

Instituto Tecnológico de Costa Rica

Carrera de Ingeniería Mecatrónica



Área académica de Ingeniería Mecatrónica

**Desarrollo de una plataforma de verificación sistemas de actitud de pequeños satélites
para trabajar en una cámara de vacío.**

**Informe de Proyecto de Graduación para optar por el título de Ingeniero en
Mecatrónica con el grado académico de Licenciatura**

Marcos Hernández Herrera

Cartago, Abril 2016

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE COSTA RICA

Área Académica de Ingeniería Mecatrónica

PROYECTO DE GRADUACIÓN

ACTA DE APROBACIÓN

Proyecto de Graduación defendido ante el presente Tribunal Evaluador como requisito para optar por el título de Ingeniero en Mecatrónica con el grado académico de Licenciatura, del Instituto Tecnológico de Costa Rica.

Miembros del Tribunal



Ing. Jaime Mora Meléndez

Profesor lector



Ing. Esteban Baradín Méndez.

Profesor lector



Ing. Juan Carlos Jiménez Robles

Profesor asesor

Los miembros de este Tribunal dan fe de que el presente trabajo de graduación ha sido aprobado y cumple con las normas establecidas por la Escuela de Ingeniería Mecatrónica

Cartago, Abril 2016

Declaro que el presente Proyecto de Graduación ha sido realizado enteramente por mi persona, utilizando y aplicando literatura referente al tema e introduciendo conocimientos propios.

En los casos en que he utilizado bibliografía, he procedido a indicar las fuentes mediante las respectivas citas bibliográficas.

En consecuencia, asumo la responsabilidad total por el trabajo de graduación realizado y por el contenido del correspondiente informe final.

A handwritten signature in black ink, appearing to read "Marcos H.", is written over a horizontal line.

Marcos Hernández Herrera

Cédula: 206850162

Cartago, Abril 2016

Resumen.

Los sistemas de control de actitud en órbita son de vital importancia para determinar parámetros orbitales, así como la correcta orientación de los satélites con respecto a objetivos en tierra. Cuando se desarrollan en tierra en condiciones atmosféricas, no permiten hacer pruebas de pequeños propulsores plasmáticos, diseñados para CubeSats los cuales requieren un ambiente plasmático.

Este trabajo se centra en demostrar la posibilidad de desarrollo de un sistema de verificación de actitud en las condiciones especiales que requieren los propulsores de plasma como modelos de vuelo en un sistema de ambientación espacial.

Actualmente de estos sistemas de verificación de actitud no se tiene referencia accesible. Por ello es imperativo describir la interacción del ambiente sobre una plataforma de pruebas, para conocer el efecto de tal ambiente sobre los equipos.

Para efectos de esta investigación se diseñó y construyó una plataforma de pruebas que se utilizó en las distintas etapas de la ambientación espacial, en un sistema de libre fricción y gravedad cero, alto vacío y ambiente plasmático.

Luego se hizo interactuar la plataforma, una sonda de Langmuir y un pequeño propulsor de plasma dentro de la cámara de vacío con el propósito de observar el efecto del propulsor actuador sobre la plataforma y probar que esta cumple con las condiciones requeridas para emplearla como sistema de verificación en ambientación espacial. Para esto fue necesario analizar las condiciones del plasma.

Palabras Claves. Sistemas de verificación de actitud, Vacío, Plasma, Propulsores Plasmáticos, VAT.

Abstract

The orbit attitude control systems are of vital importance for the determination of orbital elements and the correct orientation of the satellites to ground targets. They usually work under atmospheric conditions which does not allow testing of small plasma thrusters designed for CubeSat that require a plasma environment.

The following work focuses on verifying whether it is possible to develop a verification system attitude in special conditions required for flight models of plasma thrusters in space environment.

There is no accessible reference for this type of attitude verification systems and is considered innovative in the field of verification of systems, as a means to study the interaction of the space environment with CubeSat.

It was designed and built a test platform to use at various stages of space environment, an atmosphere of free friction and zero gravity, high vacuum and plasma environment, plasma conditions generated were analyzed using a Langmuir probe and a small plasma thruster VAT (Vacuum Arc thruster) Propellant vacuum arc, to observe the effect of this attitude control device systems on the platform and prove that it meets the conditions to be use as verification system with spacecraft space environment interaction.

Keywords. Verification of Attitude Orbit deployment system, Vacuum, Plasma, Plasma Thrusters, VAT.

Contenido

Resumen	4
Abstract	5
Índice de ilