. Documentar las pruebas realizadas con los distintos prototipos.

4.1. Fabricación de prototipo de subsistema de propulsión para un nanosatélite tipo CubeSat-3U, fase 1

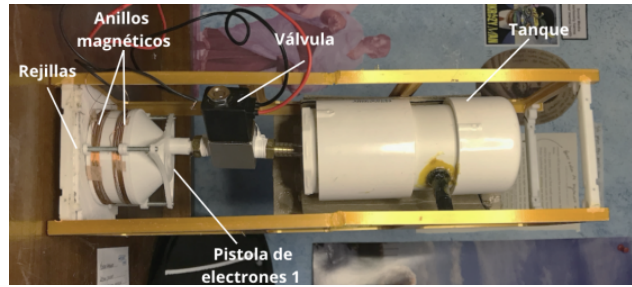
Previo a la realización del presente proyecto se realizaron siete prototipos que buscaban construir un sistema de propulsión para un CubeSat 3U con el objetivo de que este pudiese realizar un cambio de órbita.

Entre los objetivos cumplidos, cuyos resultados son la base de este trabajo, encontramos la definición de las limitantes de masa, volumen y potencia del sistema de propulsión. Además de definir la metodología de la realización y documentación de las pruebas (López, 2023). Entre los datos principales que se recuperaron de la fase anterior, tenemos que en limitantes físicas, se definió que:

- La masa del subsistema no podrá superar un 70 por ciento de la masa máxima permitida, es decir, no podrá superar los 4.2 kg.
- Con el objetivo de permitir otras cargas importantes en el payload del CubeSat, la profundidad del sistema, sin incluir el volumen de *Tuna Can*, será de 22 cm.
- El sistema será totalmente de propulsión eléctrica.

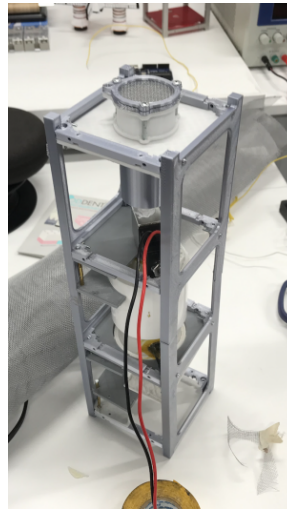
Se incluyeron medidas específicas en cuanto a los resultados de desempeño y valores físicos finales de los 7 prototipos. Los hitos de mayor importancia, fue el lograr el proceso de ionización en el prototipo 4. El separar la pistola de electrones y la cámara de ionización en el prototipo 6 y las mediciones finales para el prototipo 7 (López, 2023).

Figura 1: Prototipo 6 realizado en la fase 1 del proyecto



Nota. Adaptada de López, J. (2023).

Figura 2: Prototipo 7 realizado en la fase 1 del proyecto



Nota. Adaptada de López, J. (2023).

Para las pruebas realizadas y la obtención de los valores de desempeño se realizó una aproximación mediante la utilización de una hoja de papel como péndulo. Basándose en el prototipo 7 se obtuvieron resultados físicos, medidas de desempeño y conclusiones de esta fase, entre los resultados más importantes obtenemos que:

- La masa del subsistema fue de 1.05 kg.
- Las restricciones dimensionales, dictadas según las normativas de CalPoly, fueron cumplidas en anchura (menor a 100 mm) y altura (menor a 100 mm).
- La restricción dimensional objetivo de profundidad fue de 210 mm, lo cual no se cumplió con una longitud total del subsistema de 240 mm.
- Debido a la cantidad de propelente y al uso de una válvula solenoide comercial, el tiempo de expulsión del gas fue de 8 s.

- Debido a las condiciones de expulsión del propelente, el sistema de ionización y su efecto fue imperceptible.
- El prototipo brindará al nanosatélite un delta de velocidad imperceptible de 0.74 m/s (López, 2023).

Se realizaron ciertas recomendaciones que se tomarán en consideración para la realización de la fase 2, en busca de un sistema que logre los objetivos planteados originalmente, así como los planteados en esta fase:

- Se recomendó realizar el tanque de lámina metálica para un mejor aprovechamiento del volumen.
- Se recomendó la realización de una válvula solenoide propia ajustada a la misión, que provea flujos en los cuales se pueda obtener una buena combinación de tiempo de salida e impulso perceptible.
- Se recomendó realizar la ionización mediante cátodo hueco.

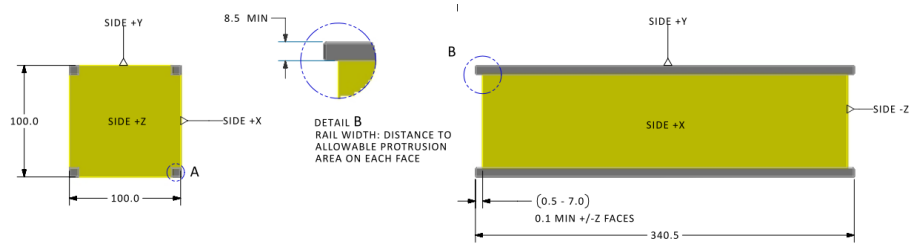
4.2. Especificaciones de CalPoly para un CubeSat 3U

El programa de CubeSats de la Universidad Politécnica del estado de California inicia en 1999 con el fin de volver más accesible la visita al espacio exterior, haciendo el envío de nanosatélites una alternativa económica y viable, este programa fue diseñado originalmente para propósitos académicos. Un CubeSat es un nanosatélite que puede abarcar varios tamaños, desde 1U hasta 12U (ESAC, 2022), para este trabajo el foco está en las limitaciones para un CubeSat 3U y las dimensiones físicas que este debe cumplir, esto debido a que el propulsor se diseñará para que este sea compatible con dicha estructura.

Las limitaciones básicas de tamaño de la estructura completa se encuentran en el Apéndice B del documento de CubeSat Design Specifications de CalPoly. Para un CubeSat 3U estas son de 340.5 mm en Z y de 100.0 mm en Y y en X. Además, para este tamaño de CubeSat existe un espacio saliente extra permitido, conocido como *Tuna Can*, este es un cilindro de 64 mm de diámetro que se puede extender 36 mm afuera de la cara -Z del satélite (CalPoly, 2022).

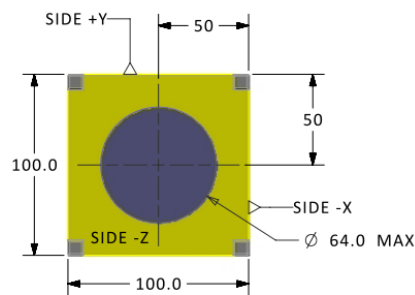
Otras características físicas que se deben respetar para el diseño del subsistema de propulsión es la masa del satélite. Para un CubeSat 3U la masa máxima debe ser de 6 kg (CalPoly, 2022), Sin embargo, se respetará la propuesta de la fase anterior.

Figura 3: Dimensiones básicas de un CubeSat 3U



Nota. Adaptada de Calpoly (2022).

Figura 4: Tuna Can de un CubeSat 3U



3U EXTRA VOLUME

Nota. Adaptada de Calpoly (2022).

4.3. Propulsores iónicos

Un propulsor es un sistema cuya función es la de generar cierto impulso o empuje para un cuerpo que busca alcanzar determinada aceleración. Entonces un propulsor iónico es un tipo de propulsor que genera dicho empuje mediante la utilización de átomos o moléculas con cierta carga eléctrica.

Figura 5: Propulsor iónico de rejillas de la NASA



Nota. Adaptada de la NASA (2016).

El principio mediante el cual el propulsor funciona es con la ionización de un elemento

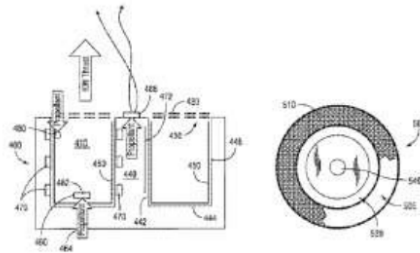
gaseoso llamado propelente. La ionización consiste en aumentar la energía o bombardear con electrones un átomo o molécula neutra. Existen varios métodos para ionizar un propelente, lo cual se explica más adelante. El dispositivo que se encarga de la ionización se conoce como fuente o pistola de electrones; se colocan 2, uno apuntando a la entrada del flujo a la cámara de propulsión y el otro, a la salida del propulsor. El propelente fluye, junto con los electrones producidos, a la cámara de propulsión, donde se expondrá a campos magnéticos para aumentar su grado de ionización (NASA, 2016).

En esta cámara, los átomos ionizados pasan a la etapa final. En la salida, se encuentran dos rejillas electrificadas que harán que los átomos salgan disparados a velocidades de hasta 90,000 mph; esto se logra con un efecto resorte que se da en las rejillas. La primera rejilla está cargada positivamente; mantiene los iones positivos dentro de la cámara. Cuando la presión es demasiada, logran pasar y son repelidos al lado opuesto. La segunda rejilla, entonces, toma estos electrones repelidos y los atrae. La fuerza resultante dispara los electrones y genera propulsión. A la salida de las rejillas, se encuentra la segunda pistola de electrones que neutraliza el propelente (NASA, 2016).

4.4. Propulsores iónicos para satélites pequeños

El *NASA Evolutionary Xenon Thruster (NEXT)* es un propulsor que demostró 48,000 horas (5 años y medio) de operación ininterrumpida, utilizando únicamente 860 kg de xenón (NASA, 2013).

Figura 6: *Sección transversal y vista frontal del AIE*



Nota. Adaptada de NASA. (2013)

También se desarrolló el Annular Ion Engine, un propulsor iónico que funciona bajo el mismo concepto que el diseño tradicional con un cambio de geometría: una cámara de ionización anular en lugar del círculo comúnmente utilizado.

Con este cambio se busca que el área de propulsión mantenga un buen porcentaje del clásico diseño circular, con el beneficio de que los espacios entre paredes se reducen ocasionando un mayor número de colisiones en la cámara, generando un mayor porcentaje de ionización al propelente. Estos cambios simples ofrecen hasta 10 veces más potencia que el propulsor puede otorgar y el triple de densidad en el empuje (NASA, 2017a).

4.4.1. Ejemplos de propulsión en CubeSats

Debido a su accesibilidad económica y a que pueden ser transportados como parte del *payload* de vehículos aeroespaciales más grandes, el interés en los CubeSats han aumentado notoriamente. Asimismo, se incrementó el interés por incluir un sistema de propulsión. En los últimos años, han surgido una gran cantidad de métodos de propulsión innovadores.

Resistojet de agua para CubeSats

Este es un sistema de propulsión utilizado para un CubeSat 6U. Este pretende seguir el principio de practicidad y factibilidad económica que caracteriza a los CubeSats. El propelente es una mezcla entre líquido-vapor de agua (Nishi, 2020).

El principio de funcionamiento se debe a un vaporizador, un tubo largo que funciona al momento en que la tensión superficial hace que gotas se desplacen hasta este. Una innovación crítica de este modelo es que no requiere un consumo eléctrico específico para la vaporización del agua, por lo que se considera un resistojet, propulsor no eléctrico, y es que este modelo utiliza el calor de los componentes en el *Payload* del satélite para evaporar la fase líquida en el vaporizador. Finalmente, el vapor pasa por una boquilla para generar impulso (Nishi, 2020).

Este modelo demostró los siguientes resultados:

- Un delta-V de 61 m/s.
- Impulso promedio de 3.3 mN.
- Duración con una carga de 10 horas.
- Impulso específico de 70 s.
- Consumo eléctrico menor a 22 W (Nishi, 2020).

Sistema de propulsión híbrido químico-eléctrico

Un propulsor bi-modal consiste en un sistema con dos o más posibilidades para generar impulso. Ambas formas comparten propelente, tanque y software. En cambio, un propulsor

híbrido cuenta con dos o más formas de generar impulso, estas totalmente independientes. Se evaluó la factibilidad de un satélite híbrido con el objetivo de utilizarse para misiones RGT (Repeating Ground Track), donde el satélite recorre un mismo sitio en órbita para análisis recurrentes focalizados en una zona de interés. Se busca este tipo de propulsión debido a que este tipo de misiones requiere grandes deltas-V para la realización de maniobras agresivas que ayuden al satélite a conservarse en el sitio de interés, pero se busca también impulsos específicos altos para ahorro de propelente y misiones de larga duración o de cambio de órbita (Gentgen, 2022).

Se utilizaron simulaciones para obtener las posibles combinaciones dimensionales. Las opciones más prometedoras para un satélite 3U fueron tres combinaciones de tamaños de propulsores, donde el más prometedor entregó los siguientes cambios de delta-V:

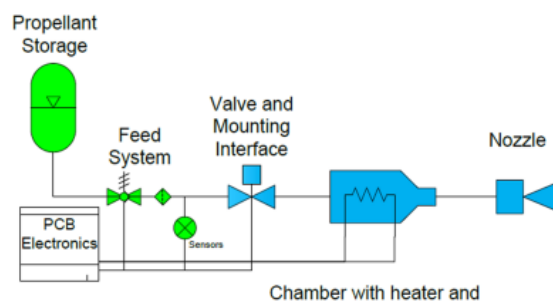
- delta-V para el modo de bajo impulso de 200 m/s.
- delta-V para el modo de alto impulso de 40 m/s (Gentgen, 2022).

Sin embargo, este se descartó debido a las medidas requeridas. Por lo tanto, se concluyó que la propulsión híbrida no es una opción factible para CubeSats 3U, con la tecnología disponible al momento de la publicación del respectivo trabajo (Gentgen, 2022).

Micro-resistojet con propelentes verdes

Este propulsor se realizó por la universidad de Delft, su principal objetivo era el de utilizar un propelente seguro, verde y no tóxico. Por lo tanto, se realizó un prototipo cuyo propelente fue agua en estado sólido, la cual se buscaba sublimar (Cervone, 2016).

Figura 7: *Esquemático de micro-resistojet*



Nota. Adaptada de Cervone, A. (2016)

El diseño se realizó con manufactura MEMS (Microelectromechanical systems). Todos los componentes, excepto la válvula, se fabricaron en los laboratorios de la universidad. Se

hicieron múltiples simulaciones que coinciden con los datos esperados mediante la teoría. A condiciones específicas del evaporador de agua de 150 Pa de presión y a una temperatura del evaporador de 573K, los resultados fueron los siguientes:

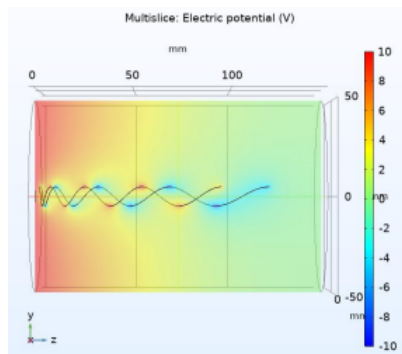
- Empuje de 0.39 mN.
- Potencia utilizada en el evaporador de 1.54 W.
- Impulso específico de 87.3 s (Cervone, 2016).

Propulsor minimalista de alta frecuencia para nanosatélites

Debido a la simplicidad que se requiere a la hora de adjuntar elementos a nanosatélites, en especial CubeSats, se buscó el crear un propulsor iónico que no necesitase un neutralizador a la salida del nanosatélite. Esto se logró mediante ionización por inducción y la utilización de un magnetrón. De esta forma el plasma al salir tendrá un diferencial de voltaje de cero (Baranova, 2023).

Aunque no se tienen datos específicos del desempeño del propulsor, se tienen simulaciones que demuestran el potencial de voltaje de cero a la salida de la cámara y la trayectoria de las partículas expulsadas a velocidades de 10 a 100 km/s que generarán el impulso, dejando esta tecnología como una posible candidata si lo que se desea es la reducción de componentes (Baranova, 2023).

Figura 8: Simulación de voltaje de las partículas en el propulsor



Nota. Adaptada de Baranova, V. (2023).

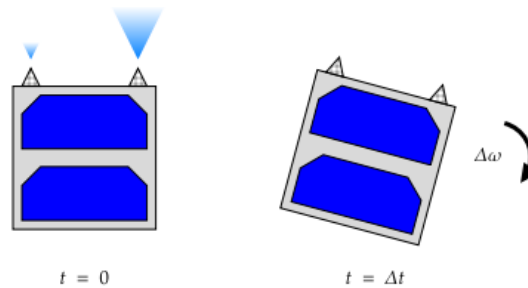
Propulsor de electropray vectorial (VET)

También ha surgido un tipo de propulsión eléctrica alternativa. Esta consiste en la tecnología de electropray. El principio básico de funcionamiento para este tipo de propulsión es el de rociar propelente en estado líquido, sin embargo, este propelente es previamente

pasado por un campo eléctrico para volverse conductivo. Para este tipo de tecnología no se utilizan los propelentes usuales para propulsores eléctricos, es más común utilizar sales fundidas debido a que previo a la exposición a los campos eléctricos, estas forman un fluido cuasi-neutral (Savytsky, 2023).

De parte de la *Royal Military College of Canada* se inició con el prototipado de un propulsor de tecnología electrospray donde el rocío se dará en dos emisores para provocar un cambio de velocidad angular de un CubeSat 1U (Savytsky, 2023).

Figura 9: *Funcionamiento de sistemas de electrospray para incrementos en la velocidad angular*



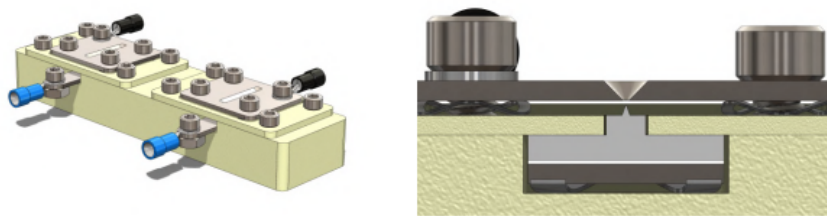
Nota. Adaptada de Savytsky, I. (2023).

Entre los principales retos de manufactura y diseño se encontraron las tolerancias ajustadas de la punta porosa necesaria para la correcta distribución del propelente como spray. Para este diseño, una vez el propelente fue cargado y expulsado mediante una punta fina hacia una cámara independiente, se utilizan rejillas cargadas para acelerar los iones y provocar impulso (Savytsky, 2023).

En promedio se obtuvieron los siguientes resultados con un emisor de grado de porosidad 4:

- Impulso específico de 2135 s.
- $\Delta\omega$ (velocidad angular) de 15.5 microradianes/s

Figura 10: *Ensamblaje de emisores VET*



Nota. Adaptada de Savytsky, I. (2023).

Simulaciones para un propulsor de frecuencias de microondas electrotérmico

En la conferencia de propulsión eléctrica del MIT en 2022, se presentaron distintas simulaciones que buscaron parametrizar y encontrar el tamaño óptimo de boquilla para un propulsor electrotérmico, el cual debía generar plasma mediante ondas amplificadas de microondas con amonía como propelente principal (Biswas, 2022).

Aunque se diseñó el modelo y se llevaron ciertos prototipos a cabo, la imposibilidad de medir correctamente el impulso ocasionó que se utilizaran únicamente simulaciones para medir el resultado. Se diseñó un modelo de una cavidad de resonancia con su respectiva antena donde el plasma se debe generar. Los parámetros de diseño indican una frecuencia de resonancia de 17.8 GHz (a mayor frecuencia menor amplitud y menores dimensiones de la cavidad de resonancia para un funcionamiento óptimo), una altura de 21.1 mm y un radio de 6.8 mm (Biswas, 2022).

Se encontró que es necesario una guía de ondas para disminuir las pérdidas, además de que la temperatura a la cual se calienta el propelente mediante las ondas de microondas impactan directamente en el impulso específico (Biswas, 2022).

- Para una temperatura de 500 K, se obtuvo un impulso específico de 200 s.
- Para una temperatura de 2000 K se obtuvo un impulso específico de 370 s.
- Para una temperatura de 3000 K se obtuvo un impulso específico de 490 s.

En cuanto al tamaño de la boquilla, esta fue fabricada de una placa de aluminio con un agujero pasado, las pruebas se realizaron a la temperatura nominal del tanque de 500 K (Biswas, 2022).

- Para una boquilla de 0.081 mm de diámetro se obtuvo un impulso específico de 108 s.
- Para una boquilla de 0.162 mm de diámetro se obtuvo un impulso específico de 241 s.
- Para una boquilla de 0.19 mm de diámetro se obtuvo un impulso específico de 240 s.

El sistema mostró un consumo de potencia total de 40 W (Biswas, 2022).

Propulsor BIT-3 de Radiofrecuencia

Para la ionización de radiofrecuencia o ionización RF se debe tener a disposición un magnetrón. Elemento que acelera un campo magnético estático mediante campos magnéticos transversales de un electromagneto. Los intentos más recientes en la utilización de esta

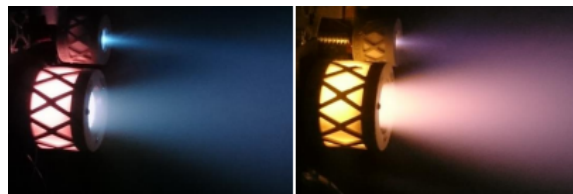
tecnología fueron de parte de Busek, empresa especializada en propulsión, en el intento de realizar un propulsor eléctrico miniatura especializado para trabajar con yodo en satélites de 6U a 12U llamado BIT-3 (Tsay, 2017).

Como magnetrón se utilizó una bobina energizada a altas frecuencias que generó plasma por inducción. Una vez con las partículas positivamente cargadas, el resto del sistema es similar al del resto de propulsores. Dicho plasma es acelerado mediante un par de rejillas energizadas (Tsay, 2017).

El desempeño de este propulsor demostró:

- un delta-V de 2.9 km/s para un CubeSat 6U.
- Impulso promedio de 1.24 mN.
- Impulso específico de 1400 s
- Consumo eléctrico de 80 W (Tsay, 2017).

Figura 11: *Propulsor BIT-3 en funcionamiento con propelente xenón (izquierda) y su diseño final de yodo (derecha).*

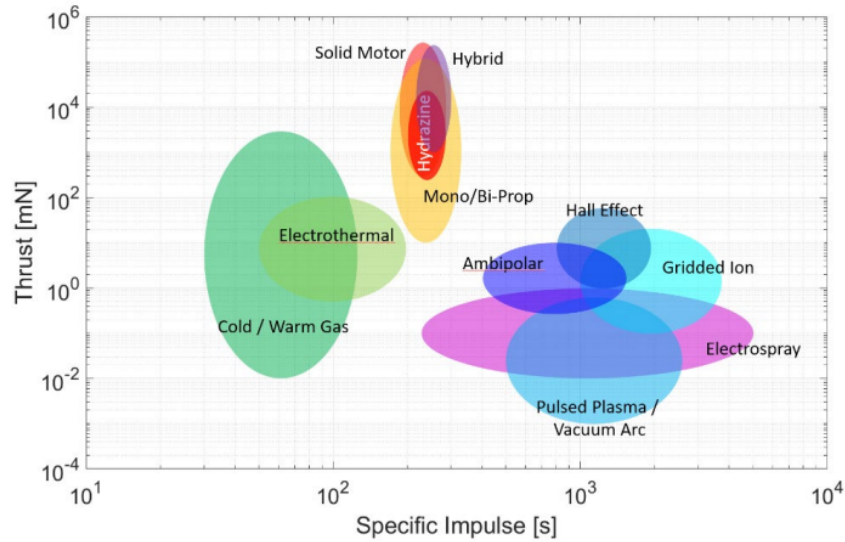


Nota. Adaptada de Tsay, M. (2017).

4.5. Estado del arte en propulsión para satélites pequeños según la NASA

Anualmente NASA publica un informe del estado del arte para satélites pequeños, entre las secciones publicadas se encuentran las más recientes tecnologías probadas o los conceptos más recientes presentados hasta esa fecha. Para el año 2022 se evaluaron tecnologías de propulsión química, eléctrica y sin propelente además de sus variantes (NASA, 2022).

Figura 12: Empuje e impulso específico para los tipos de propulsión en nanosatélites.



Nota. Adaptada de la NASA, 2022

Para que el prototipo sea competitivo con las alternativas más recientes en la industria debería caer dentro de la zona del tipo de propulsión *gridded ion*.

4.6. Ionización y generación de plasma

El término plasma se sigue debatiendo incluso en los campos de la física actual. Es conocido como el cuarto estado de la materia y para este proyecto será útil el definirlo de una forma básica. Esto debido a que no es de utilidad comprender los complejos modelos que este estado conlleva, basta con comprender los detalles de su formación.

Figura 13: Bola de plasma de venta comercial



Nota. Adaptada de Tierno (2015).

El plasma es un elemento gaseoso el cual ha sido parcial o completamente ionizado.

En términos más complejos podemos atribuir el plasma al modelo cinético-molecular, este indica que al aumentar la energía de un elemento en estado gaseoso, el resultado será la liberación de electrones y un cambio de carga, de un elemento neutro a un elemento cargado positiva o negativamente (un catión o un anión respectivamente). En cualquiera de los casos el resultado son partículas cargadas que además generan un mar de electrones conocido como plasma (Tierno, 2015).

El grado de ionización del plasma es la relación entre los átomos o moléculas ionizadas y los átomos o moléculas neutras, a mayor el grado, mayor el porcentaje de gas con carga. Es importante comprender que, un grado alto de ionización implica más iones y, por lo tanto, mayor impulso. Es por esto que se debe evaluar la relación entre este número y el electromagnetismo (Tierno, 2015).

Entre las leyes principales del plasma, se establece que, en presencia de campos magnéticos, el mar de electrones tiende a tomar movimiento en trayectorias curvas, este movimiento genera colisiones y genera nuevos iones, aumentando el grado de ionización (Tierno, 2015). En conclusión, si se inducen campos magnéticos a la salida del propulsor y en la cámara de ionización, se generará un mayor impulso.

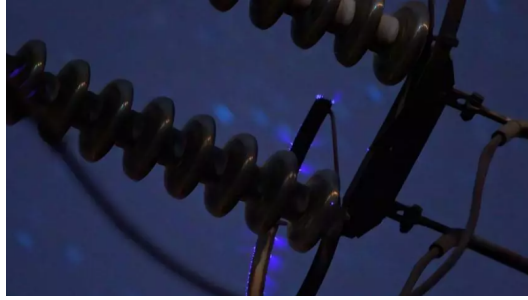
Con el concepto claro, se puede proceder a evaluar de qué manera se realizará el proceso de ionización y, por lo tanto, de generación de plasma para el propulsor de CubeSat 3U.

4.6.1. Ionización por alto voltaje

La ionización de un fluido neutro como lo es el aire se da cuando la energía de dicho fluido aumenta, así liberando electrones, generando iones. Es por esto que una manera bastante sencilla y eficaz para la creación de plasma visible es la ionización por alto voltaje, también conocido como efecto corona (Photonis, 2022).

El efecto corona se da por un diferencial de voltaje entre un ánodo, superficie con carga negativa, y un cátodo, superficie con carga positiva. Para que esto ocurra el efecto debe estabilizarse y, por lo tanto, cumplir con ciertas condiciones. Una de las regiones cargadas debe ser una punta o una esquina, esto se debe a que el campo eléctrico debe concentrarse en esta región. Sin embargo, la otra superficie debe ser extensa y no presentar radios de curvatura agudos (Photonis, 2022).

Figura 14: *Brillo del efecto corona en líneas de poder de alta tensión*



Nota. Adaptada de Photonis (2022).

Al cumplir con las condiciones mencionadas, el aire circundante iniciará a transmitir el campo eléctrico. Debido a que el aire no es un conductor ideal, este empezará a calentarse, aumentando su energía. Cuando el campo eléctrico alcance un punto crítico, la energía del aire aumentará tanto que comenzará a soltar electrones y de esta manera el aire se ionizará. Se podrá notar que el efecto tuvo lugar debido a la emanación de una tenue luz morada o azulada que se liberará producto del mar de electrones, es decir, se generará plasma visible debido al alto voltaje (Photonis, 2022).

4.6.2. Ionización por cátodo hueco

Este tipo de ionización está presente en muchos de los sistemas de propulsión eléctrica de hoy en día, tanto en los propulsores de iones, propulsores de efecto HALL e incluso en generadores de plasma de la estación espacial internacional. Consiste en un tubo vacío de algún metal refractario, usualmente tungsteno, llamado emisor. Este es un tubo por el cual se hace fluir el gas que se desea ionizar, al realizar esto el metal debe ser calentado a temperaturas de hasta 800 a 900 °C, de esta manera el gas que fluye por el tubo aumentará su energía hasta desprender iones y generarse plasma (Kovaleski, 2001).

Entre las consideraciones a tomarse en cuenta, el cátodo vacío no es de gran tamaño. Entre los estudios realizados se encontró que según ciertos datos empíricos las medidas ideales son de 25.4 mm para la longitud del tubo y el diámetro interno del mismo de 5.32 mm, para los resultados óptimos a la hora de ionizar se puede usar una corriente de 1 A y un flujo másico del propelente de 7 a 13 sccm. Es importante mencionar también que el cátodo debe tener un agujero de salida más pequeño, entre 1.2 a 2 mm, esto para que el fluido se retenga un mayor tiempo dentro del cátodo (Kovaleski, 2001).

En conclusión, esta es una técnica bastante sencilla en cuanto a construcción si se tiene en cuenta las consideraciones de disponibilidad del tungsteno, su fabricación y el método de calentamiento del cátodo.

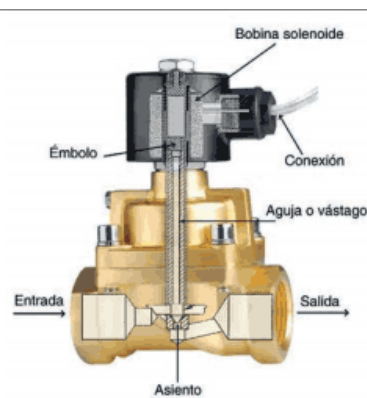
4.7. Otros componentes generales de los propulsores iónicos

4.7.1. Válvulas solenoides

Las válvulas solenoides, también conocidas como electroválvulas, son dispositivos eléctricos de control de flujo. Su nombre se debe al solenoide, bobina capaz de generar campos magnéticos que se encuentran en su interior. Existen dos tipos principales de válvulas clasificadas por su estado no energizado, válvulas normalmente cerradas y normalmente abiertas (Electroindustria, 2019).

Para este trabajo se utilizará una válvula normalmente cerrada, estas se caracterizan por detener el flujo sin corriente eléctrica. El principio de funcionamiento de la válvula consiste en tener en su interior una armadura unida a un vástago magnético, ambas piezas sostenidas en una posición cerrada por un resorte a la hora de estar sin energía. Cuando el solenoide se electrifica, el vástago es jalado y junto a este se jala la armadura, comprimiendo el resorte, haciendo que la armadura bloquee totalmente el paso del fluido (Electroindustria, 2019).

Figura 15: *Válvula solenoide normalmente cerrada*



Nota. Adaptada de Electroindustria (2019).

Válvula solenoide miniatura para CubeSat 3U LONESTAR

Para el estado del arte en sistemas de propulsión en nanosatélites, en la última actualización de 2016 por parte de NASA se hizo énfasis en la construcción de piezas a un bajo costo y con una alta confiabilidad. En los intentos más recientes de lograr esto se trabajó con resina Accura Bluestone que provee alta rigidez y un buen comportamiento ante las temperaturas y condiciones en las órbitas a las cuales los CubeSats suelen trabajar (Parker, 2016).

Para el satélite LONESTAR, el cual al momento de la actualización llevaba ocho meses

en órbita, se utilizó un sistema de una válvula solenoide construida a medida para aprovechar la carga útil del CubeSat 3U, diseñada para transportar R236fa. Esta se construyó mediante manufactura aditiva con la resina mencionada. Se usó una combinación de diámetros de entrada y salida para ajustarse al cambio de flujo solicitado por la misión. Aunque este satélite cuenta con una propulsión de gas frío no ionizado (Parker, 2016), para este proyecto, la válvula se colocará previo al sistema de ionización, por lo que la utilización de resina puede ser considerada.

Para este proyecto se buscará trabajar con resina debido al buen funcionamiento de la válvula del satélite LONESTAR, además de usar el funcionamiento de una válvula solenoide normalmente cerrada estandar.

4.7.2. Tanques de almacenamiento

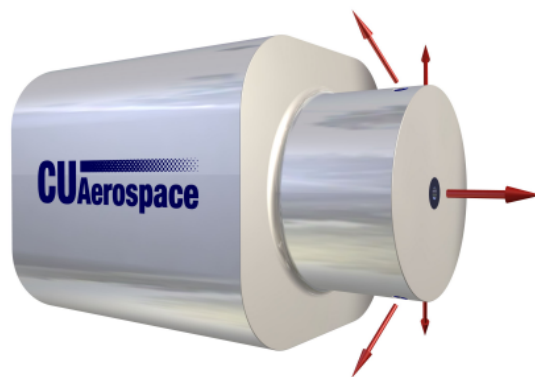
Según la regulación para CubeSats de CalPoly, este no debe exceder una presurización de más de 1.2 atm. Pero debe tener un factor de seguridad de 4, es decir, se fabricará para que resista hasta 4.8 atm de presión (CalPoly, 2022).

Es uno de los componentes más comunes debido a que este se debe incluir en cualquier propulsor que utilice algún tipo de propelente.

Tanque de propulsor resistojet CHIPS

Se realizó un Propulsor de tecnología resistojet llamado CHIPS (*CubeSat High Impulse Propulsion System*) en cooperación de CU Aerospace e industrias VACCO. Para este propulsor comercial se utilizó un cartucho sobrecalentador para elevar a altas temperaturas el propelente utilizado, que en este caso fue el refrigerante comercial R134A (Hejmanowski, 2015).

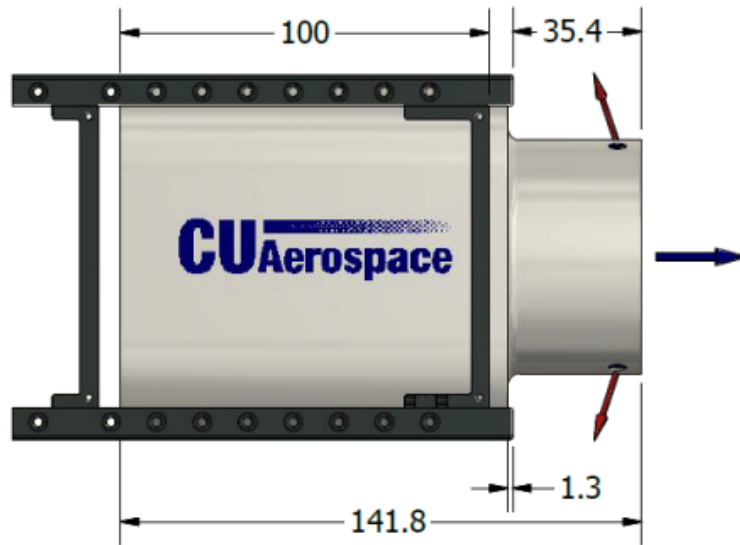
Figura 16: Propulsor CHIPS de CU Aerospace



Nota. Adaptada de Woodruff (2015).

A pesar de que se consideraron varios factores para la construcción del sistema, el proceso de diseño del tanque fue un proceso simple. El tanque tiene una sección transversal de 95x95 mm en forma de cuadrado redondeado en las esquinas. Se optó por esta forma para aprovechar la geometría interna del satélite y llevar la mayor cantidad de propelente posible. Además, se estableció que la longitud de este era la extensión interna completa de un satélite 1U. Sin embargo, la longitud dentro del satélite puede variar desde 0.5U hasta donde se requiera, pues se reciben pedidos para misiones específicas (Hejmanowski, 2015).

Figura 17: Vista lateral y dimensiones de Propulsor CHIPS en CubeSat 1U



Nota. Adaptada de Woodruff (2015).

Un elemento importante del diseño es que este lleva el refrigerante en estado líquido, además el tanque lleva un sistema de calentamiento interno mediante una resistencia en la parte interna del tanque para evitar que el propelente cambie a estado sólido y se mantenga en las condiciones de presión con las que fue enviado (Hejmanowski, 2015).

Se tomarán las mismas consideraciones para el diseño del tanque de almacenamiento de este proyecto que las tomadas para el tanque del propulsor CHIPS. Por las limitaciones a la hora del maquinado, se utilizará una sección transversal circular ya que se utilizará un tubo con dos tapas soldadas. Se tendrá menor masa de propelente que en un tanque del CHIPS de la misma longitud, pero será suficiente, al menos para esta fase de pruebas en tierra.

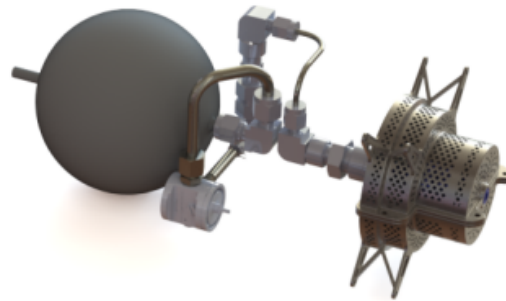
Tanque de propulsor ambipolar (CAT)

Este satélite *CubeSat Ambipolar Thruste (CAT)* utiliza un propulsor de alto impulso. Este se diseñó para funcionar con gas Xenón como propelente, debido a su alta masa molar

y un bajo voltaje de ionización. El punto de estudio de este CubeSat es su tanque, pues, este fue diseñado para soportar presiones de hasta 100 bar (aproximadamente de 99 atm). Este está diseñado con un factor de seguridad de 5 (Collard, 2015).

El diseño del tanque consiste en la forma más eficiente para almacenaje en micropropulsores, un tanque esférico con una entrada y salida para insertar las válvulas de llenado y salida. Este diseño se escogió debido a que esta forma de tanque ofrece la mejor relación de masa de tanque contra volumen interno. Además de que la empresa encargada tuvo la disponibilidad de maquinado de sinterizado, láser para la complicada geometría del tanque y las dificultades de maquinado en titanio, material del que está compuesto la pieza (Collard, 2015).

Figura 18: *Tanque y propulsor CAT*



Nota. Adaptada de Collard (2015).

A pesar de estar sometido a presiones relativamente elevadas, la única verificación realizada al tanque fue un análisis de elementos finitos cuyo punto crítico fueron los puntos de unión de las válvulas. En este análisis se verificó el factor de seguridad de 5 posterior a insertar un redondeo en los puntos críticos para aliviar los esfuerzos. Se realizó un análisis de vuelo debido a que al construirse de titanio este podía no desintegrarse al reingresar a la atmosfera (Collard, 2015), caso que no sucedería con otros metales con un punto de fusión menor como el aluminio.

4.8. Medidas de desempeño de propulsores

En el cálculo de desempeño de propulsión en satélites, existen varias opciones a considerarse. Las más utilizadas son el impulso, el impulso específico y el delta-V. Tanto es así que, sin importar el tipo de propulsión, internacionalmente en convenciones aeroespaciales, se establece la metodología de conseguir estos datos y se validan como parámetros de peso para comprobar el comportamiento y el desempeño de los propulsores (Lin, 2022).

Para evaluar el desempeño de los prototipos a realizarse, se utilizarán ciertos valores. Se planteó en un principio el objetivo de alcanzar los 10 s de impulso específico en comparación a los 0.1 s de la fase anterior. Para esto, es necesario, conocer que representa y que mide dicho valor, así como un análisis dimensional y qué se desea lograr con este impulso.

Para el análisis, se supondrá un propulsor únicamente como una máquina capaz de acelerar una masa mediante la aceleración opuesta de un flujo, es decir, un propulsor lanzará un flujo hacia una dirección opuesta a la que se acelerará el cuerpo.

4.8.1. Impulso e impulso específico

Para acelerar una masa se necesita una fuerza proporcional tanto a la masa como a la aceleración. Sin embargo, con los propulsores, se obtiene una ligera variante, para acelerar el cuerpo, el cohete, satélite, etc, se soltará un flujo másico con dimensionales de masa por tiempo. Como la masa ya posee una velocidad de flujo, debe multiplicarse por una velocidad equivalente que toma en cuenta el diferencial de presión que toma lugar en la propulsión (NASA, 2021).

Para calcular el impulso y el impulso específico, no es necesario conocer datos como las presiones mencionadas. El impulso es un valor neto ganado por el cohete; se puede definir como la fuerza de propulsión por el tiempo que tuvo efecto sobre el cuerpo. Mientras, el impulso específico toma este valor y lo divide por el peso del propelente utilizado, definiéndose como el impulso por cada unidad de peso del propelente. Para simplificar los cálculos, se puede usar la velocidad equivalente, la unidad del impulso es de fuerza por tiempo, mientras que para el impulso específico es solamente tiempo (NASA, 2021).

Ecuación de impulso

$$I = Ft$$

Ecuación de impulso específico

$$I_{sp} = \frac{I}{m_{gas}g}$$

4.8.2. Velocidad del CubeSat

El objetivo, es que el cuerpo que se está propulsando, en este caso el CubeSat, obtenga un cambio en su velocidad actual mediante el impulso proporcionado al satélite. Como se desea aumentar en un factor de 10, el aumento en impulso específico también se desea aumentar en el mismo factor la velocidad que el propulsor puede brindar con una carga del propelente.

Para tener la magnitud exacta que el propulsor brindará al satélite se debe considerar

no solo el impacto del impulso, sino también la pérdida de la masa que el cuerpo sufrirá. En el caso de cohetes o satélites con un sistema de propulsión y propelente, la pérdida de la masa de dicho propelente se vuelve significativa. Para esto se modela una ecuación del impacto del impulso teniendo en consideración una pérdida de masa, esa se conoce como ecuación del cohete modelada por el físico Konstantin Tsiolkovsky y también conocida como la ecuación de Tsiolkovsky (of Central Florida, 2016).

Ecuación de Tsiolkovsky

$$\delta V = I_{sp} g \ln \frac{m_T}{m_C}$$

5.1. Descripción de la metodología

El trabajo se dividió en cinco etapas, durante las primeras dos, se buscó realizar una investigación previa del trabajo realizado tanto en la fase 1 como en los proyectos más recientes en relación a propulsión de nanosatélites. En las tres restantes se realizó el diseño de los tres subsistemas que componen el propulsor: el tanque de almacenamiento, la válvula solenoide y las pistolas de electrones (sistema de ionización) además de la validación de estos.

Etapla 1: recopilación del trabajo realizado en la fase 1

Primero se buscó recopilar todos los datos de la primera fase. Se realizó un análisis de todos los objetivos planteados en la fase anterior, esto para verificar que objetivos se cumplieron y cuáles aún deben ser cumplidos. Se tuvo en consideración todas las recomendaciones realizadas en esa fase.

Etapla 2: estudio para el diseño de los subsistemas

Se buscaron los estudios y avances más recientes en las diferentes áreas: tanques, válvulas e ionización. Para el sistema de ionización se compararon las opciones utilizadas en sistemas recientes. Se escogió la opción para ionizar el propelente y se tabularon materiales necesarios con sus costos.

Para los otros dos subsistemas se buscó información en propulsores comerciales o académicos recientes que puedan aportar a y validar los diseños preliminares.

Etapa 3: diseño y cálculos preeliminares

Previo al prototipaje se realizaron diseños preliminares en base a los diseños funcionales de la fase 1, las recomendaciones y lo investigado en la etapa 2. Se realizaron cálculos de masas, volúmenes o caudales según el componente. Esto con el fin de comprobar que los distintos subsistemas estuviesen diseñados para cumplir con los requerimientos establecidos.

Etapa 4: prototipado y prueba

Se construyeron los prototipos en base a los diseños aprobados. Con el prototipo construido se realizaron distintas pruebas. La prueba de ionización fue únicamente una prueba visual para comprobar que existía impulso sin la alimentación de la válvula. La prueba de salida del propelente fue una prueba de velocidad de vaciado para comprobar las dimensiones de la válvula de estrangulamiento. La prueba fue exitosa debido a que el tiempo de vaciado fue mayor a 8 s (tiempo de vaciado de la primera fase) y esta fue perceptible visualmente.

Etapa 5: validación e iteración

Con los datos obtenidos, se realizaron cálculos de impulso específico, de empuje y de cambio de velocidad para comprobar si los objetivos se cumplieron. Además, se verificó que los requisitos físicos o de desempeño se cumpliesen.

Este fue un proceso iterativo, por lo que se repitió el proceso desde la etapa 3 hasta cumplir todos los objetivos y requisitos. Se realizaron varios prototipos hasta cumplir con todas las metas establecidas en el protocolo del proyecto.

5.2. Requisitos

Cuadro 1: *Identificación de códigos*

ID	Significado
SE	Sistema eléctrico
STR	Estructura
VL	Válvula solenoide
TN	Tanque contenedor
SIO	Sistema de ionización

Nota. Elaboración propia.

Cuadro 2: Requisitos

Código	Descripción
SE01	El sistema eléctrico debe contar con una fuente que provea el voltaje mínimo para alimentar la válvula solenoide, el controlador y si se requiere, el sistema de ionización.
SE02	Debe incluir un controlador capaz de abrir y cerrar la válvula de manera remota.
STR01	La masa del propulsor debe ser menor a 4.2 kg.
STR02	La altura del propulsor no debe ser mayor a 100 mm.
STR03	La anchura del propulsor no debe ser mayor a 100 mm.
STR04	La profundidad del propulsor dentro del CubeSat no debe ser mayor a 220 mm .
STR05	El propulsor debe limitar su espacio fuera del CubeSat 3U al volumen permitido <i>Tuna Can</i>
VL01	La válvula solenoide debe poder ser fabricada en los laboratorios de la Universidad del Valle de Guatemala.
VL02	La válvula no debe superar su longitud comercial de 23 mm de entrada a salida.
VL03	Se debe crear una válvula normalmente cerrada.
TN01	La presión del tanque en condiciones terrestres debe ser de 1.2 atm como máximo.
TN02	El tanque debe ser fabricado con un material metálico.
TN03	El tanque debe poseer un factor de seguridad mínimo de 4 en condiciones terrestres.
TN04	El tanque debe mantenerse bajo la zona de fluencia en cualquier punto de su zona de operación.
SIO01	El sistema debe generar plasma visible.
SIO02	El sistema debe generar un impulso específico únicamente por ionización de al menos 1 segundo.
SIO03	La propulsión debe generar un impulso específico de por lo menos 10 segundos.

Nota. Elaboración propia.

5.3. Diseño del tanque de almacenamiento

5.3.1. Información de iteración anterior

Fase 1

El tanque del sexto prototipo se realizó con PVC para 100 psi. Las dimensiones físicas de este tanque fueron:

Cuadro 3: *Valores físicos del tanque para el prototipo 6.*

Propiedad	Valor
Longitud (mm)	155
Diámetro (mm)	70
Masa (g)	362.5
Capacidad (g)	0.41

Nota. Elaboración propia.

Tanque de referencia – Propulsor CHIPS

En el 2015 se realizó un propulsor comercial de tecnología resistojet llamado CHIPS (CubeSat High Impulse System) en cooperación entre industrias VACCO y Cu Aerospace. Se tomaron consideraciones específicas para la fabricación del tanque del propulsor, estas se encuentran en el marco teórico.

5.3.2. Iteración 1

Como parte de las nuevas implementaciones en la fase 2 del subsistema de propulsión se buscó tener un tanque de almacenamiento fabricado de un material metálico. Esto con el fin de reducir el grosor de pared y poder asignar medidas aptas para el cumplimiento de los requerimientos TN02 y STR04. Para esto se diseñó un tanque de aluminio 6061 que redujera dichas medidas y que pudiese almacenar una cantidad igual o mayor de propelente.

Al cotizar los materiales y analizar la manufactura se decidió realizar el tanque con un cilindro sólido de aluminio 6061 con medidas estándar de 95 mm de diámetro por una longitud de 152.4 mm. De este cilindro se obtuvo la base del tanque y la tapa. Se realizó refrentado y desbaste interno y externo en un torno manual.

Se optó por usar una rosca interna para la unión entre la base del tanque y la tapa. Se utilizó un paso de 1 mm en un diámetro nominal de 77.90 mm. Esto debido a la complejidad de otras opciones de unión como soldadura y a que se deseaba que la unión fuese no permanente para facilitar ensamblaje u otros cambios al propulsor.

Cálculos de propiedades físicas

Condiciones terrestres

Para que el diseño sea funcional este debe poder cargar con una cantidad igual o mayor de propelente que el diseño previo. El volumen interno se calculará con la longitud interna del tanque y el diámetro interno.

$$V_{interno} = \frac{\pi}{4}d^2l = \frac{\pi}{4}(0.0779 \text{ m})^2(0.13 - 3(0.003175) \text{ m}) = 5.74e^{-4} \text{ m}^3$$
$$5.74e^{-4} \text{ m}^3 * \frac{1000 \text{ L}}{1 \text{ m}^3} = 0.574 \text{ L}$$

Donde $V_{interno}$ es el volumen interno del tanque de almacenamiento, d es el diámetro interno del tubo y l la longitud de este.

El diseño previo es capaz de cargar con 0.41 gramos de aire a 1.2 atm, asumiendo que el aire se comportará como un gas ideal y una temperatura ambiental de 25°C. Se tomarán los mismos supuestos.

Ecuación de gases ideales

$$Pv = nRT$$

Donde P es la presión, V el volumen, R la constante de gas del aire, n el número de moles y T es la temperatura. La masa molar del aire atmosférico es de 28.96 g/mol (de Sevilla, s.f)

$$n = \frac{PV_{interno}}{RT} = \frac{(1.2 \text{ atm})(0.574 \text{ L})}{(0.082057 \text{ atmL/molK})(298 \text{ K})} = 0.0282 \text{ mol}$$
$$0.0282 \text{ mol} * \frac{28.96 \text{ g}}{1 \text{ mol}} = 0.817 \text{ g}$$

La cantidad de propelente (aire) que este diseño cargó fue 1.99 veces el almacenamiento del diseño previo por lo que se considera un diseño exitoso. Sin embargo, también se debe tener en consideración la masa que el tanque tendrá para verificar que en todo el subsistema no sobrepase el requisito STR01.

$$V_{tubo} = \frac{\pi}{4}(0.0889^2 - 0.0779^2)(0.13 \text{ m}) = 1.873e^{-4} \text{ m}^3$$

$$V_{fondo} = \frac{\pi}{4}(0.0779 \text{ m})^2(0.003175 \text{ m}) = 1.513e^{-5} \text{ m}^3$$

$$V_{tapa} = \frac{\pi}{4}(0.0779 \text{ m})^2(0.00635 \text{ m}) = 3.026e^{-5} \text{ m}^3$$

$$V_{tuerca} = 3 * (0.010 \text{ m})(0.0087 \text{ m})(0.005 \text{ m}) = 1.305e^{-6} \text{ m}^3$$

$$V_{total} = V_{tubo} + V_{fondo} + V_{tapa} + V_{tuerca} = 2.340e^{-4} m^3$$

$$m_{tanque} = V_{total}\rho_{Al} = (2.340e^{-4} m^3)(2700 \frac{kg}{m^3}) = 0.631 kg$$

La masa inerte del tanque de almacenamiento, representada por m_{tanque} , es de 0.631 kg.

Condiciones en LEO

Se espera que el CubeSat y el propulsor se desplieguen en LEO (Low Earth Orbit), una órbita espacial cercana a la Tierra. LEO abarca altitudes desde los 160 km hasta los 1000 km sobre la superficie terrestre (ESA, 2020). Los rangos de temperatura en esta órbita van de -65°C a los 125°C (NASA, 2004).

Cálculos de factor de seguridad

Para comprobar el cumplimiento de los requisitos TN03 y TN04 se realizaron cálculos de esfuerzos en cilindros presurizados. Se calcularon los tres tipos de esfuerzos a los cuales está sometido un cilindro con una presión interna, esfuerzo tangencial, esfuerzo radial, y esfuerzo longitudinal.

Para realizar la comparación entre las condiciones terrestres y las condiciones espaciales se utilizaron las fórmulas con presiones absolutas. Es decir para la utilización de las distintas ecuaciones las presiones utilizadas fueron:

Cuadro 4: Presiones interna y externa para cálculos de esfuerzo .

Condiciones	Presión interna (MPa/atm)	Presión externa (MPa/atm)
Terrestres	0.2246/2.217	0.1030/1.017
Espaciales	0.1216/1.200	0/0

Nota. Elaboración propia.

El tanque de almacenamiento se consideró de pared gruesa utilizando el criterio de diámetro contra espesor de pared:

$$r = \frac{d}{t} = \frac{0.0889 m}{0.0055 m} = 16.16 < 20$$

donde r es la relación de diámetro contra espesor, d es el diámetro externo del cilindro y t el espesor de pared. Si r es menor a 20 el cilindro se considera de pared gruesa (Budynas, 2011).

Para comprobar el factor de seguridad requeridos por los requisitos TN03 y TN04 se obtuvieron los esfuerzos experimentados por un cilindro presurizado. Se calculó el esfuerzo

tangencial, el esfuerzo radial y el esfuerzo axial o longitudinal obtenidos con las siguientes fórmulas:

Para el esfuerzo tangencial en condición terrestre (σ_{Tt}):

$$\sigma_{Tt} = \frac{p_i r_i^2 - p_o r_o^2 - r_i^2 r_o^2 (p_o - p_i) / r^2}{r_o^2 - r_i^2}$$

$$\sigma_{Tt} =$$

$$\frac{(224,600 \text{ Pa})(0.0779 \text{ m})^2 - (103,000 \text{ Pa})(0.0889 \text{ m})^2 - (0.0779 \text{ m})^2 (0.0889 \text{ m})^2 ((224,600 \text{ Pa} - 103,000 \text{ Pa}) / (0.0779 \text{ m})^2)}{(0.0889 \text{ m})^2 - (0.0779 \text{ m})^2}$$

$$= 378,971 \text{ Pa} = 0.379 \text{ MPa}$$

Para el esfuerzo radial en condición terrestre (σ_{Tr}):

$$\sigma_{Tr} = \frac{p_i r_i^2 - p_o r_o^2 + r_i^2 r_o^2 (p_o - p_i) / r^2}{r_o^2 - r_i^2}$$

$$\sigma_{Tr} =$$

$$\frac{(224,600 \text{ Pa})(0.0779 \text{ m})^2 - (103,000 \text{ Pa})(0.0889 \text{ m})^2 + (0.0779 \text{ m})^2 (0.0889 \text{ m})^2 ((224,600 \text{ Pa} - 103,000 \text{ Pa}) / (0.0779 \text{ m})^2)}{(0.0889 \text{ m})^2 - (0.0779 \text{ m})^2}$$

$$= 237,744 \text{ Pa} = 0.237 \text{ MPa}$$

Para el esfuerzo longitudinal en condición terrestre (σ_{Tl}):

$$\sigma_{Tl} = \frac{p_i r_i}{r_o^2 - r_i^2}$$

$$\sigma_{Tl} = \frac{(224,637 \text{ Pa})(0.0779 \text{ m})}{(0.0889 \text{ m})^2 - (0.0799 \text{ m})^2} = 742,963 \text{ Pa} = 0.742 \text{ MPa}$$

Donde p_o es la presión externa del cilindro en las condiciones indicadas y p_i la presión interna, r_i el radio interno del cilindro y r_o el radio externo. r es el radio donde se desea calcular el esfuerzo, se utilizó el radio que maximizara el esfuerzo. Para el esfuerzo tangencial se utilizó el radio interno y para el esfuerzo radial se utilizó el radio externo. De igual manera se encontraron los mismos esfuerzos para las condiciones espaciales.

Para el esfuerzo tangencial en LEO (σ_{St}):

$$\sigma_{St} = 925,882 \text{ Pa} = 0.926 \text{ MPa}$$

Para el esfuerzo radial en LEO (σ_{Sr}):

$$\sigma_{Sr} = -121,590 \text{ Pa} = -0.122 \text{ MPa}$$

Para el esfuerzo longitudinal en LEO (σ_{Sl}):

$$\sigma_{Sl} = 402,146 \text{ Pa} = 0.402 \text{ MPa}$$

Posterior a obtener estos esfuerzos se deben obtener los esfuerzos tridimensionales generales. Donde los esfuerzos σ_t , σ_r y σ_l se ordenan de mayor a menor siendo σ_1 el mayor esfuerzo y σ_3 el menor. Los esfuerzos cortantes generales se obtienen como:

$$\tau_{1/2} = \frac{\sigma_1 - \sigma_2}{2}$$

Donde $\tau_{1/3}$ fué el mayor esfuerzo. El mayor esfuerzo para cada condición fue de $\tau_{T1/3} = 0.2529 \text{ MPa}$ para condiciones terrestres y de $\tau_{S1/3} = 0.524 \text{ MPa}$ para las condiciones en LEO. Con dichos valores se encontró el factor de seguridad para ambas condiciones.

Factor de seguridad para condiciones terrestres

$$n = \frac{S_{sy}}{\tau_{T1/3}} = \frac{0.5S_y}{\tau_{T1/3}} = 612$$

Factor de seguridad para condiciones en LEO

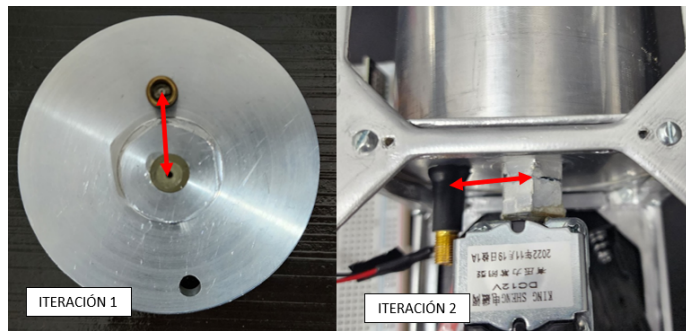
$$n = \frac{S_{sy}}{\tau_{S1/3}} = \frac{0.5S_y}{\tau_{S1/3}} = 295$$

Donde n es el factor de seguridad, S_{sy} es la resistencia al corte y S_y es la resistencia a la fluencia que se consideró como 301 MPa para el aluminio (MatWeb, s.f.). Se cumplieron los requisitos TN03 y TN04.

5.3.3. Iteración 2

En la iteración 1, se tuvo un problema al momento de llenado y sellado. El primer problema se dio en la tapa. Al momento de insertar la salida del compresor manual, no podía colocarse para el llenado del tanque debido a que la válvula solenoide de vaciado obstruía la entrada de la válvula de llenado. El agujero de llenado de la primera etapa estaba a 20 mm del centro de la tapa. En esta nueva iteración, se colocó a 28 mm del centro.

Figura 19: Comparación entre primera y segunda iteración de tapas



Nota. Elaboración propia.

Al realizar las pruebas de sellado con la iteración 1, el tanque presentó fugas audibles. Se volvieron notorias al agregar espuma sobre la rosca de la tapa. Para realizar un sellado correcto, se añadió teflón y silicón gris formador de empaque.

5.3.4. Manufactura

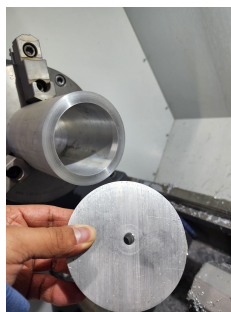
Iteración 1

Para la manufactura del tanque, se compró un cilindro de aluminio 6061, con 152.4 mm de longitud por 95 mm de diámetro.

Se refrentó la parte posterior y frontal del aluminio. Se retiró una rodaja de material de 10 mm para realizar la tapa y realizar una sujeción segura al momento de manufacturar la tapa.

Al cilindro de 95 x 142.4 mm se le realizó un agujero interno con una broca de 25.4 mm y un desvaste interno utilizando un torno CNC; a la tapa se le realizó un agujero pasado con una broca de 8 mm.

Figura 20: Primer paso de manufactura del tanque



Nota. Elaboración propia.

Posteriormente, mediante torno CNC se le dió la medida necesaria a la parte interna del cilindro. A la tapa se le dejó un cilindro de 40 mm de diámetro y 5 mm de profundidad para la sujeción. Se llevó el agujero pasado de la tapa a la dimensión necesaria (10 mm mediante un proceso de maquinado interno).

Mediante el cilindro en la tapa, esta se llevó al espesor requerido según los planos con la utilización del torno CNC.

Figura 21: *Segundo paso de manufactura del tanque*



Nota. Elaboración propia.

Finalmente, se realizó la rosca interna al cilindro y externa a la tapa, se realizó el agujero para el paso de la válvula, este se realizó mediante una broca de 6 mm. Se realizó un refrentado del fondo del tanque pues el tipo de desvaste interno no permitió un fondo recto. También se utilizó el cilindro de sujeción de la tapa para realizar el maquinado de un hexágono de apriete, esto mediante fresa manual.

Figura 22: *Tanque montado en la estructura*



Nota. Elaboración propia.

Iteración 2

Se compró un cilindro de aluminio 6061 de 82.55 mm de diámetro y de 12.7 mm de largo. Se le realizó refrentado y desbaste para llegar a las mismas dimensiones de radio y longitud de la iteración 1. Se maquinó con un hexágono de apriete de las mismas dimensiones que el hexágono de la iteración 1.

La diferencia radicó en que se realizó un agujero con una broca de 6 mm. Esta se realizó a 28.00 mm del centro. Esta medida se obtuvo al dejar un margen de 2 mm entre el borde de la tapa y el borde de la válvula de llenado.

Se realizó una rosca externa de 78 mm x 2 mm de paso y una rosca externa de 10 mm x 1.5 mm de paso para el agujero de salida de propelente.

Figura 23: *Realización de roscas para iteración 2*



Nota. Elaboración propia.

5.4. Diseño del sistema de ionización

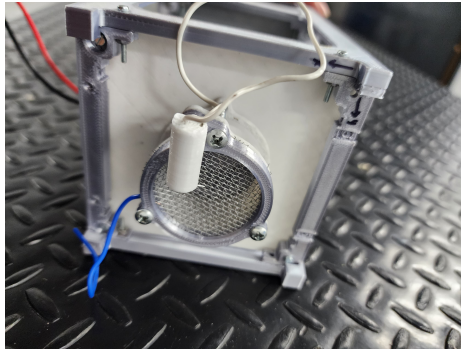
5.4.1. Información de iteración anterior

Fase 1

Durante la primera fase, esta implementación se realizó en el cuarto prototipo en forma de una pistola de electrones por alto voltaje que consistía en un clavo y una lámina de aluminio. Se realizaron cálculos para dos pistolas, una para inyección de electrones y otra de cancelación de carga en la salida de la cámara (López, 2023).

Para el sexto prototipo de la fase 1 se utilizaron dos cables con un diferencial de alto voltaje dentro de un tubo con dos agujeros.

Figura 24: Pistola de electrones para la cancelación de la carga



Nota. Adaptada de Lopez, J. (2023).

Se comprobó el funcionamiento de este en el cuarto prototipo, se concluyó, mas no se midió que existía una diferencia en el impulso específico resultante con y sin el sistema de ionización encendido. También se concluyó que existía impulso únicamente por el diferencial de presiones.

Cuadro 5: Resultados de la primera pistola de electrones

Propiedad	Valor
Masa (kg)	1.62
Impulso específico (s)*	0.1

Nota. Elaboración propia. *Este impulso es una combinación de impulso dado por la ionización y el diferencial de presiones.

5.4.2. Iteración 1

Calculos preeliminares

Para garantizar la ionización se siguieron los fundamentos teóricos para la formación de un arco eléctrico, seleccionando correctamente el voltaje. Se necesitan aproximadamente 30 kV para formar un arco eléctrico a 10 mm de distancia (Olmo, 2009). El amplificador de voltaje tiene la capacidad de llegar hasta los 90 kV, este se consiguió de un *taser*.

$$d_{max} = \frac{10 \text{ mm}}{30000 \text{ V}} * 90000 \text{ V} = 30 \text{ mm}$$

Donde d_{max} es la distancia máxima que puede separarse cátodo y ánodo para formar un arco, según el voltaje máximo de salida del *taser* esta distancia es de 30 mm. Se buscó alimentar un voltaje en el cual se produzca ionización sin provocar un arco voltaico.

Al desensamblar el *taser* se observó que este estaba alimentado por un arreglo de baterías que entregaban 4 V y la separación entre ánodo y cátodo se midió como 7 mm. Según el fundamento teórico para lograr un arco en esta distancia, el voltaje de salida debió ser de:

$$V_{Staser1} = \frac{3000 V}{1 mm} * 7 mm = 21000 V$$

Donde $V_{Staser1}$ es el voltaje de salida del *taser* funcionando con su fuente de poder incorporada. Con este dato se obtuvieron relaciones que sirvieron para el diseño de las pistolas de electrones.

$$r_V = \frac{V_{Staser1}}{V_{Itaser1}} = \frac{21000 V}{4 V} = 5250$$

Donde r_V es la relación entre voltaje de salida y voltaje de entrada del amplificador de voltaje y $V_{Itaser1}$ es el voltaje de la fuente de poder incorporada del *taser*.

$$r_d = \frac{d_{taser}}{V_{Itaser1}} = \frac{7 mm}{4 V} = 0.57 V/mm$$

Donde r_d es la relación entre voltaje de entrada y distancia de separación entre ánodo y cátodo para conseguir un arco eléctrico. Una vez con estos datos se decidió que se utilizaría un voltaje de 10 V para alimentar la pistola de electrones con la fuente variable.

$$d_{pistola} = \frac{1}{r_d} * V_{Itaser2} = \frac{1}{0.57 V/mm} * 12 V = 21 mm$$

Donde $d_{pistola}$ es la distancia que debe haber entre el clavo y el alambre, y $V_{Itaser2}$ el voltaje que se le alimentará al amplificador de voltaje.

Para esta fase se realizó un sistema de ionización que constó en total de cinco piezas, tres impresas en PETG con manufactura aditiva, un clavo de cobre y un alambre AWG 22 para protoboard. El clavo se cortó a la distancia requerida con una sierra de mano. Dos de las piezas impresas conformaron la pistola interna y una la externa.

Pistola interna - Entrada

Esta parte constó de tres agujeros en la parte trasera del cilindro. Uno de estos es para la entrada de la válvula y cuenta con un diámetro de 2.70 mm. Se diseñó una ranura para permitir el paso de un tornillo M3, dichos tornillos servirán para acoplar la pistola a la cámara de ionización.

Pistola interna - Salida

Se diseñó para cargar en esta, tanto el clavo recortado como el alambre. Contó con un soporte en la parte inferior de la pieza diseñado para permitir el flujo de aire y a la vez soportar el clavo concéntricamente.

Figura 25: *Pistola interna montada en cámara de ionización*



Nota. Elaboración propia.

Pistola externa

Para la pistola externa se utilizó el mismo diseño empleado en la fase 1 mostrado en la figura 6 debido a su tamaño y facilidad de colocación en el soporte de las rejillas energizadas (López, 2023).

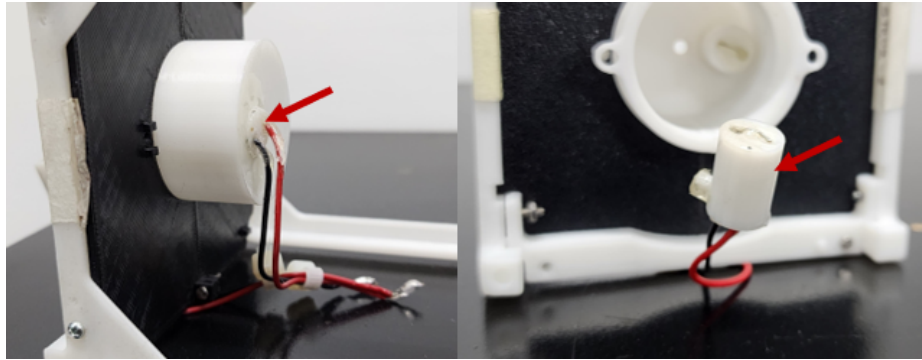
5.4.3. Iteración 2

Pistola interna

Al realizar la primera prueba se comprobó que el diseño de la pistola interna de la iteración 1 no era funcional pues esta bloqueó el flujo directo del aire saliendo a presión del tanque de almacenamiento.

Se realizó un diseño similar a la pistola externa para la segunda iteración. Se eliminaron los agujeros de sujeción con tornillos y se agregó un agujero en la parte posterior a la cámara de ionización para la colocación de esta pistola.

Figura 26: Pistolas de electrones de la iteración 2



Nota. Elaboración propia.

Sin embargo este se descartó al no producir plasma visible como se solicitó en el requisito SIO01, por lo cual, aunque existieron confirmación visual (movimiento de hoja) y confirmación audible de que el proceso de ionización ocurría, se optó por realizar otra iteración.

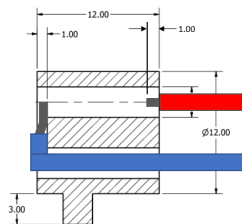
5.4.4. Iteración 3

La fuente de voltaje mediante la cual se alimentó a ambas pistolas únicamente entregó 5.8 V en la práctica. Por lo tanto se diseñó la iteración 3 con una longitud para que el arco eléctrico se diera y pudiese haber confirmación visible de generación de plasma. Se utilizó un voltaje de 5.7 V como alimentación para el amplificador de voltaje.

$$d_{pistola} = \frac{1}{r_d} * V_{Itaser3} = \frac{1}{0.57 \text{ V/mm}} * 5.7 \text{ V} = 10 \text{ mm}$$

Se diseñó una pistola con el mismo concepto que para la iteración 2 con una menor distancia entre ánodo y cátodo, se imprimieron en PETG gris. Se realizó con una longitud total de 12 mm. Con una ranura de 1 mm de un lado y al ensamblarse se dejó 1 mm de alambre de protoboard dentro del lado del cátodo.

Figura 27: Distancia de diseño en pistola de iteración 3



Nota. Elaboración propia.

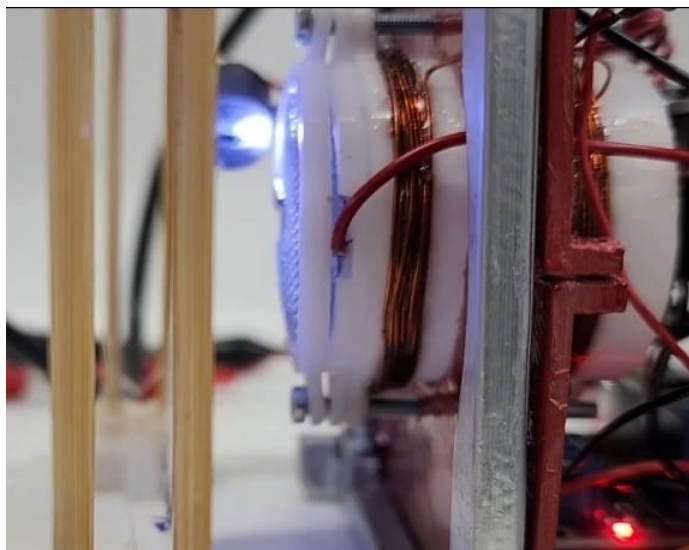
Al solicitar el voltaje máximo de la fuente fue visible un arco eléctrico donde se pudo observar el plasma, cumpliendo con el requisito SIO01, Al posicionarse en 5.6 V, se pudo apreciar movimiento en la hoja de prueba y confirmación audible, es decir, un ligero pitido que confirmó la ionización para esta iteración. Esta se montó en el segundo prototipo de esta fase.

Figura 28: *Brillo perceptible de efecto corona antes de la formación de arco eléctrico*



Nota. Elaboración propia.

Figura 29: *Formación de arco eléctrico (plasma) visible*

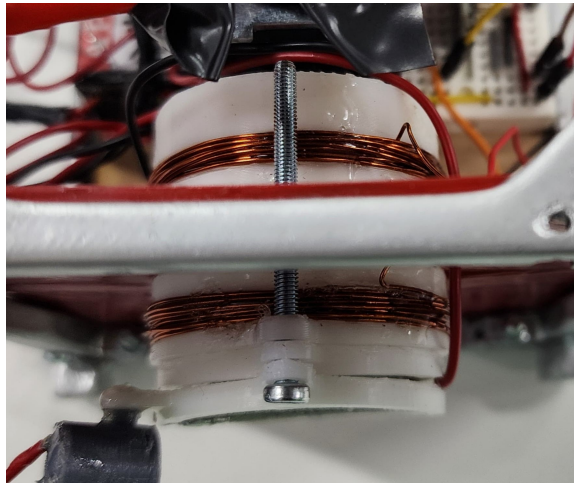


Nota. Elaboración propia.

Para esta iteración se añadió una cámara de ionización con dos ranuras para colocar dos aros magnéticos. Estos se colocaron para anular la fuerza magnética de atracción que la rejilla positiva pudiese causar en los electrones liberados, debido a que esta cuenta con una carga positiva y los electrones carga negativa.

Estas se conectaron paralelamente a una fuente secundaria, un arreglo de dos baterías de 1.5 V. Estas bobinas no se conectaron a la fuente principal debido a que elementos que exigen un mínimo de corriente como el módulo Arduino y el relé de 5VDC no funcionaban correctamente.

Figura 30: *Vista superior de cámara de ionización con aros magnéticos*



Nota. Elaboración propia.

5.5. Diseño de válvula solenoide

5.5.1. Válvulas solenoides en otros nanosatélites

La tecnología de válvulas solenoides es ampliamente utilizada en la tecnología de propulsión para nanosatélites. Varios de estos utilizan válvulas solenoides fabricadas de manera interna por las organizaciones, entre estos están:

- El LFPS (*Lunar Flashlight Propulsion System*) cuenta con cuatro válvulas solenoides en miniatura. El sistema de propulsión se encuentra a bordo del satélite JLP el cual fue desplegado en mayo del 2021. Entrega 100 mN por cada propulsor (NASA, 2022).
- La empresa SSTL (*Surrey Satellite Technology Ltd.*) envió un sistema de propulsión con tres tanques distintos de butano. Para cada uno de estos utilizó una válvula solenoide (NASA, 2022).

- En el 2014 se lanzó el nanosatélite *POPSAT-HIP1* con ocho microboquillas, cada una acompañada de una microválvula eléctrica controladas remotamente. Cada una de estas entregaba 1 mN de empuje (NASA, 2022).

5.5.2. Iteración 1

Se buscó realizar un diseño simple de una válvula solenoide NC (Normalmente Cerrada) que consistió en:

- adaptador de tanque a la válvula
- adaptador de válvula a la cámara de ionización
- bloque de paso con entrada para el vástago
- vástago
- resorte de compresión
- armadura
- embobinado de cobre

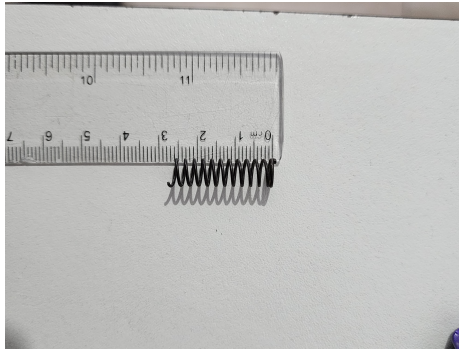
Los adaptadores se realizaron con manufactura aditiva mientras que el bloque de paso se realizó de aluminio para manejar de mejor manera las tolerancias entre el agujero del bloque y el vástago de hierro. El embobinado se realizó con alambre de cobre AWG 24 debido a su disponibilidad comercial.

Cálculos

Para el diseño del solenoide se debió comprobar que, en las condiciones de operación, es capaz de jalar el vástago metálico cuando sea activado; es decir, tiene la fuerza necesaria para deformar el resorte que mantiene el vástago en sitio.

Se compró un resorte comercial de 6 mm de diámetro y 28 mm de largo para realizar los cálculos. Para encontrar la fuerza necesaria para elevar el vástago contra la fuerza del resorte.. Se midió la deformación del resorte contra un peso conocido de 2.23 N para encontrar la constante.

Figura 31: *Resorte en estado estático sin deformación*



Nota. Elaboración propia.

Figura 32: *Resorte con una carga aplicada*



Nota. Elaboración propia.

$$k = \frac{F}{\Delta x} = \frac{(0.228 \text{ kg})(9.8 \text{ m/s}^2)}{(0.034 \text{ m} - 0.028 \text{ m})} = 372.4 \text{ N/m}$$

k es la constante de deformación del resorte; F la fuerza a la que se aplicó; y Δx , el cambio de longitud del resorte.

Para la fuerza del solenoide se debe medir la intensidad del campo, esta se mide en Teslas (Newton por Ampere metro) y depende de la permeabilidad de la materia en el vacío y la permeabilidad relativa (PR) del material, para el hierro es de 5000. La permeabilidad magnética en el vacío es de $4\pi \times 10^{-7}$ Tesla por metro partido Ampere (de Alicante, 2011).

También es proporcional al número de vueltas que tenga el embobinado, se calculó para 50 vueltas.

$$B = \mu P_R \frac{NI}{d} = 4\pi e^{-7} (5000) \frac{Tm}{A} \frac{(50)(2 A)}{0.008 m} = 78.5 T$$

Donde B es la intensidad del campo magnético, N la cantidad de vueltas del embobinado, d el diámetro del embobinado, I la corriente, μ la permeabilidad en el vacío y P_R la permeabilidad relativa del hierro.

La fuerza del campo magnético es equivalente a la intensidad del campo magnético, la corriente y la longitud del campo. Se limitará la longitud a 15 mm y se utilizará la corriente de salida de un adaptador 120V/5V, de 2 A.

$$F_{campo} = BIL = 78.5 T(2 A)(0.015 m) = 2.35 N$$

Donde F_{campo} es la fuerza que provoca el campo en el vástago de hierro, I la corriente y L la longitud de la bobina. Con esta fuerza se buscó una deformación de 6.32 mm.

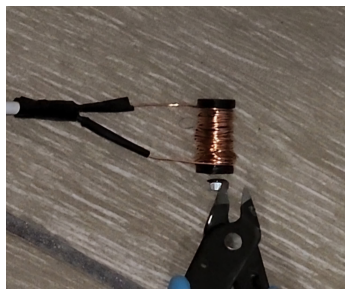
Adaptadores

Para los adaptadores se realizaron cilindros con agujeros concéntricos que fueron reduciendo su diámetro interno y externo. Estos se realizaron con resina fotocurable de 450 nm (nanómetros) mediante manufactura aditiva. El primer adaptador conectó del tanque al bloque de paso y el segundo fue de la salida del bloque a la cámara de ionización.

Solenoides

Para el embobinado y la armadura se seleccionó en el apartado de cálculos las vueltas a realizar, estas se realizaron con alambre AWG 24 de diámetro de 0.511 mm. Para la armadura se diseñó una pieza en CAD 3D con un espacio disponible para el embobinado de 15 mm. Por cada capa de embobinado se tuvieron aproximadamente 29 vueltas.

Figura 33: Prueba de solenoide (primera iteración)



Nota. Elaboración propia.

El solenoide no mostró ninguna señal de magnetismo, ni con el vástago de acero ni con otras piezas ferromagnéticas más pequeñas.

Cuerpo de la válvula

Se denominó el cuerpo de la válvula el conjunto de bloque y vástago. El bloque de paso se realizó mediante manufactura sustractiva en la fresa manual. Este recibe el paso del fluido y contiene el vástago permitir o limitar el flujo de propelente.

El vástago se realizó de un tornillo de acero, este se maquinó hasta tener un diámetro de 6.35 mm por ser una medida comercial (1/4 in). El agujero de paso para este vástago se realizó con un taladrado con broca del mismo diámetro.

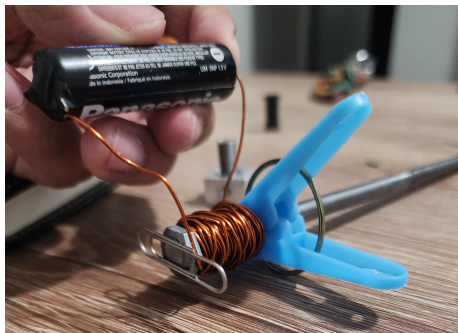
5.5.3. Iteración 2

Tanto la solenoide como el cuerpo de la válvula no presentaron éxito. El bloque de paso y el vástago no presentaban un sellado adecuado y la solenoide no presentó señales de magnetismo. Por lo tanto se realizó la compra de una válvula solenoide comercial y se utilizó ingeniería inversa para realizar una segunda iteración.

Solenoide

Además de ingeniería inversa, se realizó una prueba práctica de magnetización en un tornillo de acero de 6.25 mm. Este se realizó debido a que en los supuestos de la iteración 1 se asumía que todo el núcleo sería de un material ferroso cuando este fue una combinación entre dicho material (el vástago) y un polímero (el carrete).

Figura 34: Prueba de práctica de magnetismo



Nota. Elaboración propia.

Como se puede observar en la figura 34 esta prueba resultó exitosa, pudiendo sostener en el extremo del clavo tanto materiales ferrosos pequeños como el vástago. Además se

comprobó que selección de la dirección del embobinado y de la corriente eran correctos.

Por lo tanto, para esta iteración se realizó un cuerpo hecho de un tornillo M10. Se dejó 26 mm de longitud para embobinado (longitud utilizada en la prueba práctica). Se realizó el mismo embobinado que en la iteración anterior con la nueva longitud. La fuerza teórica de este embobinado fue de

$$F_{campo} = BIL = 78.5 T(2 A)(0.026 m) = 4.09 N$$

Donde F_{campo} es la fuerza que provoca el campo en el vástago de hierro, I la corriente y L la nueva longitud de la bobina.

Figura 35: *Nucleo de tornillo M10 para embobinado*



Nota. Elaboración propia.

Debido a que tampoco presentó magnetismo se realizaron varias pruebas con 100, 120, 140, 180, 250 y 300 vueltas. Sin embargo, ninguna de estas presentó magnetismo.

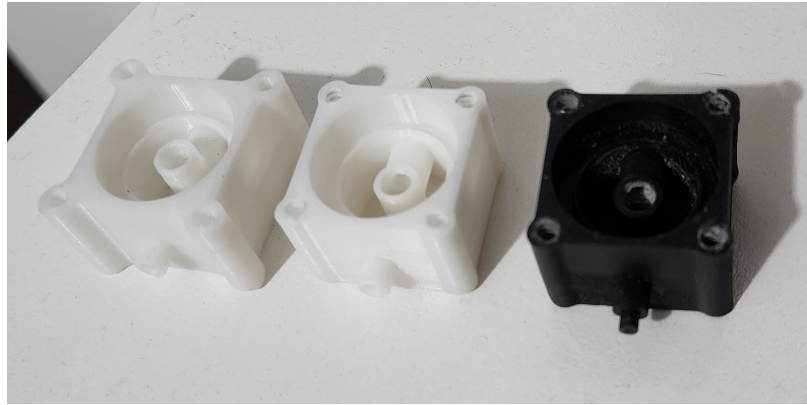
Cuerpo de la válvula

Se pudo observar que el concepto utilizado para la válvula comercial era distinto al diseñado en la iteración anterior. Para este, el agujero de entrada era bloqueado por una tapa con material sellante. y el agujero de salida solo recibía propelente al activarse la solenoide, permitiendo el flujo.

Con este concepto se realizaron varios diseños con el agregado de tener entrada y salida diseñadas para acoplarse a las piezas del propulsor y reducir el largo general de este. Se buscó utilizar la solenoide comercial debido a la falta de magnetización de esta iteración. Se iteró el diseño debido a que ciertas dimensiones permitían el flujo de aire aún en su estado cerrado. Entre estas están:

1. Impresión en PETG: mal posicionamiento de agujeros de unión con solenoide.
2. Impresión en PETG: no se logró sello debido al material.
3. Impresión en Resina fotocurable de 450 nm: orilla del disco que realiza el sello presentó pandeo.

Figura 36: *Distintas impresiones del bloque de paso de la válvula*



Nota. Elaboración propia.

Finalmente la cuarta impresión en resina fotocurable de 450 nm se probó y realizó el sello correctamente. Esta se unió a la solenoide comercial mediante cuatro tornillos autorroscantes M3 de 8 mm de longitud. Todas las iteraciones presentaron un agujero de entrada de 6 mm con rosca M6 de paso 1, y un agujero de salida de 3.20 mm.

5.5.4. Iteración 3

Cuerpo de la válvula

Con el bloque de paso definido, se realizaron los acoples. El acople entre tanque y el bloque de paso se realizó mediante manufactura sustractiva en el torno manual. Se realizó de aluminio 6061. El acople entre el bloque de paso y la cámara de ionización se realizó de la misma resina fotocurable de la cual está hecho el bloque de paso. Se tuvieron que realizar varias impresiones, pues el agujero de 0.5 mm necesitado para estrangular el propelente se imprimió únicamente en la última impresión de tres distintas que se realizaron.

Solenoide

Se realizó una última iteración para la solenoide. Se acortó la longitud total de la bobina para colocar un anillo de retención de 9 mm para que fuese más sencillo realizar un emboinado más ordenado y tener el campo magnético más unidireccional posible. Además, se

optó por alimentar la solenoide con la fuente de 12 VDC que se utilizó para alimentar las rejillas energizadas y la solenoide comercial. Finalmente, el embobinado se realizó de manera distinta, se utilizó un calibre de menor diámetro (AWG 27) permitiendo 60 vueltas en una longitud de 23 mm. Se realizaron las 60 vueltas, se colocó cinta de aislar y se enrolló otra bobina de 60 vueltas, así 3 veces. Estas 3 bobinas se conectaron en paralelo para sumar sus fuerzas magnéticas actuando en el vástago.

Figura 37: *Tercera iteración de solenoide con dos bobinas en paralelo*



Nota. Elaboración propia.

Aunque se tuvo un resultado diferente, este no fue el esperado. La solenoide presentó suficiente fuerza magnética para mantener el vástago unido a la orilla del agujero. Sin embargo al insertar este en el núcleo este era repelido hacia afuera al alimentar la bobina. Se intentó invertir la corriente y el embobinado pero se tuvo el mismo resultado. Se decidió dejar la solenoide comercial junto con el cuerpo realizado en la Universidad del Valle de Guatemala.

5.5.5. Manufactura

Iteración 1

Para la manufactura del bloque metálico de paso, se utilizó un cuadrado de 60x60x20 mm de aluminio 6061. Se realizó un corte aproximado y de forma manual con una sierra para metal y una prensa de banco.

Figura 38: *Primer paso de manufactura para el bloque de paso*



Nota. Elaboración propia.

Finalmente se realizaron tres agujeros mediante la utilización de una fresa manual, con brocas de 6.35 mm, 3.125 mm y de 10 mm. Con las primeras dos se realizaron dos perforaciones a lados opuestos del bloque de paso. Se realizó primero un agujero pasado con la broca de 3.125 mm. Luego, este agujero se utilizó como guía para realizar un agujero de 7 mm de profundidad con la broca de 6.35 mm.

Se realizaron dos agujeros en la parte superior para la entrada del vástago. Se realizó una perforación de 2 mm con la broca de 10 mm para la ranura que sostendrá la armadura. Además se realizó una perforación de 5 mm con la broca de 6.35 mm para la entrada del vástago.

Figura 39: *Bloque de paso*



Nota. Elaboración propia.

Iteración 3

Para la tercera iteración se realizó el acople entre el tanque de almacenamiento y el bloque de paso del propelente. Este se realizó de manufactura sustractiva de aluminio 6061.

Se cortó de manera manual un cilindro de 25 mm de diámetro. Se cortó a una longitud de 40 mm. Se realizó refrontado de ambos lados y se le realizó un agujero pasado de 6 mm de diámetro. Posteriormente se realizaron operaciones de cilindrado de ambos para ambas uniones. Del lado del tanque se dejó un diámetro de 11 mm y del otro lado se dejó un diámetro de 6 mm.

Se realizaron roscas externas de ambos lados. Estas mediante torno CNC. Finalmente, mediante fresa manual y un tornillo M12 de guía se realizó un hexágono para apriete o desensamblaje en fresa manual. Se realizó del lado del tanque un agujero de 6 mm de diámetro y 15 mm de profundidad. Esto para que existiese una reducción de diámetro en el paso del propelente.

Figura 40: Corte de cilindro para acople tanque-bloque de paso



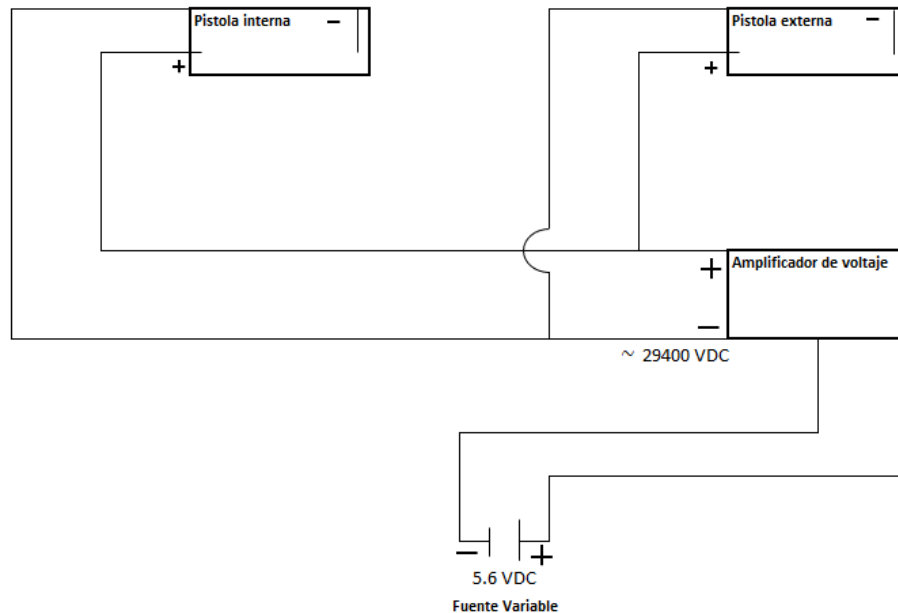
Nota. Elaboración propia.

5.6. Apartado eléctrico/electrónico

El prototipo actual cuenta con un total de 3 sistemas eléctricos independientes: para ionización, para válvula y para aros magnéticos.

5.6.1. Ionización

Figura 41: Diagrama eléctrico de sistema de ionización



Nota. Elaboración propia.

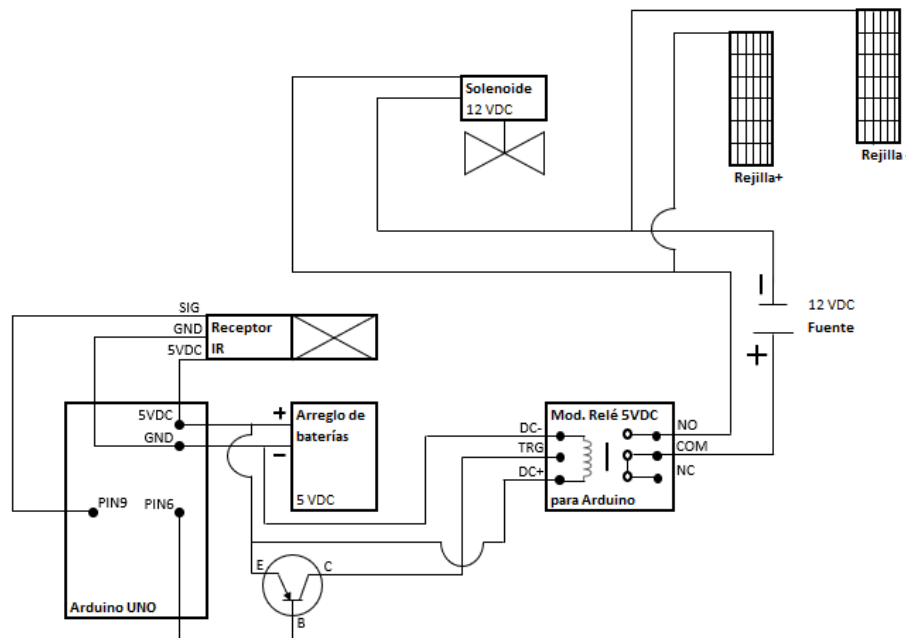
La ionización requirió de la creación de altos voltajes. Esto se consiguió mediante un amplificador de voltaje extraído de un *taser*. Consistió de unas pinzas de entrada que se conectaron a una fuente variable. Estas pinzas se conectaron hacia el amplificador de voltaje. La salida positiva del amplificador fue hacia los dos cationes de ambas pistolas de electrones, la salida negativa fue hacia los dos aniones de estas. La fuente es capaz de entregar un máximo de 5.7 VDC debido a limitaciones de potencia y corriente. Mientras que debido a que las pistolas se encuentran cerca de formar un arco eléctrico, se calcula que la salida del amplificador es de 29400 VDC aproximadamente.

5.6.2. Válvula

Este constó de dos líneas distintas de voltaje. La principal consistió de una fuente de 12 VDC, esta alimenta la válvula solenoide y también energizó las rejillas.

La línea secundaria consistió en un voltaje de 5 VDC proveído por un arreglo de 4 baterías AA de 1.5 V. Aunque este arreglo entregó un voltaje ligeramente mayor (6 VDC) se consideró como una fuente de 5 VDC debido a que esta alimentó un microcontrolador Arduino UNO de este voltaje. Además, este arreglo alimentó un sensor IR HX1838 y un módulo de Arduino con *trigger* para un relé de 5VDC.

Figura 42: Diagrama eléctrico de válvula y rejillas



Nota. Elaboración propia.

La línea principal tuvo el extremo negativo en conexión directa con la válvula solenoide

y la rejilla negativa. El extremo positivo se conecto a la línea común del módulo de relé. Se conectó el pin NO (normalmente abierto) a la solenoide y a la rejilla positiva. De esta manera, únicamente al enviar una señal de *trigger* hacia el módulo es que se completó el circuito.

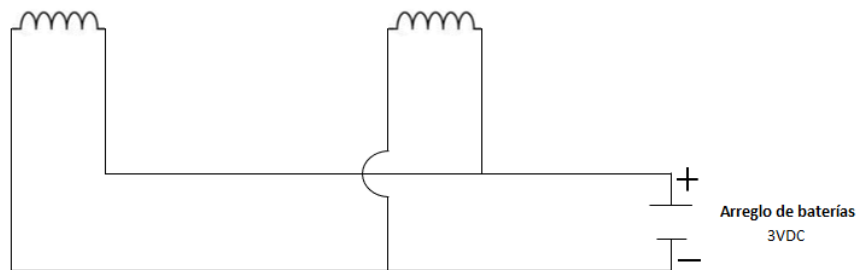
La señal para aperturar la válvula se envió de manera remota por un canal infrarrojo. Al momento de presionar una tecla, el código de Arduino envió una señal *HIGH* hacia la base de un transistor PNP que permitió el paso de los 5 VDC hacia el puerto de *trigger*, los puertos de la bobina del relé estuvieron conectados permanentemente al arreglo de baterías.

Uso de transistor PNP

Se intentó inicialmente utilizar un relé de 5 VDC para realizar el sistema remoto. Sin embargo, este no funcionó debido a que el pin de salida del Arduino no entregó la corriente requerida para activar el relé. Se procedió a comprar el módulo pero se presentó el mismo problema. Por lo tanto se optó por utilizar el transistor PNP para que la salida del pin alimentara la base y fueron los 5 VDC del arreglo los que entregaron la señal directamente, solución que funcionó.

5.6.3. Aros magnéticos

Figura 43: Diagrama eléctrico de aros magnéticos



Nota. Elaboración propia.

Este último sistema consistió únicamente de un arreglo de dos baterías AA de 1.5 VDC para un total de 3 VDC. Se conectaron ambas bobinas en paralelo.

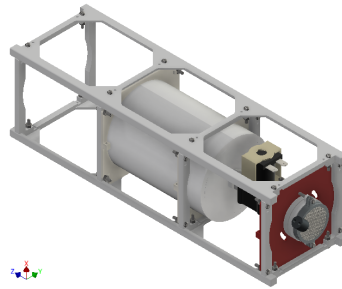
5.7. Ensamblaje

Para el montaje del propulsor, se utilizó una combinación de técnicas de sujeción que incluyó roscado, atornillado y resina como agente sellante donde fuese necesario. El propulsor se sujetó a presión en dos soportes al tanque. Ambos estuvieron atornillados a la estructura

del satélite. Este también se atornilló y estuvo a presión en un tercer soporte en la cámara de ionización, el cual también se colocó atornillado a la estructura.

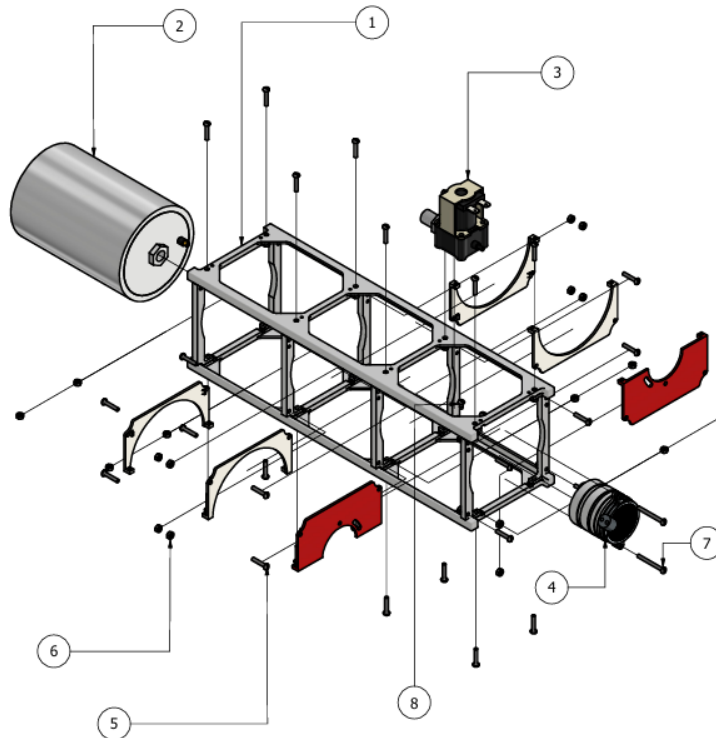
El propulsor se montó sobre una estructura de un satélite 3U adaptada para transportar el propulsor diseñado. La estructura consistió en dos piezas grandes que se conectan mediante ocho parales. Entre las modificaciones, se realizó un agujero concéntrico de 88.90 mm, para facilitar el paso del tanque de almacenamiento a la hora de necesitar montar o desmontar el subsistema.

Figura 44: *Propuesta de ensamblaje del propulsor en la estructura 3U*



Nota. Captura de pantalla de Autodesk reimpressa por cortesía de Autodesk, Inc.

Figura 45: *Explosión del propulsor con indicadores de piezas*



Nota. Captura de pantalla de Autodesk reimpressa por cortesía de Autodesk, Inc.

Se pueden observar en la explosión anterior todos los subsistemas mencionados. Además se pueden observar a más detalle la tornillería, la estructura y los soportes que se utilizaron. Se agregó un listado de estos componentes para una mejor comprensión del diseño.

Cuadro 6: *Listado de partes del propulsor*

No.	Nombre de la pieza	Cantidad
1	Estructura 3U	1
2	Tanque de almacenamiento	1
3	Válvula (con sus respectivos acoples)	1
4	Sistema de ionización	1
5	Tornillo M3x0.5x16	28
6	Tuerca M3x0.5	30
7	Tornillo M3x0.5x30	2

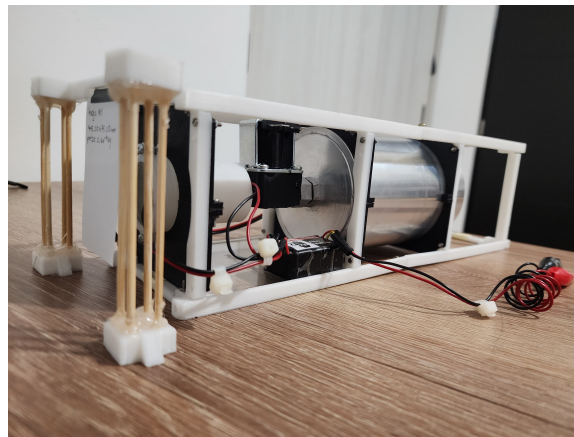
Nota. Elaboración propia.

Ensamblaje físico

Primer prototipo

Este consistió en una cámara de ionización sin espacio para aros magnéticos, el tanque de aluminio 6061 y la solenoide comercial montada en el bloque de paso realizado en manufactura aditiva. Este se utilizó para las primeras cinco pruebas. Aunque fue funcional debido a que se contruyó con segundas y terceras iteraciones de los distintos subsistemas este no contaba con un apartado eléctrico que pudiese accionar el prototipo de manera remota. Además que debido a la longitud de la cámara, la profundidad del prototipo sobrepasó lo requerido. Las pistolas no llegaron a mostrar plasma debido a su la longitud de su diseño.

Figura 46: *Montaje físico del prototipo 1*

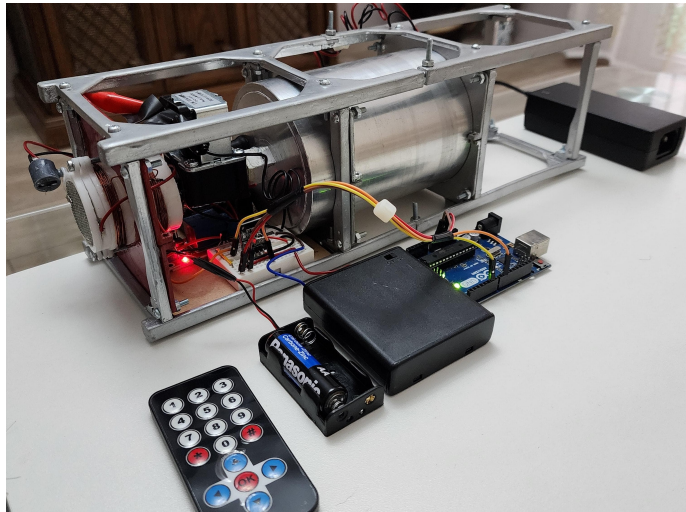


Nota. Elaboración propia.

Segundo prototipo

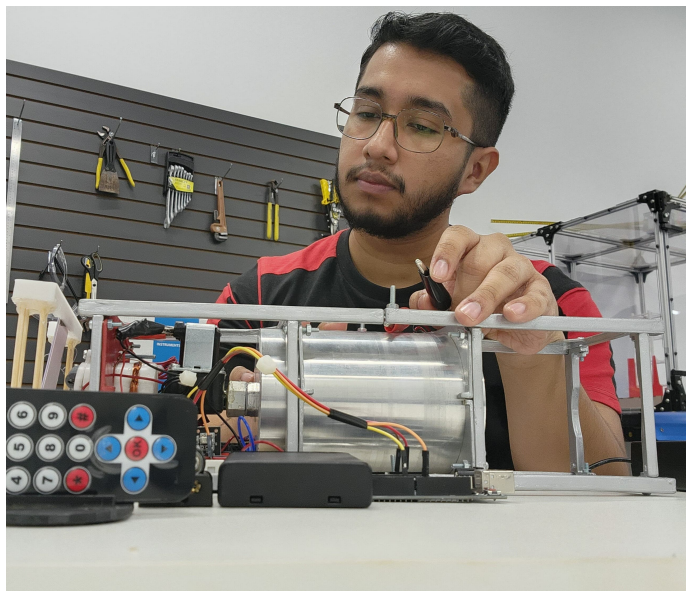
En este se implementaron las últimas iteraciones de todos los subsistemas. Además este tuvo integrado el sistema de relé para la activación remota de la válvula y las rejillas energizadas.

Figura 47: *Montaje físico del prototipo 2*



Nota. Elaboración propia.

Figura 48: *Prototipo 2*



Nota. Elaboración propia.

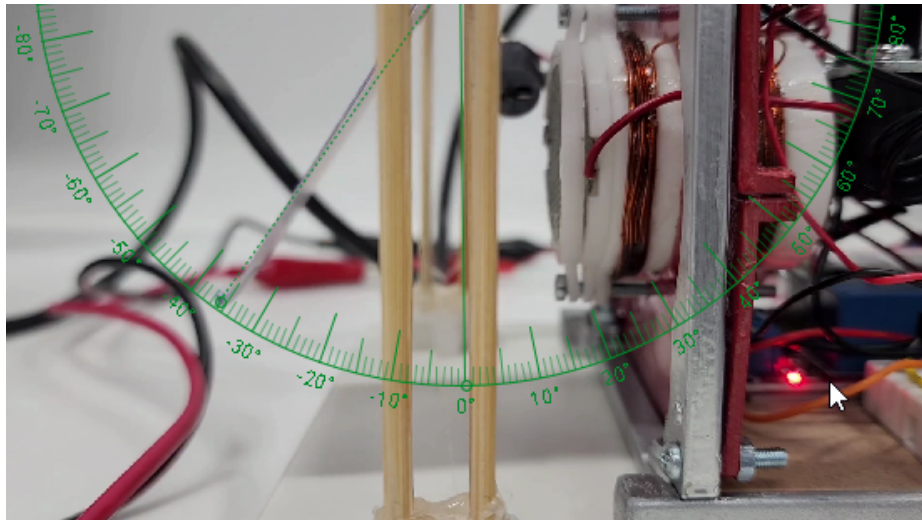
5.8. Obtención de resultados

Se buscó realizar un sistema de pruebas similar al utilizado en la fase 1. Este consistió en el modelado de una hoja de papel, con una masa conocida, como un péndulo. Se realizó un marco sostenedor de la hoja para colocar esta en una altura constante. Se utilizaron a través de las pruebas 3 hojas de 71x40 mm de distintas masas pues se consideró que el resultado del impulso específico se limitaba por el ángulo y no por la propulsión otorgada.

1. Hoja M1: 0.26 g
2. Hoja M2: 0.98 g
3. Hoja M3: 2.06 g

El péndulo fue modelado como una masa puntual al final de la hoja. Se calculó la energía potencial adquirida y el desplazamiento neto, con esto se despejó la fuerza, ambos datos se obtuvieron mediante el ángulo medido en *software*.

Figura 49: Medición del ángulo en prueba ionizada



Nota. Elaboración propia.

Con la fuerza y el tiempo obtenido del video de las pruebas se obtuvo el impulso, y con el peso del propelente se tuvo el impulso específico y el cambio de velocidad en el satélite al utilizar todo el propelente disponible.

CAPÍTULO 6

Resultados

6.1. Requisitos

Cuadro 7: *Cumplimiento de requisitos*

Código	Descripción	Cumplido
SE01	El sistema eléctrico debe contar con una fuente que provea el voltaje mínimo para alimentar la válvula solenoide, el controlador y si se requiere, el sistema de ionización.	Si
SE02	Debe incluir un controlador capaz de abrir y cerrar la válvula de manera remota.	Si
STR01	La masa del propulsor debe ser menor a 4.2 kg.	Si
STR02	La altura del propulsor no debe ser mayor a 100 mm.	Si
STR03	La anchura del propulsor no debe ser mayor a 100 mm.	Si
STR04	La profundidad del propulsor dentro del CubeSat no debe ser mayor a 220 mm .	Si
STR05	El propulsor debe limitar su espacio fuera del CubeSat 3U al volumen permitido <i>Tuna Can</i>	Si
VL01	La válvula solenoide debe poder ser fabricada en los laboratorios de la Universidad del Valle de Guatemala.	No
VL02	La válvula no debe superar su longitud comercial de 23 mm de entrada a salida.	No
VL03	Se debe crear una válvula normalmente cerrada.	Si
TN01	La presión del tanque en condiciones terrestres debe ser de 1.2 atm como máximo.	Si
TN02	El tanque debe ser fabricado con un material metálico.	Si
TN03	El tanque debe poseer un factor de seguridad mínimo de 4 en condiciones terrestres.	Si
TN04	El tanque debe mantenerse bajo la zona de fluencia en cualquier punto de su zona de operación.	Si
SIO01	El sistema debe generar plasma visible.	Si
SIO02	El sistema debe generar un impulso específico únicamente por ionización de al menos 1 segundo.	Si
SIO03	La propulsión debe generar un impulso específico de por lo menos 10 segundos.	Si

Nota. Elaboración propia.

6.2. Masa y dimensiones físicas

Cuadro 8: *Masas de componentes de prototipo 2*

Pieza/componente	Masa unitaria (g)	Cantidad	Masa total (g)
Tanque de almacenamiento	604.00	1	604.00
Válvula de llenado	8.26	1	8.26
O-Ring 12 ID x 1/8 in	0.61	1	0.61
Acople tanque-válvula	13.00	1	13.00
Solenoide comercial	66.28	1	66.28
Bloque de paso de válvula	13.56	1	13.56
Acople válvula-cámara	0.07	1	0.07
Pistola de iones posterior	1.27	1	1.27
Pistola de ionización canceladora	1.31	1	1.31
Cámara de ionización	14.21	1	14.21
Soporte de cámara	10.33	2	20.66
Soporte de cilindro	4.12	4	16.48
Tornillo M3x0.5x16	0.95	28	26.6
Tornillo M3x0.5x30	1.12	2	2.24
Tuerca M3x0.5	1.25	30	37.5
Soporte de rejilla	2.21	2	4.42
Rejilla metálica	0.90	2	1.80
Arduino UNO	40.00	1	40.00
Módulo relé 5 VDC	14.92	1	14.92
Receptor IR HX1838	3.30	1	3.30
Protoboard de 57 puntos	6.42	1	6.41
Aro magnético	3.17	2	6.33
Amplificador de voltaje	11.26	1	11.26
Total			914.50

Nota. Elaboración propia.

Cuadro 9: *Masa total de CubeSat 3U con propulsor integrado*

Propiedad	Valor
Masa de propelente	0.817 kg
Masa de componentes	0.914 kg
Masa de estructura 3U	0.104 kg
Masa total	1.835 kg
Masa permitida	4.20 kg
Porcentaje utilizado de masa disponible	43.69 %

Nota. Elaboración propia.

Cuadro 10: *Dimensiones generales del propulsor*

Propiedad	Valor
Largo (eje Z)	220.00 mm
Ancho (eje X)	88.90 mm
Alto (eje Y)	88.90 mm

Nota. Elaboración propia.

6.3. Propulsión

Cuadro 11: *Características de propulsión de las distintas pruebas (no ionizadas)*

No.Prueba	Empuje (mN)	Impulso específico (s)	Delta V (m/s)
1	0.00	0.00	0.00
2	0.71	1.23	5.01
3	0.77	1.37	5.57
4	2.85	4.56	18.60
5	4.85	8.35	34.10
6	4.93	8.31	33.93

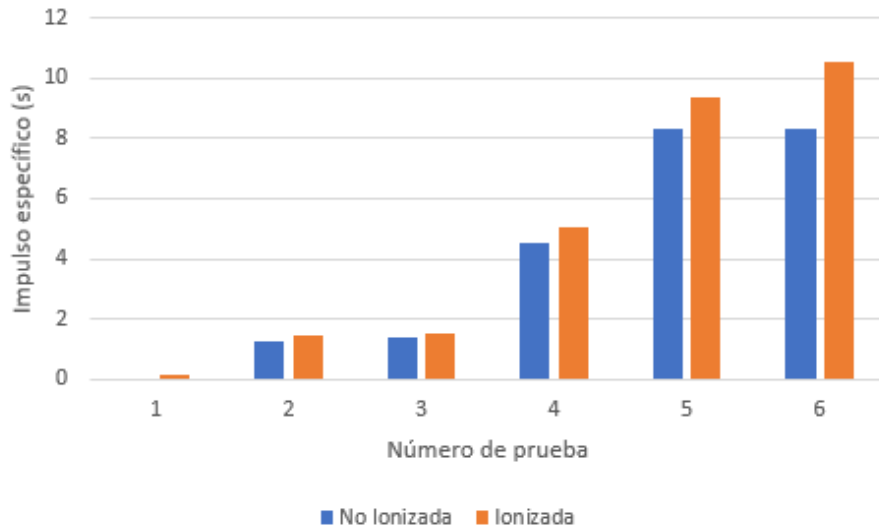
Nota. Elaboración propia.

Cuadro 12: Características de propulsión de las distintas pruebas (ionizadas)

No.Prueba	Empuje (mN)	Impulso específico (s)	Delta V (m/s)
1	0.08	0.15	0.59
2	0.83	1.48	6.04
3	0.83	1.55	6.33
4	2.93	5.08	20.74
5	5.36	9.37	38.22
6	6.11	10.54	43.02

Nota. Elaboración propia.

Figura 50: Comparación de impulso específico entre pruebas ionizadas y no ionizadas



Nota. Elaboración propia.

Discusión de resultados

El segundo prototipo realizado cumple con las expectativas pues este cumplió con más del 88 % de los requisitos esperados. Fueron únicamente 2 los requisitos insatisfactorios de 17 propuestos, estos son relacionados con el módulo de la válvula solenoide.

El primero, VL01, se considera como no cumplido debido a que la válvula utilizada en la iteración final del módulo no fue construida en su totalidad en el laboratorio. La solenoide del prototipo es una solenoide comercial debido a que las múltiples pruebas presentaron errores de funcionamiento. El último prototipo de solenoide ejerció una fuerza magnética en el vástago, sin embargo, este movía dicho objeto hacia direcciones no funcionales una vez dentro del núcleo. El último (y todos los prototipos anteriores) se modelaron como un imán con un campo magnético exterior que, según la dirección de la corriente, convergían hacia la dirección deseada de movimiento para el vástago, esto funcionó cuando este se encontró en la orilla de la entrada al núcleo. Sin embargo, al introducirlo el comportamiento no fue el esperado.

El bloque de paso de la válvula si fue fabricado en los laboratorios como indica el requisito. Este tiene entrada y salida para los acoples especialmente diseñados para la reducción de la longitud del propulsor. Además, el lograr realizar el sello y volverla compatible con la solenoide comercial indica que al lograr realizar una solenoide de menor tamaño esta se podrá montar en un bloque de paso personalizado reduciendo aún más el largo del subsistema.

El segundo, VL02, se considera como no cumplido debido a que al utilizar la solenoide

comercial esta delimitó el tamaño de la válvula completa.

La masa del CubeSat cambiará al momento de que piezas estructurales y la cámara de ionización se realicen en aluminio 6061 o el material metálico escogido. Se puede observar que la versión actual del subsistema es menor al 50 % del límite establecido. Sin embargo, se debe considerar el impacto de la fabricación de las piezas de metal. También se debe considerar que las piezas de electrónica usadas, que representan una fracción significativa de la masa, son comerciales, al realizar piezas específicas para el propulsor la masa se podrá reducir.

Las dimensiones del propulsor cumplen a cabalidad con lo establecido por las normativas. El largo del propulsor coincide con 2 unidades del *CubeSat-3U*. Esto hace compatible el diseño con este satélite y deja una unidad de espacio que se puede ocupar para la misión de este. El ancho y el alto se ven definidos por el tanque, recordando que este duplicó el almacenamiento, esto debido a la reducción del grosor de pared en comparación al de PVC pero también al aprovechamiento y a la compatibilidad de este con la estructura.

Con respecto a la propulsión, de la prueba 1 a la prueba 2 se cambió la pistola de electrones interna colocada al centro de la cámara por el modelo mencionado en la segunda iteración del sistema de ionización, esto causó que el impulso del diferencial de presiones fuera notorio. Aún así, para la prueba 1 se pudo notar un movimiento de duración indefinida mientras se mantuviera la corriente, que otorgaba un ligero pero perceptible impulso específico. En la prueba 2 y 3 se notó que al llegar a un ángulo determinado el área de la salida del propulsor no impactaba completamente en el área de la hoja M1 de 0.26 g.

Para la prueba 4 donde se puede ver un aumento en el impulso específico se realizó utilizando la hoja M2 con una masa de 0.98 g, más no se realizó ningún otro cambio al prototipo. El impulso fue mayor debido a que este depende de la masa (y por lo tanto el peso) de la hoja. Sin embargo, en esta prueba se observó que la hoja M2 llegaba también cercana al ángulo limitante (de aproximadamente 37°). Debido a todo esto, la prueba 4 fue considerada únicamente para probar la teoría del ángulo limitante, se procedió a realizar las siguientes dos pruebas con la hoja M3 con una masa de 2.06 g.

Como ocurrió de la prueba 3 a 5 el impulso específico tuvo un aumento notorio. Sin embargo, en esta ocasión la hoja no llegó al ángulo limitante y se alcanzó 28.1° para la prueba no ionizada y 31.2° para la prueba ionizada. Por lo tanto con esta hoja se optó por medir el aumento en la mejora del prototipo 1 al 2 con la prueba final 6.

Como era de esperarse la propulsión por diferencial de presiones no obtuvo ninguna mejora y tuvo una cambió de 0.04 s de impulso específico, algo que se pudo dar debido a la incertidumbre del manómetro utilizado. Este era un resultado esperado debido a que, entre pruebas, el tanque se mantuvo a la misma presión, los acoples y válvula de paso se

reutilizaron de la versión anterior y la cámara de ionización fue similar en geometría.

El cambio entre prototipos se dió en el apartado de ionización. Como se esperaba, esto causó una mejora en la propulsión ionizada de la prueba 5 a la prueba 6. Esta prueba fue suficiente para alcanzar el objetivo en propulsión esperado. Aunque el impacto de la ionización siempre fue notorio, como se puede ver en la figura 47, en el cambio de prototipos se puede notar el impacto real que se obtuvo al tener pistolas de electrones con confirmación visible del proceso de ionización y la funcionalidad de los aros magnéticos.

1. El prototipo con el tanque metálico y la válvula solenoide entregó 8.31 s de impulso específico. Al agregarse el sistema de ionización, entregó 10.54 s. Con este impulso específico, el prototipo obtendrá un cambio de velocidad de 43.02 m/s en órbita. Este se diseñó y se desarrolló con dimensiones máximas de 220.00 mm x 88.90 mm x 88.90 mm.
2. Se diseñó y se prototipó un bloque de paso realizado con resina fotocurable de 450 nm que se ensambló con una válvula solenoide comercial de 12 V. Esta realizó sellado y permitió el paso de flujo al energizarse.
3. El requisito de una válvula solenoide personalizada para el prototipo no se alcanzó debido a que el electroimán de la solenoide atrajo al vástago en sus bordes, pero, repelió el vástago al momento de encontrarse dentro del imán, cuando se esperaba atracción.
4. Se diseñó y se prototipó un tanque metálico de aluminio 6061 con una capacidad de 0.817 kg de aire a una presión de 117 kPa. Este cuenta con un factor de seguridad de 295 para las condiciones en LEO.
5. El tanque metálico duplicó el almacenamiento en comparación a la fase 1 sin comprometer las limitaciones de espacio ni masa. Su forma cilíndrica permitió el aprovechamiento del espacio disponible en un CubeSat-3U.
6. La reducción del espesor de pared del tanque se limitó a la falta de un método de sujeción especializado durante su desbaste interno.

7. La implementación de aros magnéticos de contención en la cámara de ionización y la utilización de pistolas de electrones que produjeron plasma visible aumentaron la propulsión otorgada por el prototipo en 1.17 s.
8. El ensamblaje completo, incluyendo tanque, válvula, sistema de ionización, proplente y una estructura 3U impresa en PETG, cuenta con una masa de 1.835 kg: 43.69 % de la masa permitida de 4.20 kg.
9. Mediante una prueba con la salida de la válvula obstruída, se concluyó que el 89 % de la propulsión se debe al diferencial de presiones entre el propelente comprimido y el ambiente; para las pruebas realizadas, fue de 122 kPa.
10. Se comprobó que se puede obtener magnetismo al realizar 3 embobinados en paralelo con una batería AA de 1.5 V como fuente de alimentación. El electroimán presentó suficiente fuerza magnética para levantar el vástago metálico de 12.81 g.
11. El impulso específico de la prueba con una hoja con masa de 0.26 g se vio limitado a 1.55 s y a 5.08 s en la prueba con una hoja con masa de 0.98 g.
12. De los 17 requisitos planteados, no se cumplieron 2. Estos fueron del sistema de la válvula solenoide donde no se obtuvo la dirección esperada del magnetismo ocasionado por la solenoide fabricada.

Recomendaciones

1. La siguiente fase del proyecto debe enfocarse en el sistema de ionización, especialmente, cálculos específicos de densidad de electrones y voltajes ideales en las rejillas.
2. Desarrollar una geometría de una cámara de ionización que realice mejoras en la propulsión.
3. Realizar un maquinado de la cámara de ionización y sostenedores de rejilla que garanticen el sello de la cámara al momento de colocar las rejillas y energizarlas.
4. Buscar una solución para alimentar las rejillas energizadas con alto voltaje sin que realicen un arco eléctrico entre ellas.
5. El trabajo puede empezar a realizarse de manera modular para una mayor profundidad de estudio y fabricación en cada subsistema, ya que los conceptos y geometrías son funcionales.
6. El módulo de válvula y los aros magnéticos se deben realizar por una persona con conocimientos en física y magnetismo.
7. A la válvula se le debe asignar una prioridad menor, pues no limita el propulsor en presión máxima, empuje, impulso o almacenamiento.
8. Realizar un plan de maquinado y sujeción especializado para conseguir un menor espesor de pared en el tanque, con el fin de incrementar su capacidad y reducir su masa.
9. Priorizar la creación y validación de un sistema de pruebas para medir de manera fiable el progreso de los prototipos.

10. Establecer un objetivo del cambio de velocidad en el satélite con base en la velocidad necesaria para subir de la órbita LEO y que guíe el proyecto en pro de su utilización en un CubeSat-3U desplegado.

- Alén. (s.f.). *Guía básica de nanosatélites*. <https://acortar.link/D763Hc>
- Baranova, V. (2023). Development of minimalistic propulsion system for university nanosatellite. <https://acortar.link/jP8cDc>
- Biswas, S. (2022). *Thrust measurements of a 17.8-GHz ammonia microwave electrothermal thruster for small satellites in the 37th international electric propulsion conference, MIT*. <https://acortar.link/ZAZDZS>
- Budynas, K., R. Nisbett. (2011). *Shigley's Mechanical Engineer Design*. McGraw Hill.
- CalPoly. (2022). *CubeSat Design Specification (3U - 12U). Rev 14.1*. <https://acortar.link/tethOQ>
- Cervone, A. (2016). Green micro-resistojet research at Delft University of Technology: new options for Cubesat propulsion. <https://acortar.link/g9I4OM>
- Collard, T. (2015). Pressurized Xenon Propellant Management System for the CubeSat Ambipolar Thruster. [University%20of%20Michigan.%20https://acortar.link/yvrAw7](https://acortar.link/yvrAw7)
- de Alicante, U. (2011). Práctica nº 6. Equivalencia entre imanes y bobinas. MEDIDA DE CAMPOS MAGNÉTICOS. <https://acortar.link/jB5u7F>
- de Sevilla, I. M. (s.f). Datos del aire. <https://acortar.link/X2XxAm>
- Electroindustria. (2019). ¿Como funciona una válvula solenoide. <https://acortar.link/4TtrJU>

- ESA. (2020). Low Earth Orbit. https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2020/03/Low_Earth_orbit
- ESA. (2022). *CubeSats*. <https://acortar.link/hK088g>
- ESAC. (2022). *CubeSats*. <https://acortar.link/hK088g>
- Gentgen, C. (2022). Hybrid Chemical-Electric Propulsion Systems for CubeSats. Massachusetts Institute of Technology. <https://acortar.link/IxA8Sx>
- Hejmanowski, R., N. Woodruff. (2015). CubeSat High Impulse Propulsion System (CHIPS). 62nd%20JANNAF%20Propulsion%20Meeting%20(7th%20Spacecraft%20Propulsion).%20<https://acortar.link/n4EPKr>
- Kovaleski, S. (2001). Life Model of Hollow Cathodes Using a Barium Calcium Aluminate Impregnated Tungsten Emitter. NASA.%20<https://acortar.link/GR18Tv>
- Lin, T.-C. (2022). Review of electric propulsion in CubeSat. *International Conference on Astronautics and Space Exploration (iCASE)*.
- López, J. (2023). Fabricación de Prototipo de Subsistema de Propulsión para un nanosatélite Tipo CubeSat-3U. *Universidad del Valle de Guatemala*.
- MatWeb. (s.f.). Aliminum 6061-T6. <https://acortar.link/eHN1Wv>
- NASA. (2004). Environmental Conditions for Space Flight Hardware – A Survey. <https://acortar.link/ZuendD>
- NASA. (2013). *NEXT Provides Lasting Propulsion and High Speed for Deep Space Missions*. <https://acortar.link/bHR89U>
- NASA. (2016). *How Does Ion Thruster Works*. <https://acortar.link/hxVS9>
- NASA. (2017a). *Annular Ion Engine Concept and Development Status*. <https://acortar.link/1ee9Pn>
- NASA. (2017b). *CubeSat101: Basic concepts and processes for First-Time CubeSat developers*. <https://acortar.link/HohNfG>
- NASA. (2021). Specific Impulse. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html>
- NASA. (2022). 2022 State of the Art Small Spacecraft Technology Report. <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/>
- Nishi, K. (2020). Flight Model Development and Ground Demonstration of Water Resistojet Propulsion System for CubeSats. Departamento de aeronáutica y astronáutica de la Universidad de Tokyo. <https://acortar.link/xJAQkK>

- of Central Florida, U. (2016). Rocket Propulsion. <https://acortar.link/y3oGL4>
- Olmo, M. (2009). Ionizing the Air. *Hyperphysics*. Georgia State University.
- Parker, K. (2016). State-of-the-Art for Small Satellite Propulsion Systems. NASA%20<https://ntrs.nasa.gov/citations/20160010571>
- Photonis. (2022). What's corona discharge. <https://www.photonis.com/news/whats-corona-discharge>
- Savytskyy, I. (2023). Development of a Vectored Electrospray Thruster for Nanosatellites. <https://hdl.handle.net/11264/1264>
- Tierno, S. (2015). 2015. %5Ctextit % 7BRevista % 20Eureka % 20Volumen % 2012, % 20601-607%7D.%20<https://acortar.link/dQHiEY>
- Tsay, M. (2017). Integrated Testing of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for 6U CubeSat Applications. George%20Institute%20of%20Technology.%20<https://acortar.link/xnidha>

11.1. Código de arduino para el control remoto de la válvula solenoide

```
#include <IRremote.hpp>
#define IR_RECEIVE_PIN 9
const int bobina = 6;
long int up = -417792256;
long int down = -1387069696;

void setup() {
  Serial.begin(9600);
  pinMode(LED_BUILTIN, OUTPUT);

  IrReceiver.begin(IR_RECEIVE_PIN, DISABLE_LED_FEEDBACK);
  digitalWrite(LED_BUILTIN, LOW);

  pinMode(bobina, LOW);
}

void loop() {
  if (IrReceiver.decode()) {
```

```
Serial.println(IrReceiver.decodedIRData.decodedRawData, HEX);
long int codigo = IrReceiver.decodedIRData.decodedRawData;
if (codigo == up){
digitalWrite(bobina, HIGH);
}
if (codigo == down){
digitalWrite(bobina, LOW);
}
IrReceiver.resume();
}

    delay(100);
}
```

11.2. Bitácora de avances

Bitácora de registro para tomas de decisiones de diseño y cambios realizados a través de las iteraciones: <https://acortar.link/oOcOPs>

11.3. Protocolo de pruebas


UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Facultad de Ingeniería



Protocolo de pruebas para subsistema de propulsión iónica

Fabricación de prototipo de Subsistema de
Propulsión para Nanosatélite Tipo CubeSat
3U, Fase 2.

Elaborado por:
Ledvin Josué Gudiel Vásquez
20529

POB
Josué Gudiel

24/09/2024

Departamento de Ingeniería Mecánica

Guatemala, junio de 2024

1. Introducción

Se busca realizar pruebas de la capacidad del sistema de propulsión para un CubeSat 3U. El sistema está compuesto por un tanque de almacenamiento, una válvula solenoide y una pistola de electrones interna y una externa. Además de un sistema de rejillas electrificadas.

Se busca comprobar el impulso total que brinda el propulsor al ionizar el aire proveniente del subsistema de almacenamiento y el impulso total que brinda el propulsor únicamente con el diferencial de presiones entre el tanque y la atmósfera. Mediante estos resultados se podrá conocer el cambio en la velocidad y el impulso específico que el sistema de propulsión podría proveer a un satélite CubeSat 3U en órbita.

2. Especificaciones técnicas

- Dimensiones:

El sistema de propulsión no deberá exceder las dimensiones indicadas:

- o Altura: menor a 100 mm.
- o Ancho: menor a 100 mm.
- o Largo: 220 mm dentro del CubeSat 3U.
- o Largo: 36 mm fuera del CubeSat 3U.

- Materiales

El tanque está fabricado con aluminio 6061T6. Las rejillas deben ser de cedazo metálico.

- Fuente de energía

Los distintos componentes serán energizados de la siguiente forma:

- o Válvula solenoide y rejillas electrificadas: adaptador de 12 V/ 4 A
- o Pistola de electrones interna y externa: Fuente regulable de 0-30 V

- Capacidad de almacenamiento:

A 117 kPa (17 psi) el tanque debe tener una masa de 1.448 g constatado de 0.631 g de masa inerte y 0.817 g de aire comprimido. El propulsor completo y con 117 kPa (17 psi) de propelente (aire) debe tener una masa de 1.58 kg.

4. **Equipo necesario**

- a. Amplificador de voltaje obtenido de taser Jolt JMS56P para conseguir la ionización ✓
- b. Fuente de voltaje DC regulable B&K Precision 0-30 V, 0-2 A para suministrar distintos voltajes de entrada al amplificador ✓
- c. Adaptador Fulgore de 12 V/4 A ✓
- d. Guantes de látex para protección eléctrica ✓
- e. Botas industriales de seguridad para protección eléctrica ✓
- f. Compresor de aire manual ✓
- g. Manómetro de alta presión para neumáticos STANLEY de 10-120 psi, tolerancia de +/- 1 psi ✓
- h. Hoja M1 (45x71x0.21 mm) M3 ✓
- i. Holder de hoja M1 ✓
- j. Dispositivo para grabación ✓

5. **Identificación de peligros**

Identificación de peligros				
No.	Tipo	Descripción	Control(es)	Instrumento/equipo
1	De seguridad	Riesgo de shock eléctrico con altos voltajes por amplificador de voltaje	Administrativo	Pasos 3-7 de procedimiento para la prueba de impulso total
			EPP	Guantes de látex y botas de punta de acero y suela de goma

6. **Equipo de protección personal (EPP) y equipo de mitigación**

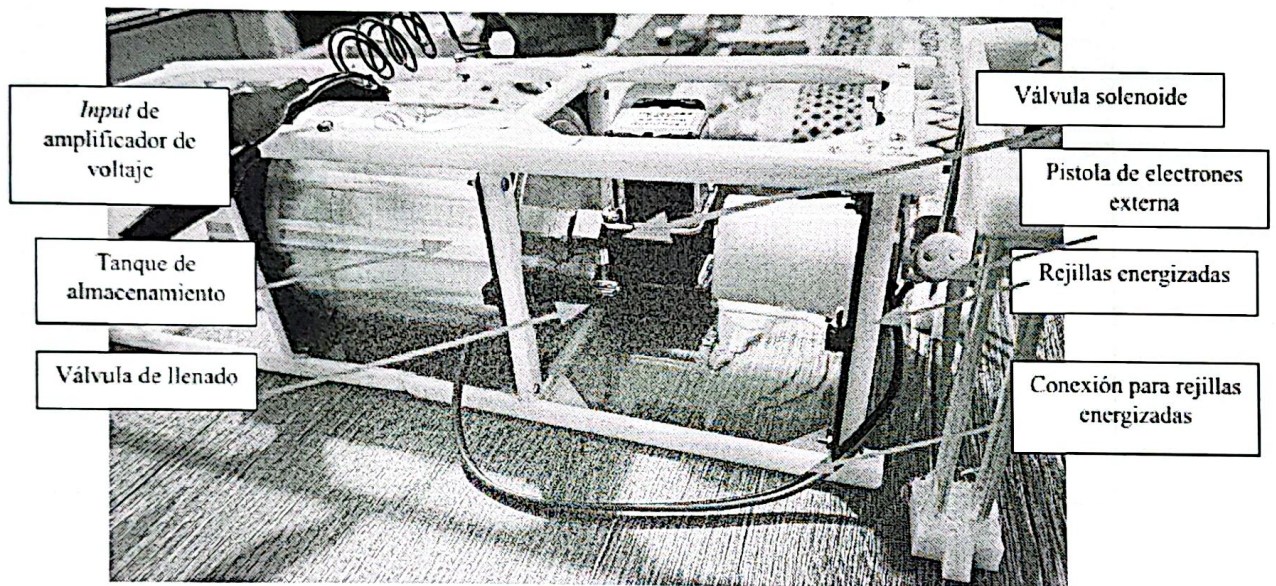
Equipo de protección personal (EPP) y de mitigación		
Cant.	Descripción	Verificado
2	Guantes de látex para protección dieléctrica	JG
2	nivel industrial con punta de acero y suela de goma	JG

7. Mediciones

- Tiempo de propulsión: se debe medir el tiempo entre la apertura de la válvula solenoide y el momento en el que la hoja de papel M1 detenga su movimiento. Este se medirá en el video obtenido en las pruebas.
- Impulso específico: se debe registrar el comportamiento de la hoja de papel mediante un video para modelarlo como un péndulo y calcular el impulso brindado por el propulsor para ambos procedimientos.

8. Partes del prototipo

Imagen 1. Partes del prototipo



9. Procedimiento de pruebas y mediciones

9.1. Listado (Check List).

Responsable: José Gudiel Fecha: 24/09

No.	Listado	Verificado (Si o No)	Responsable (Iniciales)	Desviaciones
1	Se tienen sobre el espacio de pruebas todo el equipo y materiales enlistados en la sección 4: Equipo necesario	Si	JG	• se usara la hoja M3 • se tiene un control ZR
2	Se tienen colocados los equipos de seguridad (guantes y botas) de manera correcta	Si	JG	
3	La válvula solenoide se encuentre en su estado cerrado. Es decir, no esté energizada (su fuente está desconectada).	Si	JG	
4	El <i>holder</i> de la hoja de pruebas M1 y la hoja se encuentran posicionadas paralelamente a la cara -Z del prototipo a la salida del propelente. Colocada a 2 mm del borde de la pistola externa (Imagen 2 de referencia).	Si	JG	

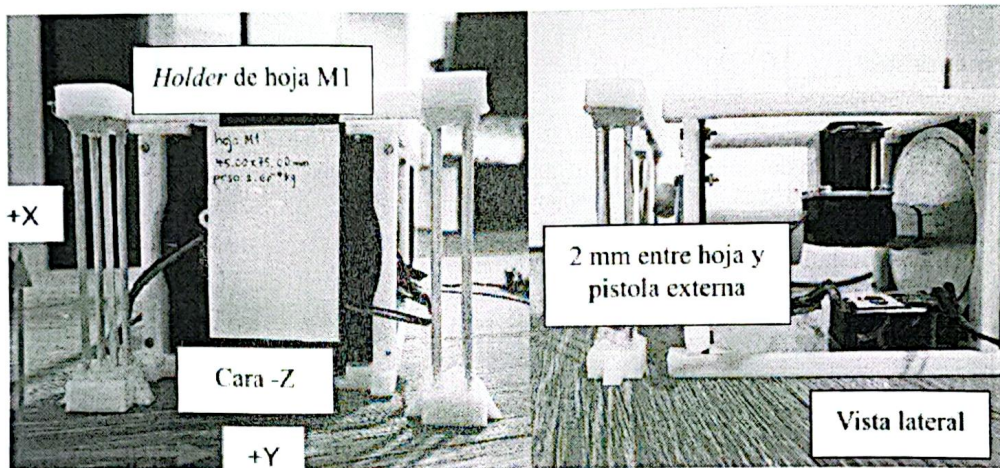


Imagen 2. Montaje de *holder* y hoja M1 para pruebas de propulsión

5	Existe una copia impresa del protocolo de seguridad para pruebas de ionización	Si	JG	
---	--	----	----	--

9.2. Procedimiento para la prueba de impulso por diferencial de presiones

Responsable: Josué Godiel Fecha: 24/09

Paso	Actividad	Realizado (Si o No)	Responsable (Iniciales)	Desviaciones del procedimiento
1	Tomar el prototipo del propulsor con su estructura 3U y colocarlos en el área de trabajo.	Si	JG	
2	Insertar la salida del compresor de aire manual en la válvula de llenado del tanque de almacenamiento.	Si	JG	
3	Bombear hasta llenar el tanque a 1.2 atm (17 psi), comprobar mediante manómetro STANLEY.	Si	JG	
4	Posicionar el dispositivo de grabación de manera paralela a la cara +Y.	Si	JG	
5	Iniciar la grabación.	Si	JG	
6	Conectar el adaptador Fulgore a un tomacorriente 120 V para energizar la válvula solenoide. PRECAUCIÓN: Las rejillas también se energizarán.	Si	JG	• se energizó válvula y rejilla hasta activación remota
7	Esperar hasta que la hoja M1 ya no presente movimiento.	Si	JG	
8	Detener la grabación	Si	JG	
9	Desconectar el adaptador Fulgore del tomacorriente	Si	JG	

9.3. Procedimiento para la prueba de impulso total

Responsable: Josué Godiel Fecha: 24/09

Paso	Actividad	Realizado		
1	Insertar la salida del compresor de aire manual en la válvula de llenado del tanque de almacenamiento.	Si	JG	
2	Bombear hasta llenar el tanque a 1.2 atm (17 psi), comprobar mediante manómetro STANLEY.	Si	JG	
3	Verificar que la fuente regulable se encuentre desconectada	Si	JG	
4	Conectar los electrodos de la fuente hacia la entrada del amplificador de voltaje siguiendo la polaridad. La salida negativa de la fuente con el negativo (negro) del amplificador. La salida positiva de la fuente con el positivo (rojo del amplificador). Imagen 3 de referencia.	Si	JG	

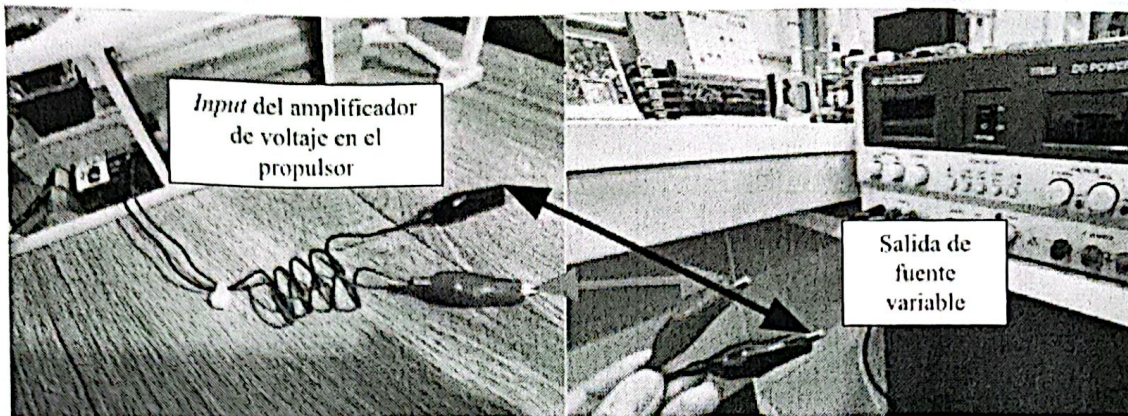


Imagen 3. Conexión entre amplificador de voltaje y fuente variable.

5	Girar ambas perillas de voltaje de la fuente hasta su tope en contra de las manecillas del reloj. Imagen 4 de referencia.	Si	JG	
6	Verificar que la fuente esté en modo de variación de voltaje. Imagen 4 de referencia.	Si	JG	

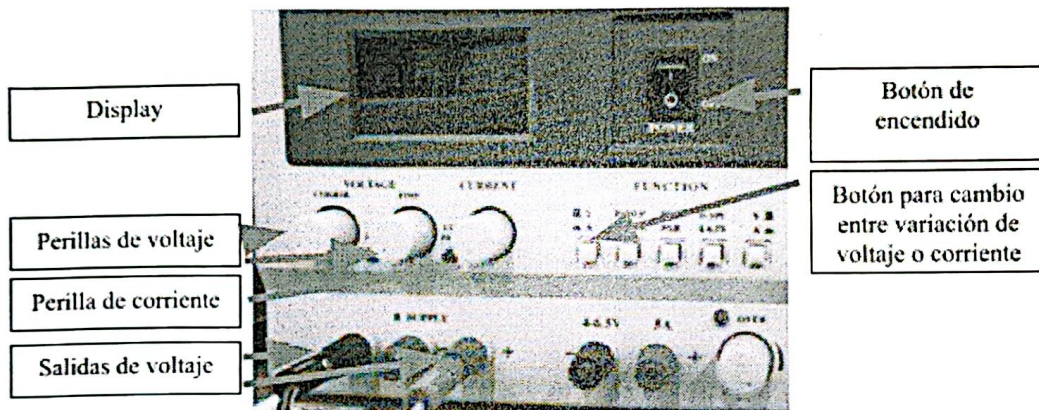


Imagen 4. Partes de fuente variable de voltaje B&K Precision

7	IMPORTANTE: verificar que no existan objetos metálicos a menos de 3 cm de las líneas de alto voltaje (salida) del amplificador o de la pistola externa.	Si	JG	
8	Posicionar el dispositivo de grabación de manera paralela a la cara Y.	Si	JG	
9	Iniciar grabación.	Si	JG	
10	Conectar la fuente variable al tomacorriente.	Si	JG	

11	Encender la fuente variable. Imagen 4 de referencia.	Si	JG	
12	Girar las perillas de voltaje aumentando en incrementos de 0.5V hasta llegar a la ionización (se observa un ligero movimiento en la hoja M1).	Si	JG	
12	Conectar el adaptador Fulgore a un tomacorriente 120 V para energizar la válvula solenoide. PRECAUCIÓN: Las rejillas también se energizarán.	Si	JG	• La válvula y rejillas se energizaron hasta adquisición remota.
13	Esperar hasta que la hoja M1 no presente movimiento.	Si	JG	
14	Detener grabación	Si	JG	
15	Apagar la fuente variable. Imagen 4 de referencia.	Si	JG	
16	Desconectar la fuente variable del tomacorriente.	Si	JG	
17	Desconectar los electrodos de la fuente de la entrada del amplificador de voltaje.	Si	JG	
18	Desconectar el adaptador Fulgore del tomacorriente	Si	JG	

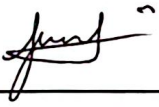
ANEXO 1

CONOCIMIENTO Y CUMPLIMIENTO DEL PROTOCOLO DE PRUEBAS

Instrucciones:

El presente documento deberá ser llenado por todas las personas que participarán de las pruebas del prototipo elaborado en el trabajo de graduación o proyecto "Nombre del trabajo/proyecto" y su firma implica su conformidad con el siguiente enunciado:

"Como firmante del presente documento declaro que he tenido a la vista el protocolo de pruebas del trabajo arriba nombrado; que soy consciente de los peligros identificados y plenamente detallados en el protocolo en cuestión, asociados a las pruebas a realizarse en la fecha indicada en este documento y que conozco los procedimientos y acciones a tomar para mitigar dichos peligros. Así mismo declaro tener conocimiento del procedimiento de pruebas y medición, y del protocolo de emergencia en caso de incidentes, anexo 5, y que los mismos se encuentra en formato impreso en el lugar de las pruebas. Declaro también que la información proporcionada por mi parte en los anexos 2 y 3 son verídicos y que he tomado el tiempo de verificar la información contenida en el anexo 4 por lo que he firmado los mismos. Habiendo declarado lo anterior, asumo la responsabilidad de mis actos y cualquier consecuencia o implicación que se desprenda de ellos."

Carné	Nombre	Firma
20579	Josué Gudiel	

— Guatemala, 24 de septiembre de 2024 —

ANEXO 2

DECLARACIÓN DE ESTADO Y DISPONIBILIDAD

Instrucciones:

Evalúe su estado y disponibilidad para participar de las pruebas teniendo conciencia de que su indisponibilidad en uno solo de las condiciones evaluadas inhabilitará en su participación ya que las mismas influyen en su seguridad personal y la de los demás participantes.

Marque con una X la casilla correspondiente sin salirse del espacio.

No.	Condición evaluada	SI	NO
1	He ingerido bebidas alcohólicas o sustancias alucinógenas que alteran mi estado de percepción durante las últimas 72 hrs.		X
2	Me siento agotado física o mentalmente por lo que mi concentración o habilidades físicas pueden verse comprometidas.		X
3	Tengo un problema personal/laboral que altera mi estado de ánimo.		X
4	Me siento incómodo con, o indispuerto hacia alguno de los otros participantes de las pruebas por cualquier circunstancia.		X
5	Mi estado de ánimo y mi disposición son positivos por lo que considero que mi participación será de aporte para las pruebas.	X	
6	Puedo proporcionar el nombre y número telefónico de una persona a la que contactar en caso de emergencia por cualquier incidente que se presente durante las pruebas.	X	

Declaro que las respuestas a los aspectos evaluados en la tabla anterior son verdaderas por lo que me declaro habilitado para participar en las pruebas de la presente fecha. (habilitado/inhabilitado)

Fecha: 24/09

Nombre: José Gudiel Firma: 

Contacto para caso de emergencia:

Nombre: Ernesto Gudiel

Número(s) telefónico(s): 5429 3040

Correo electrónico: gudieleinesto@gmail.com

ANEXO 3

VERIFICACIÓN DE EPP

Instrucciones:

Marque con una X la casilla de verificación para cada uno de los equipos listados. La necesidad del uso de este equipo fue determinada durante el proceso de identificación de peligros por lo que es de carácter obligatorio. No se permite el uso de equipo que no cumpla con las especificaciones declaradas en el listado.

Equipo de protección personal (EPP) y de mitigación		
Cant.	Descripción	Verificado
2	Guantes de látex para protección dieléctrica	JG
2	Botas nivel industrial con punta de acero y suela de goma	JG

Fecha: 24/09

Nombre: José Gudiel Firma: JG

ANEXO 5

PROTOCOLO DE EMERGENCIA

5.1.1.1.1.1. Acciones a tomar ante un accidente que provoque daño físico a cualquiera de los participantes:

- i. Conservar la calma en todo momento.
- ii. Apague la máquina si la misma aún se encuentra encendida.
- iii. Asegure que las necesidades físicas y emocionales de la persona son atendidas.
- iv. No intente brindar primeros auxilios para los que no cuenta con formación previa.
- v. Coordine con los demás participantes de las pruebas la atención médica necesaria para la persona accidentada contactando a las instituciones correspondientes.
- vi. Si las pruebas se están realizando dentro de las instalaciones de la universidad comuníquese a los números y personas indicadas en la siguiente sección.
- vii. Informe al contacto proporcionado para casos de emergencia.
- viii. Informe al asesor del trabajo de graduación o proyecto una vez la situación se encuentre controlada.

5.1.1.1.1.2. Contactos importantes a tener en cuenta en caso de emergencia.

- i. Bomberos voluntarios: 122
- ii. Bomberos municipales (ciudad capital): 123
- iii. Bomberos municipales departamentales: 1554

Si las pruebas se están realizando dentro de las instalaciones de la universidad tome en cuenta los siguientes contactos:

- i. Alerta Médica: 1711
- ii. Clínica Médica UVG: extensión 21312, edificio F, oficina F119-F120 (debajo de la plaza Paiz Riera)
- iii. Jefe de seguridad UVG, Lic. Nelson Aldana: 59781736, Sótano 1 CIT, oficina 8S1, según lo amerite el accidente.
- iv. Secretaría General: 2369-8333, oficina F-205, según lo amerite el accidente.

ANEXO 6

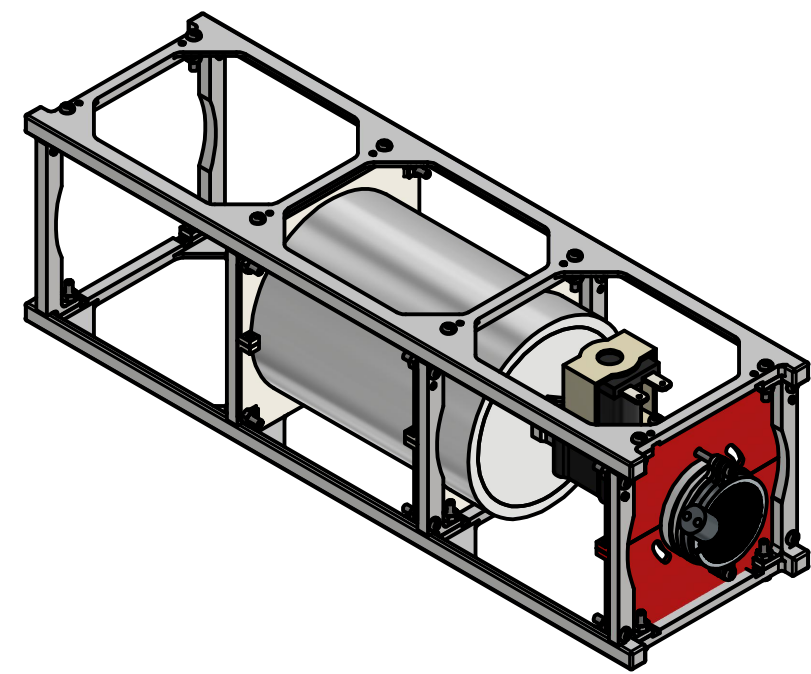
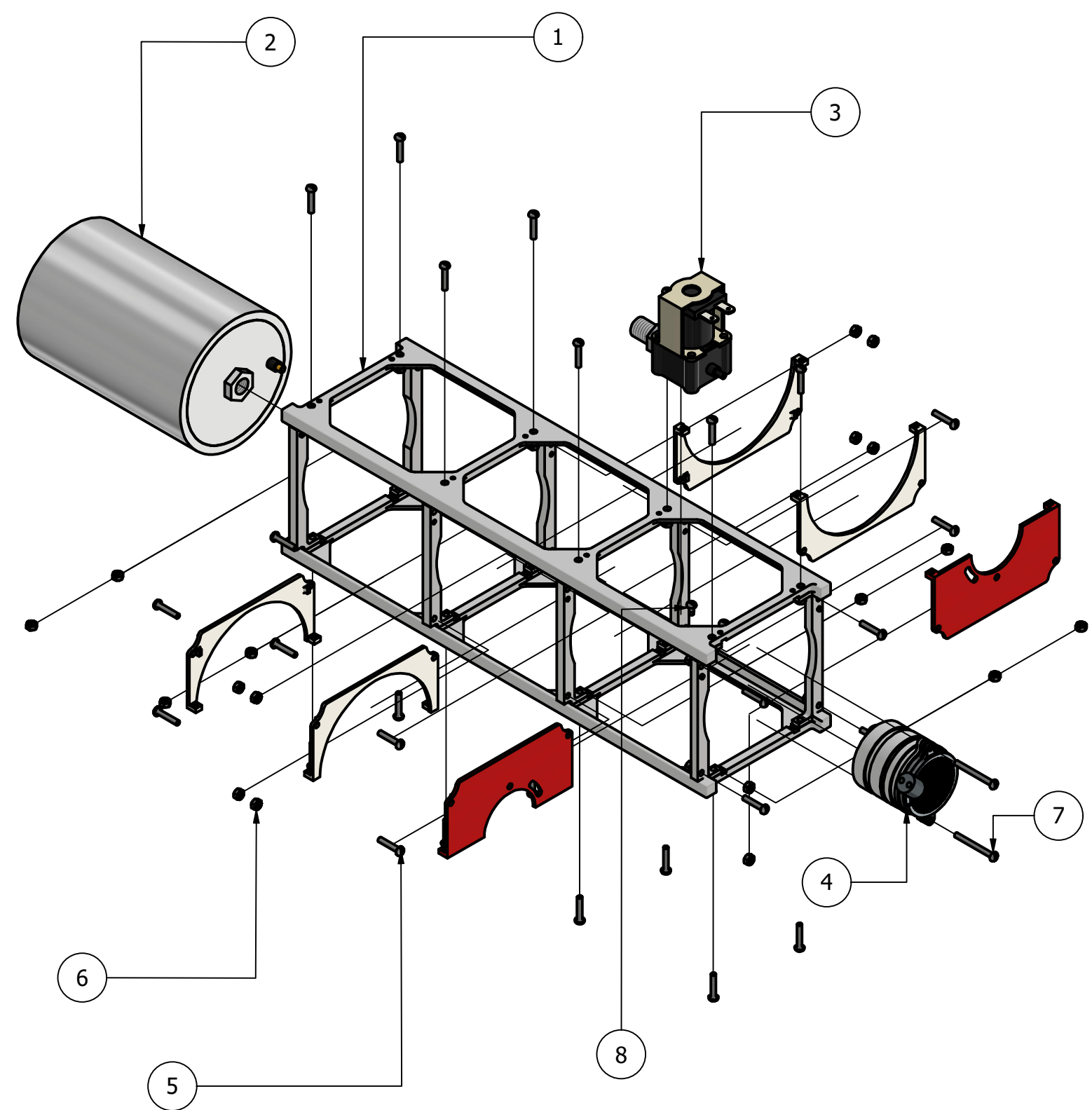
RESULTADOS Y OBSERVACIONES

Parámetro	Valor	Dimensional	Observación
Tiempo de propulsión en prueba por diferencial de presiones	13.5	s	
Tiempo de propulsión en prueba por ionización	13.8	s	
Impulso específico en prueba por diferencial de presiones	8.31	Ns/s	
Impulso específico en prueba por ionización	10.54	Ns/s	


Otras observaciones:

11.4. Planos mecánicos

LISTA DE PIEZAS			
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN
1	1	STR11	Estructura 3U
2	1	TNQ03	Tanque de almacenamiento
3	1	VLV06	Válvula solenoide y acoples
4	1	SIO06	Sistema de ionización
5	28	M3x0.5 x 16	Tornillo cabeza cilíndrica
6	30	M3x0.5	Tuercas hexagonales
7	2	M3x0.5 x 30	Tornillo cabeza cilíndrica
8	4	M3x0.5 x 6	Tornillo autorroscante



TODAS LAS MEDIDAS EN MILÍMETROS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO. INTERPRETAR SEGÚN ASME Y14.5 - 2009.	DIBUJADO POR Josué Gudiel	FECHA 18/09/2024
TOLERANCIAS GENERALES LINEAL .X ± 0.4 mm .XX ± 0.05 mm .XXX ± 0.050 mm ANGULAR ± 1	DISEÑADO POR Josué Gudiel	FECHA 15/08/2024
	REVISADO POR Luis Diego Castañeda	FECHA 22/09/2024
	APROBADO POR Victor Hugo Ayerdi	FECHA 16/10/2024


UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III
 Guatemala, Guatemala 01015
 PBX: (502) 2634-0336 / 40
 gud20529@uvg.edu.gt

TÍTULO: **Propulsor Iónico para Cubesat 3U**

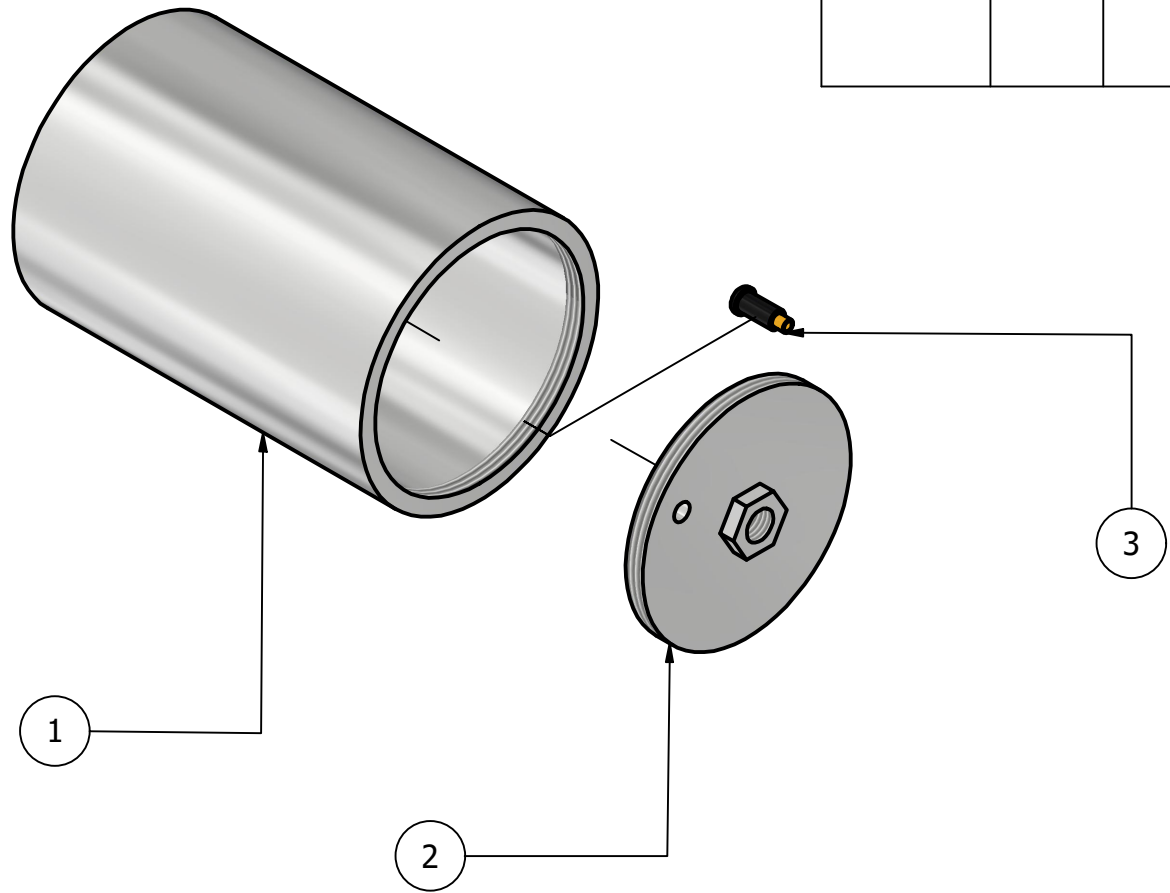
MATERIAL
VER LISTADOS
 TRATAMIENTO
N/A
 MASA: N/D



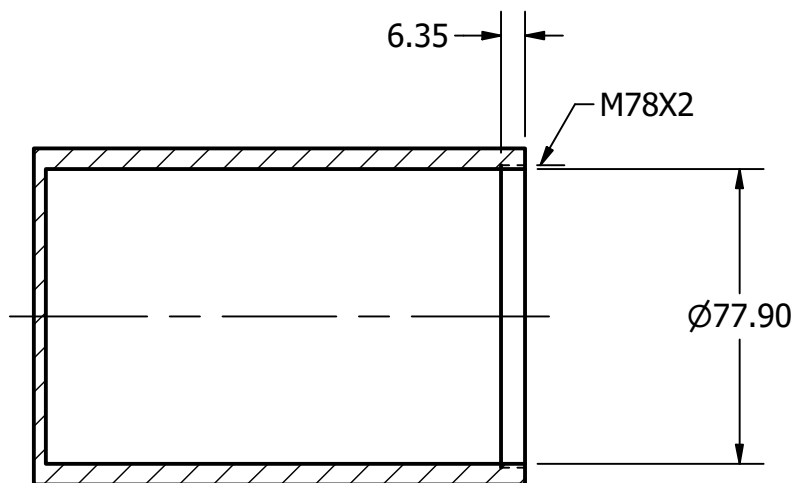
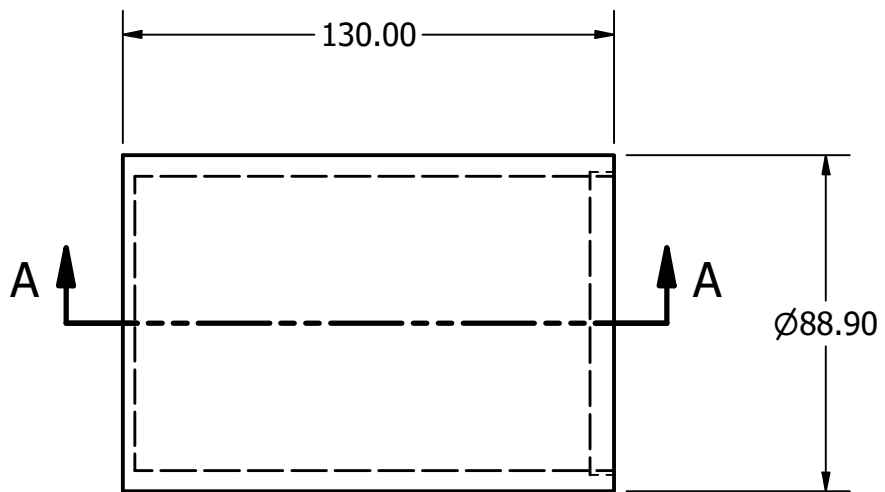
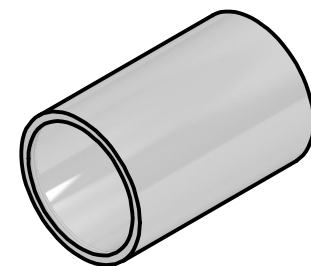
NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO
Propulsor Iónico, Fase 2
 TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL QUEDA PROHIBIDA SALVO PREVIA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.

NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos	FORMATO A3	ESCALA: 1:4	UNIDADES: mm
	PÁGINA 1 DE 14	REV A	

LISTA DE PIEZAS				
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN	MATERIALES
1	1	TNQ02	Cuerpo del tanque	Aluminio 6061
2	1	TNQ01	Tapa con roscado, hexágono para apriete y agujeros	Aluminio 6061
3	1	TNQ05	Válvula comercial de vehículo para llenar el tanque	Caucho y latón

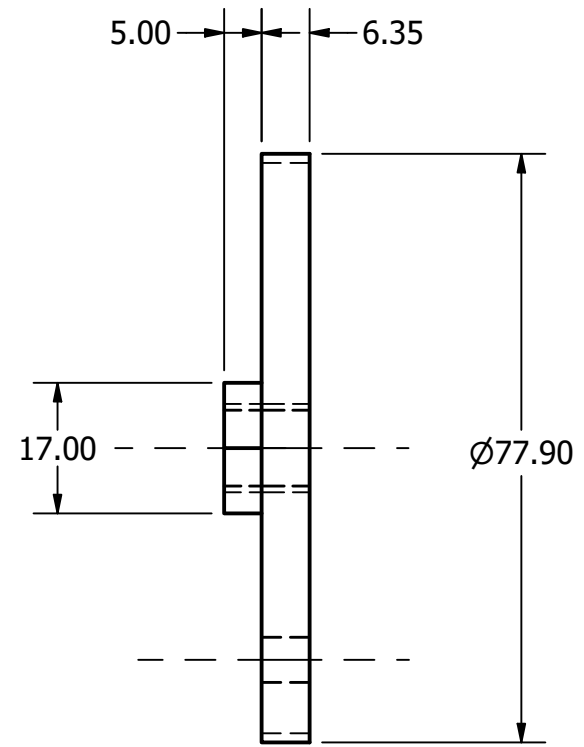
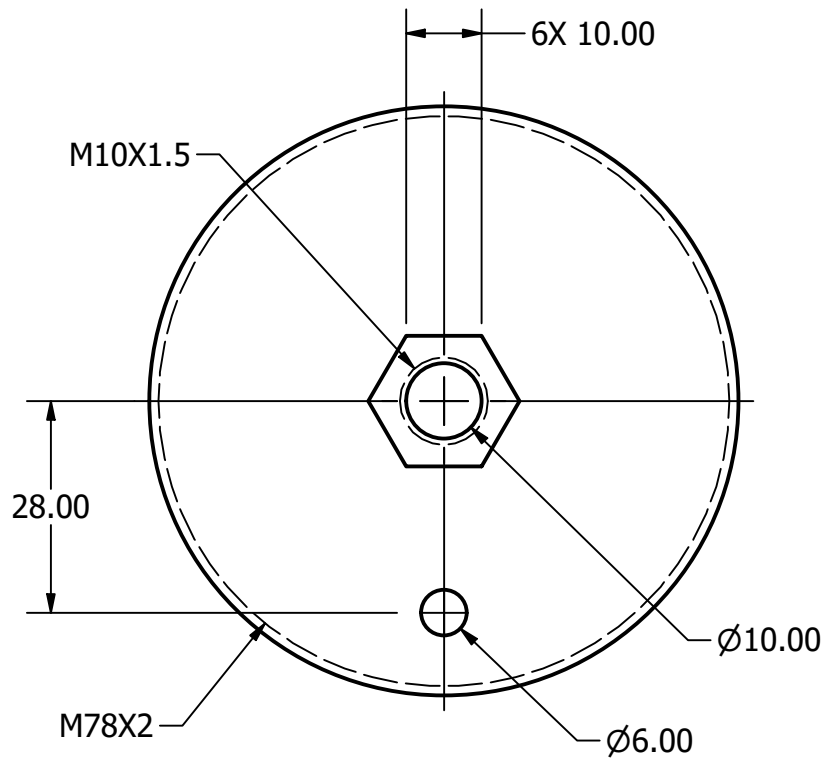
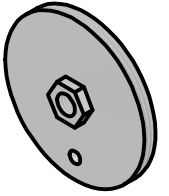


TÍTULO: Ensamblaje de Tanque		
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos		
FORMATO	ESCALA: 1:2	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 2 DE 14	REV A

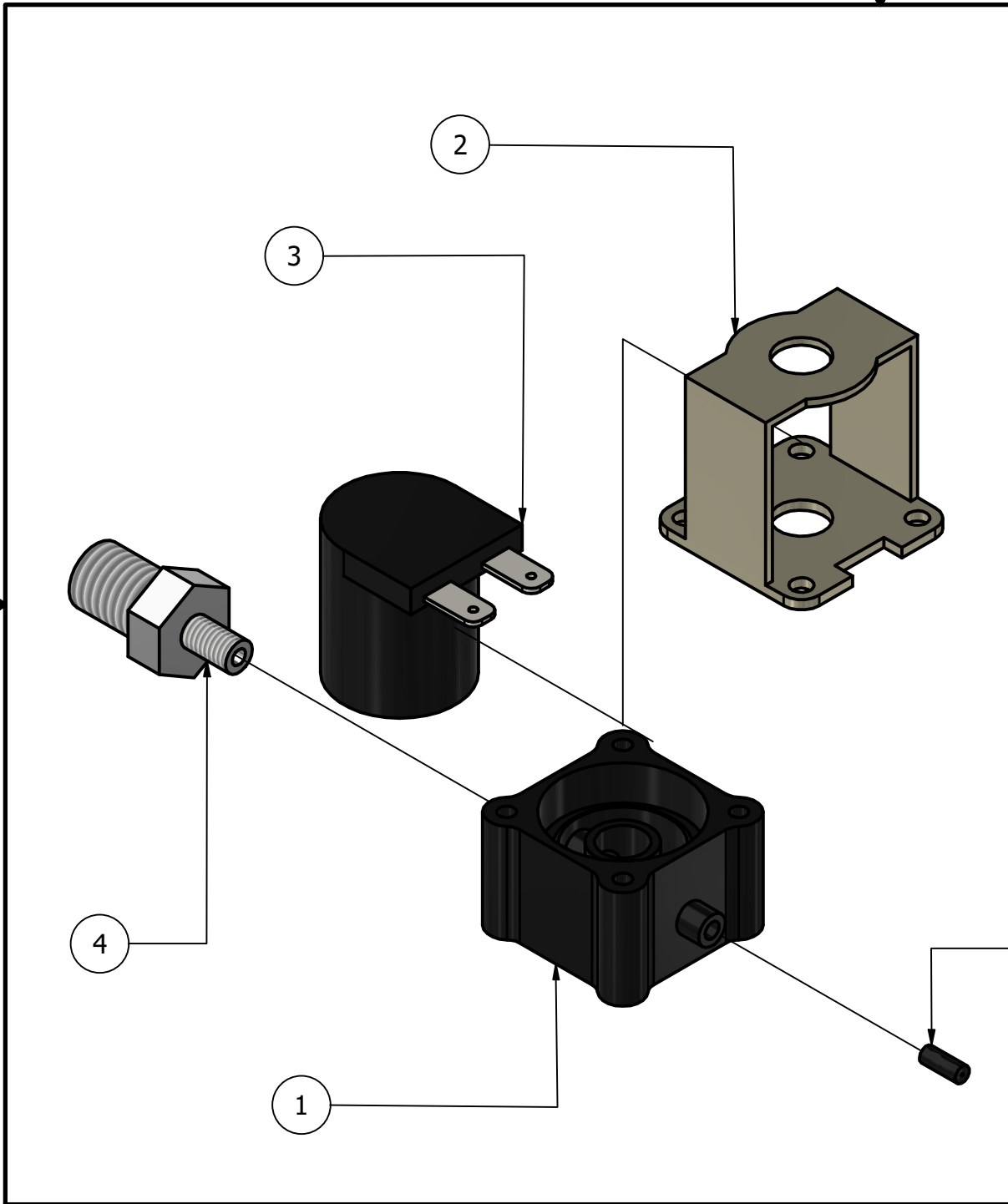


SECCIÓN A-A
ESCALA 1:2

TÍTULO: TNQ02-Tanque	
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos	
FORMATO A4	ESCALA: 1:2
UNIDADES: mm	REV A
PÁGINA 3 DE 14	

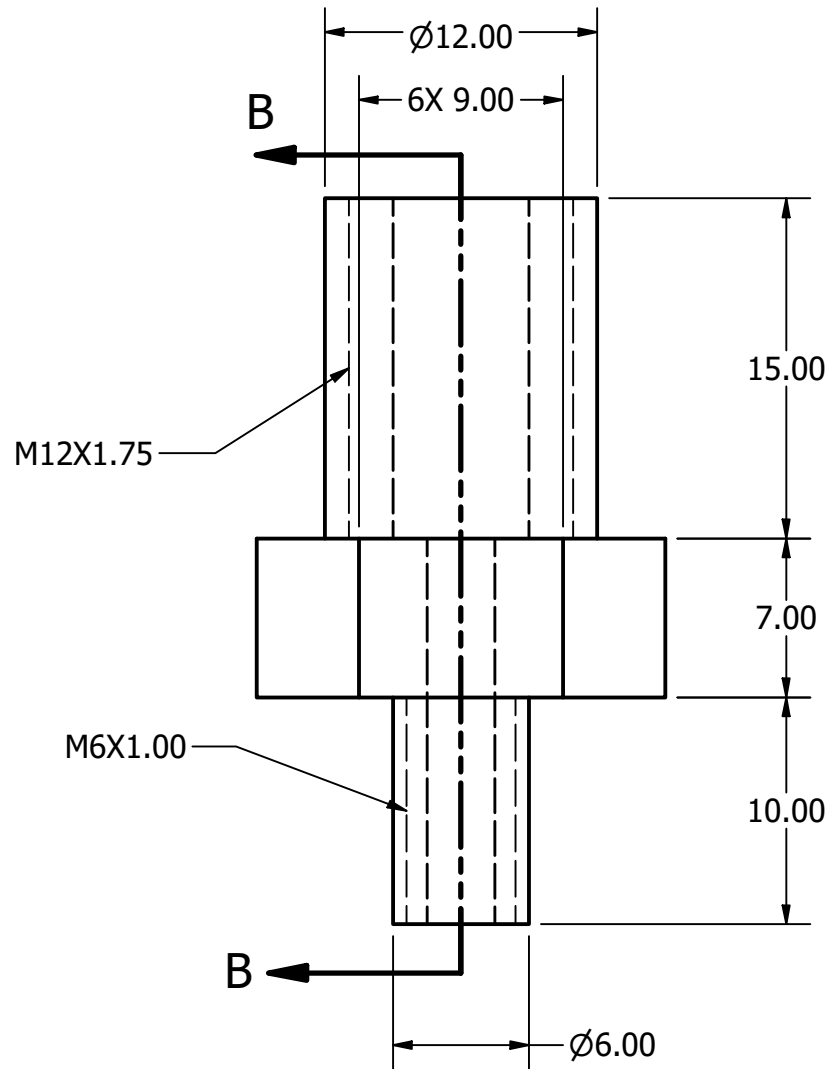


TÍTULO: TNQ03-Tapa		
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 4 DE 14	REV A



LISTA DE PIEZAS				
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN	MATERIALES
1	1	VLV03	Bloque de paso en resina	Resina fotocurable de 450 nm
2	1	VLV04	Armadura extraída de válvula comercial	Latón
3	1	VL05	Solenoide extraída de válvula comercial	PVC negro y cobre esmaltado
4	1	VLV01	Acople	Aluminio 6061
5	1	VLV02	Acople	Resina fotocurable de 450 nm

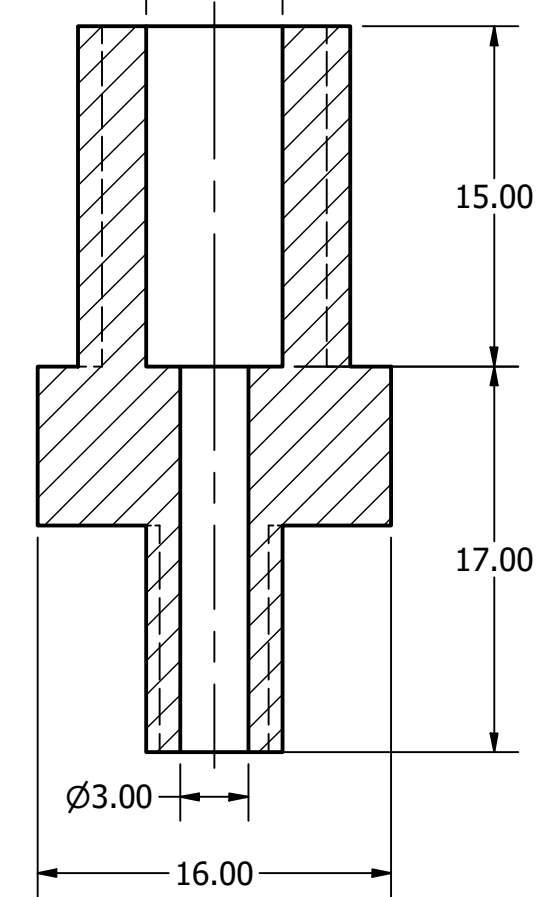
TÍTULO: Ensamblaje de Válvula		
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 5 DE 14	REV A



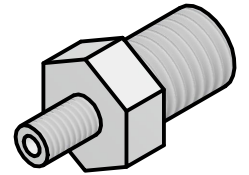
M12X1.75

M6X1.00

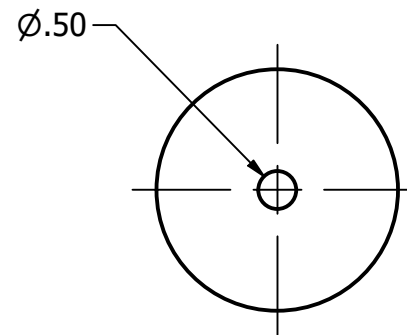
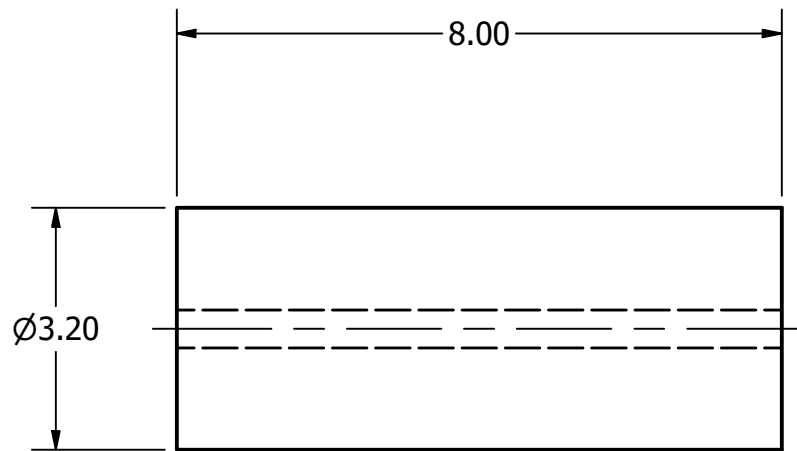
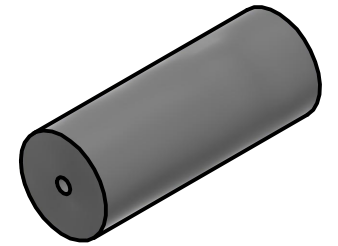
$\varnothing 6.00$



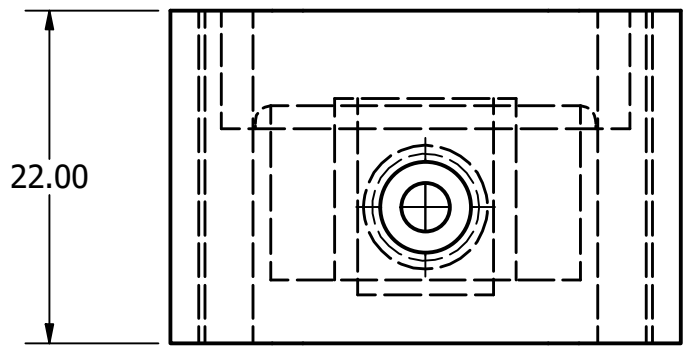
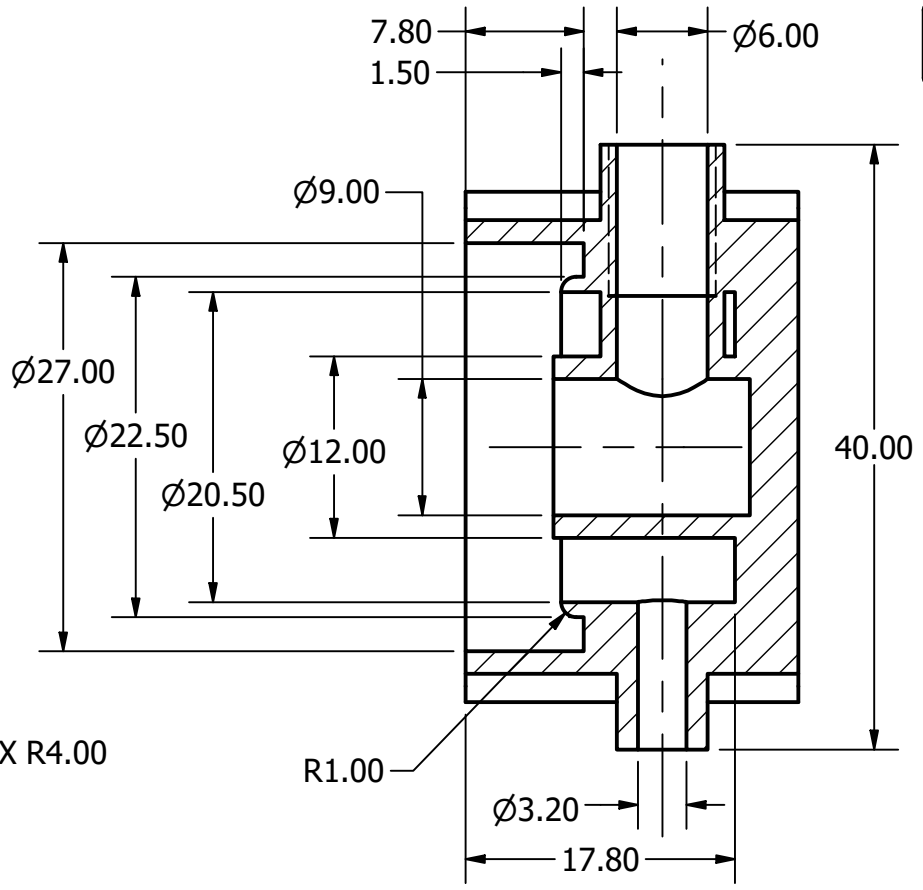
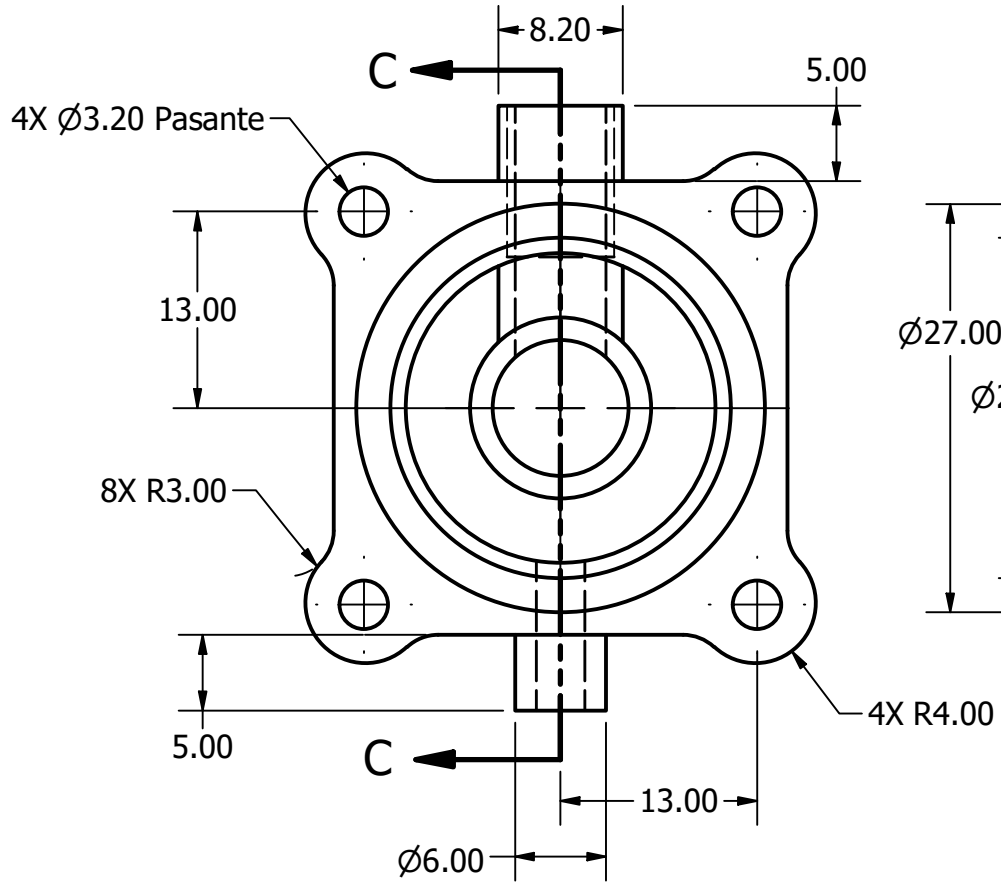
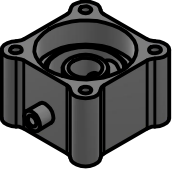
SECCIÓN B-B
ESCALA 3:1



TÍTULO: VLV01-Acople Tanque-Válvula		
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos		
FORMATO A4	ESCALA: 3:1	UNIDADES: mm
	PÁGINA 6 DE 14	REV A



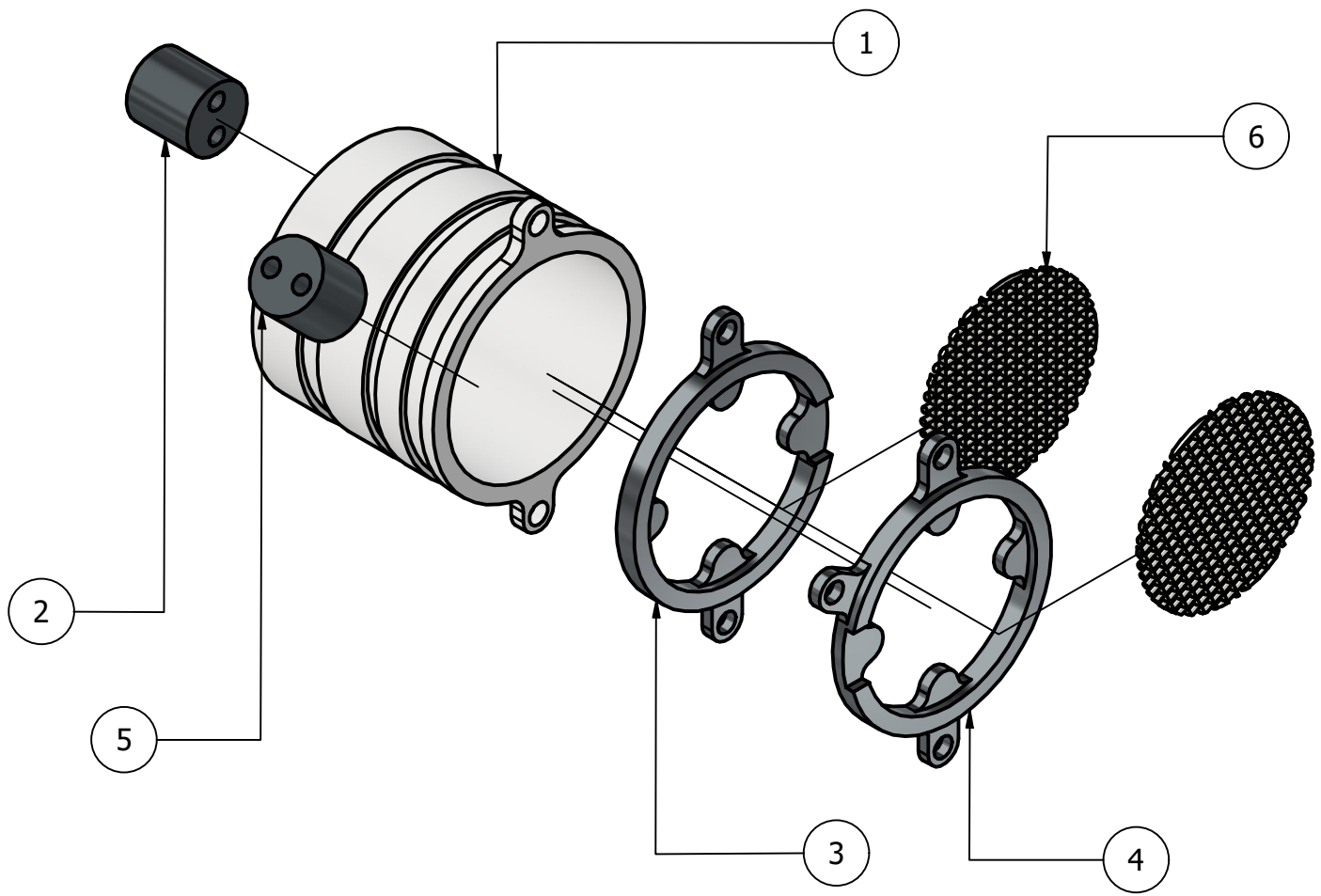
TÍTULO:		VLV02-Acople válvula-cámara	
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos			
FORMATO	ESCALA: 10:1	UNIDADES: mm	REV
A4	PÁGINA 7 DE 14		A



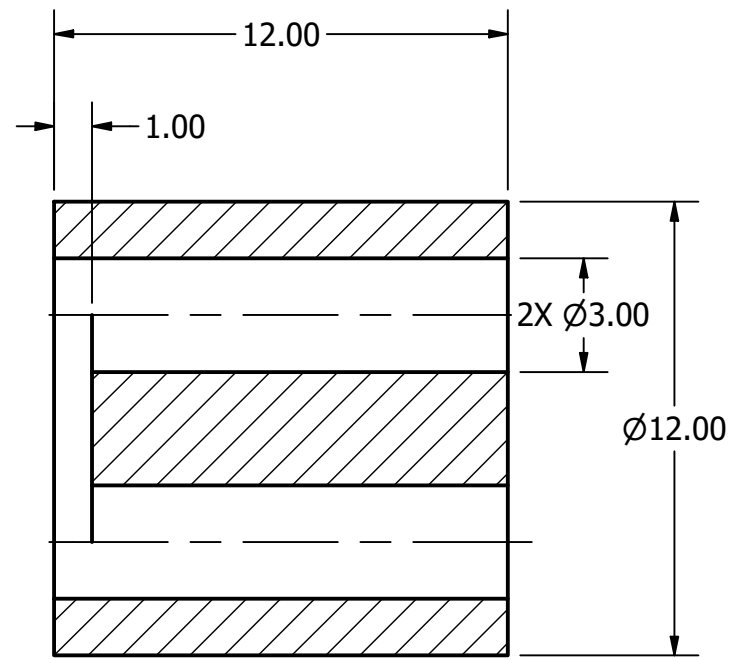
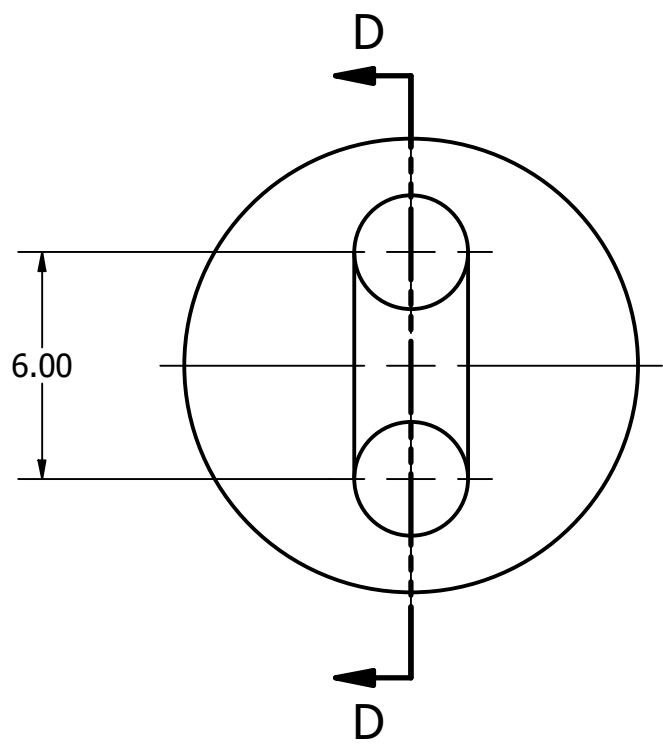
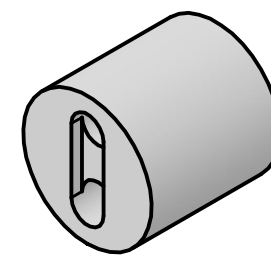
SECCIÓN C-C
ESCALA 2 : 1

TÍTULO: VL03-Paso de Diafragma		
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos		
FORMATO A4	ESCALA: 2:1	UNIDADES: mm
	PÁGINA 8 DE 14	REV A

LISTA DE PIEZAS				
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN	MATERIALES
1	1	SIO03	Cámara	PETG Blanco
2	1	SIO01	Pistola liberadora de electrones	PETG Gris
3	1	SIO05	Holder de rejilla interna	PETG Gris
4	1	SIO04	Holder de rejilla externa	PETG Gris
5	1	SIO02	Pistola liberadora de electrones	PETG Gris
6	2	SIO07	Rejillas metálicas energizadas	Alambre de Acero Galvanizado

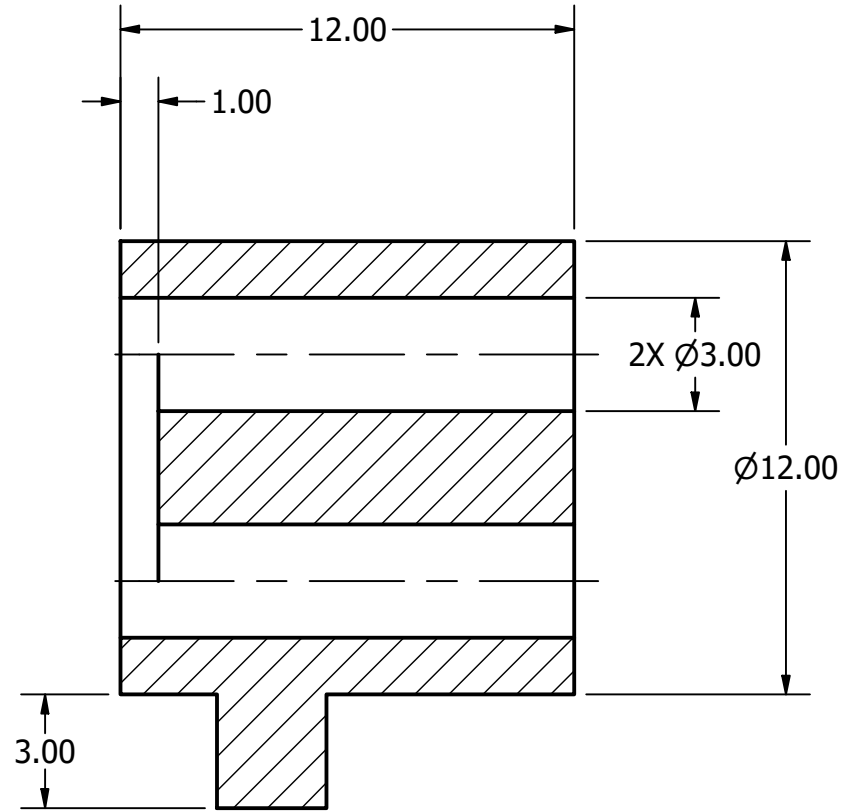
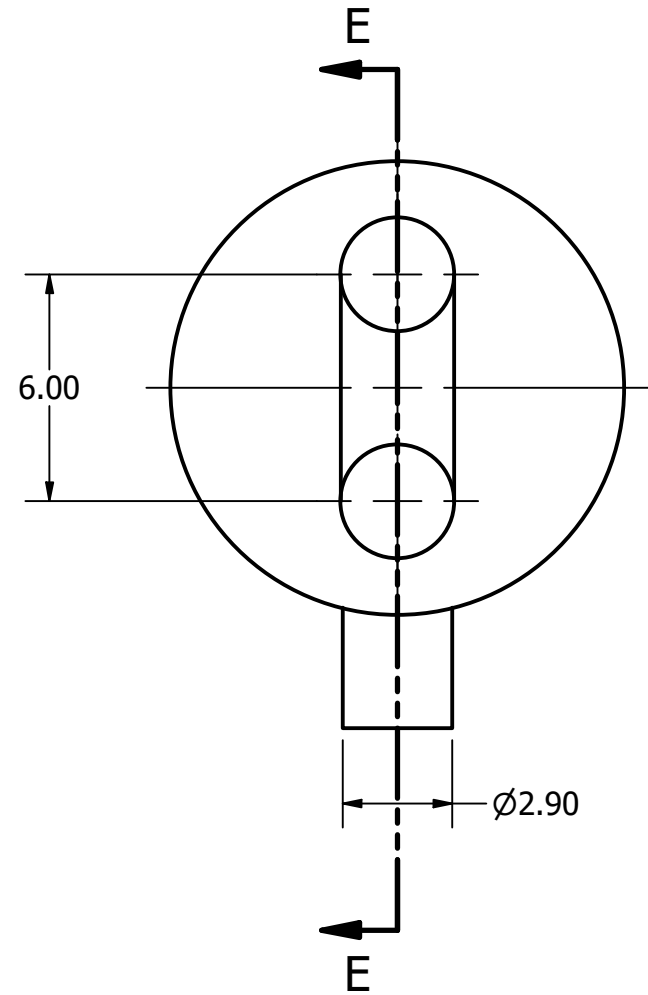


TÍTULO: Explosión de Sistema de Ionización		
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 9 DE 14	REV A

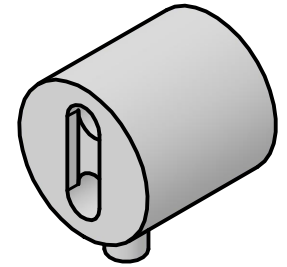


SECCIÓN D-D
ESCALA 5 : 1

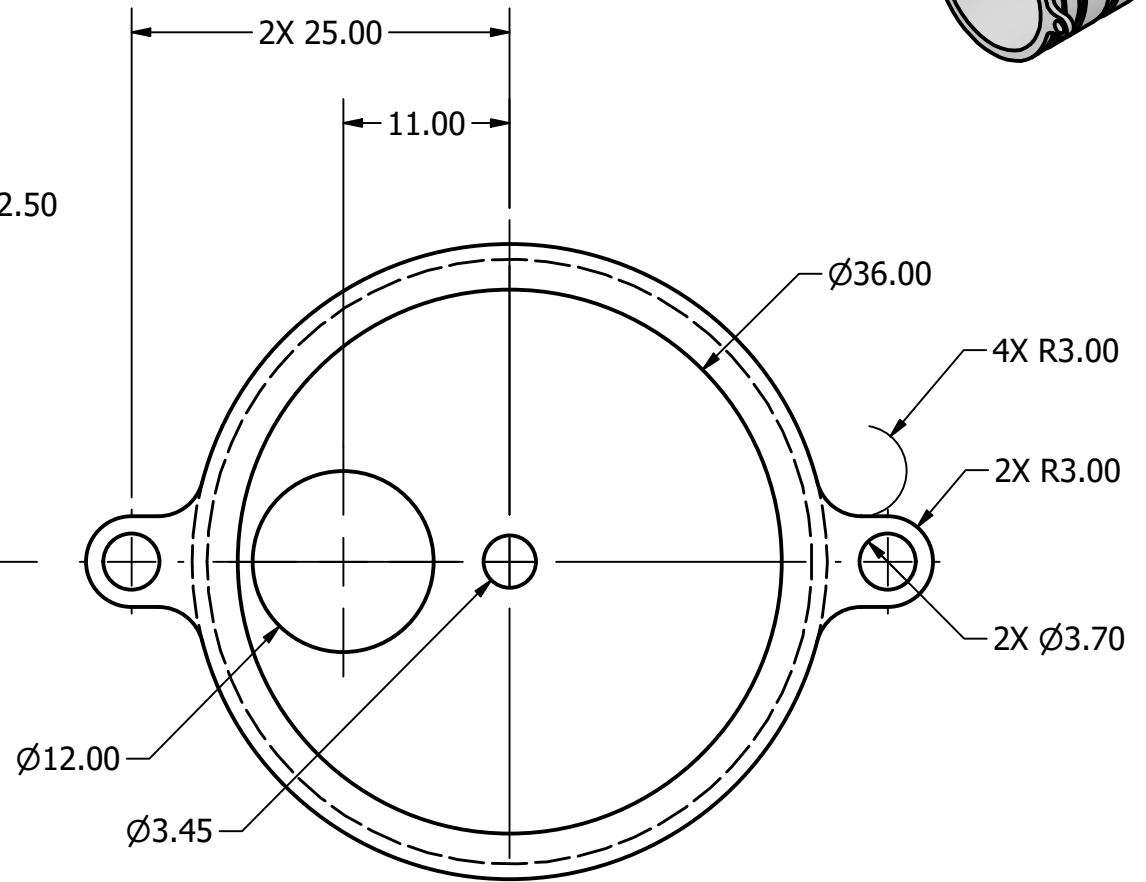
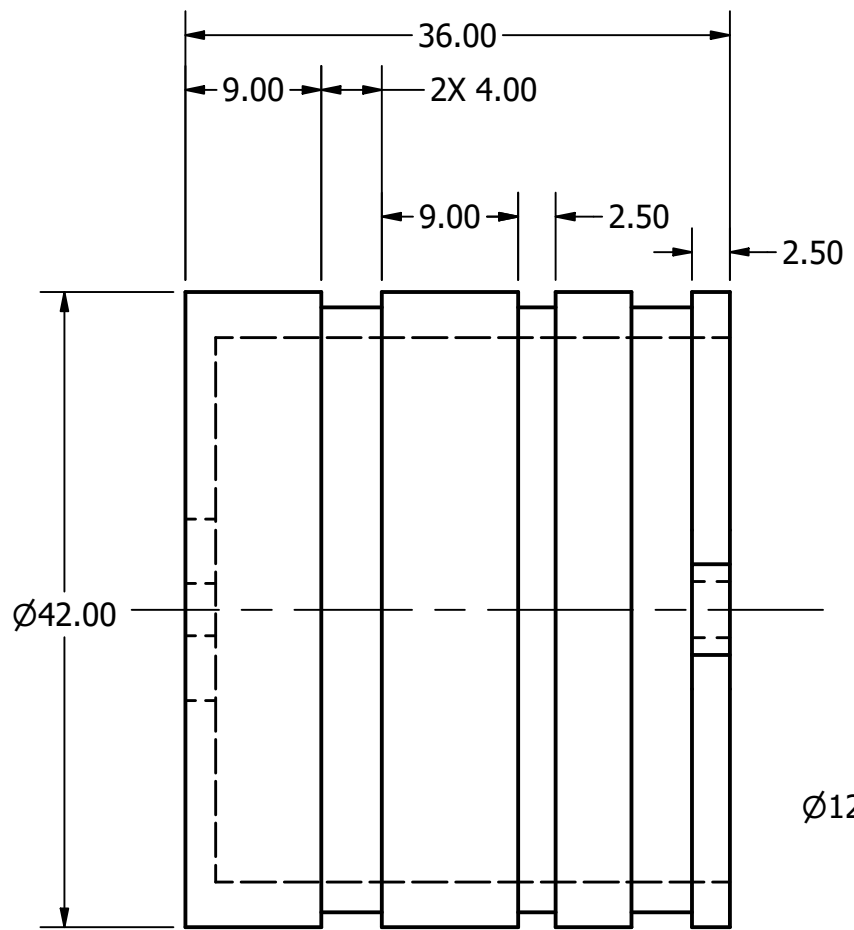
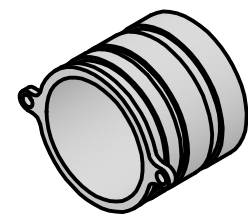
TÍTULO: SIO01-Pistola Interna		
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos		
FORMATO A4	ESCALA: 5:1	UNIDADES: mm
	PÁGINA 10 DE 14	REV A



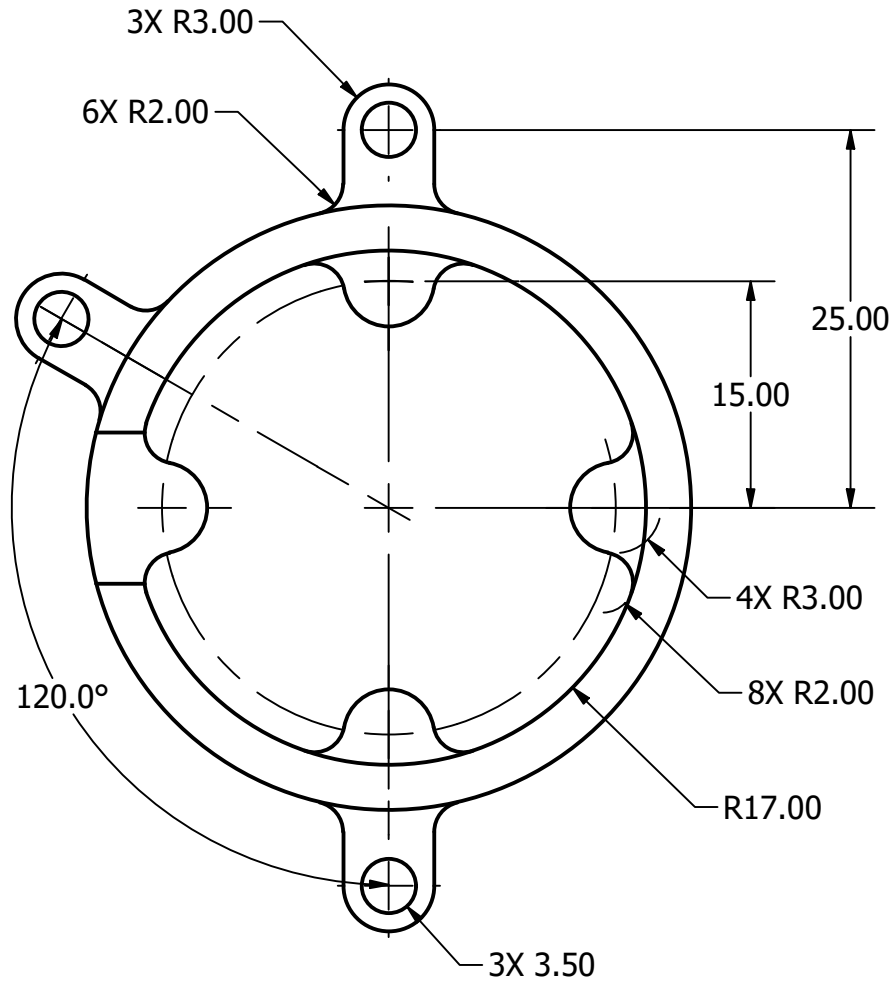
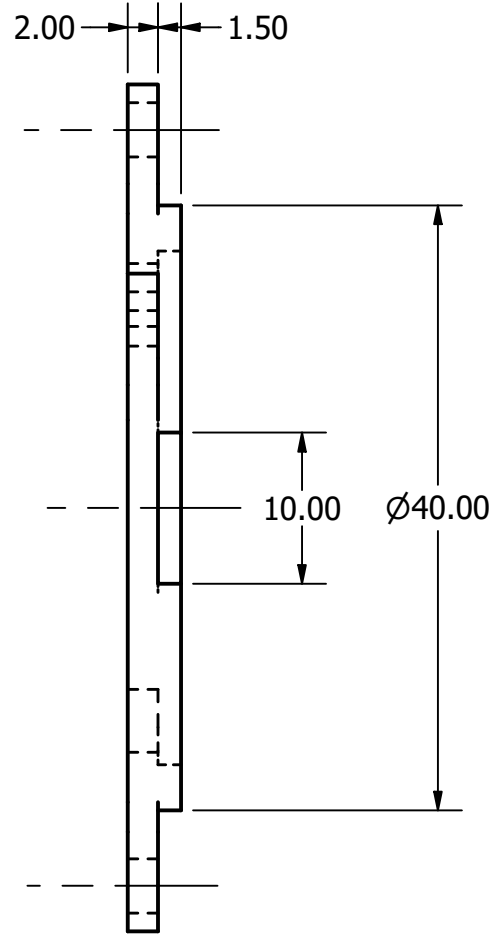
SECCIÓN E-E
ESCALA 5:1



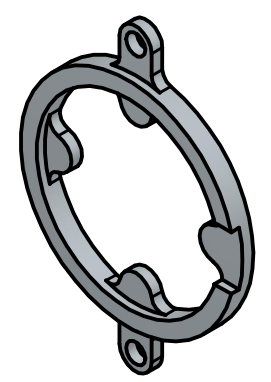
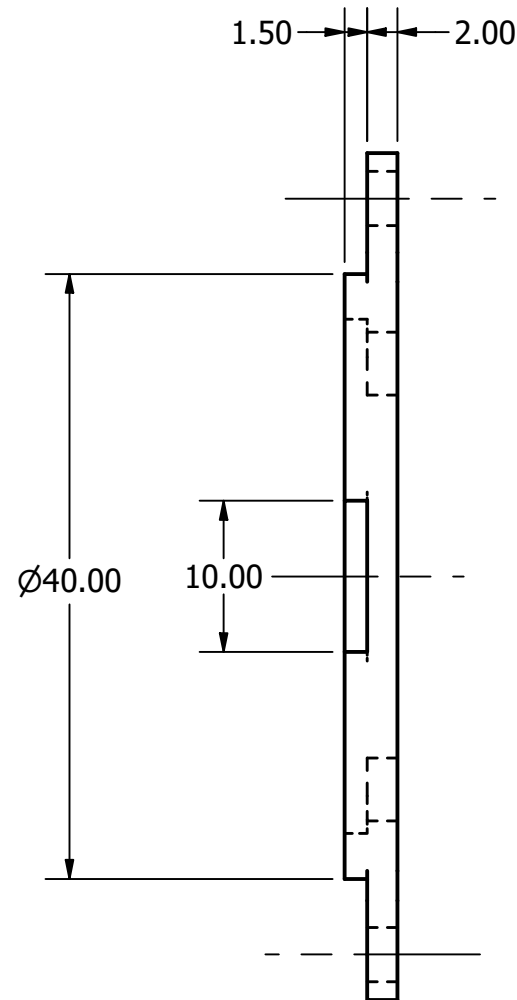
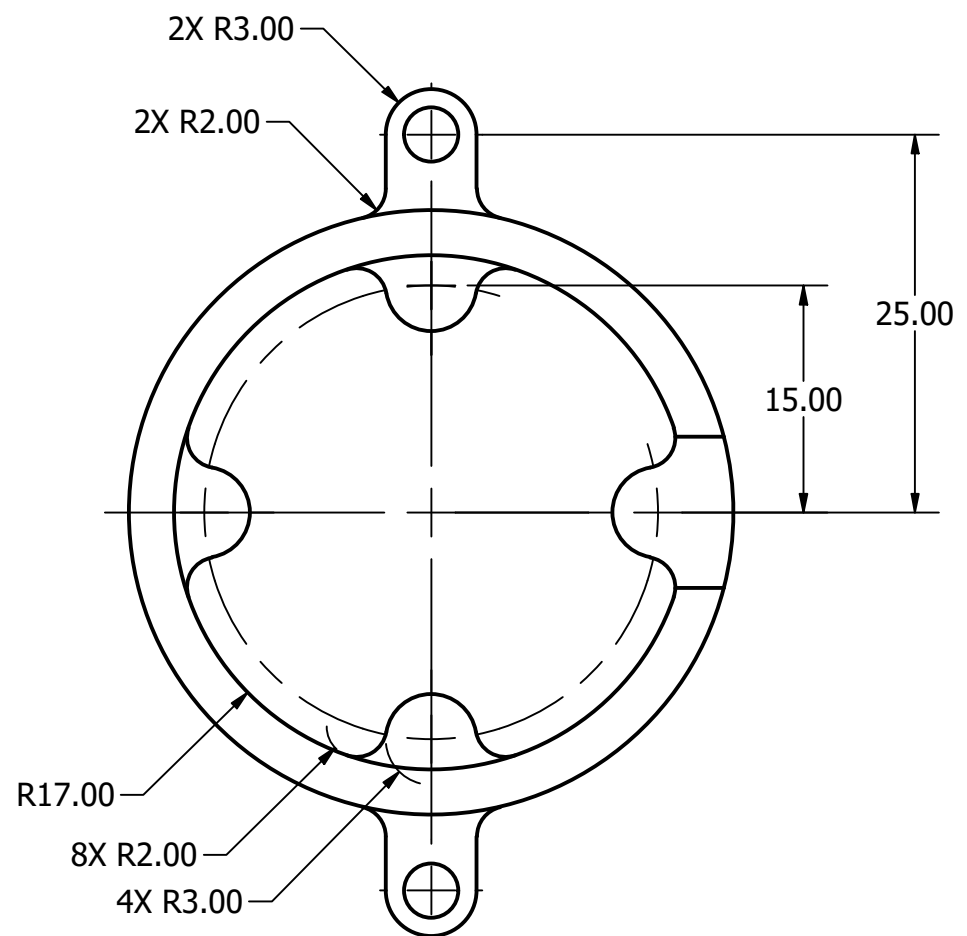
TÍTULO:		SIO02-Pistola Secundaria	
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos			
FORMATO	ESCALA: 5:1	UNIDADES: mm	REV
A4	PÁGINA 11 DE 14		A



TÍTULO: SIO03-Cámara de Ionización		
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos		
FORMATO	ESCALA: 2:1	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 12 DE 14	REV A



TÍTULO: SIO04-Sostenedor de Rejilla Externa		
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos		
FORMATO	ESCALA: 2:1	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 13 DE 14	REV A



TÍTULO: SIO05-Sostenedor de Rejilla Interna		
NÚMERO DE DIBUJO: PLN01-Planos		
FORMATO	ESCALA: 2:1	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 14 DE 14	REV A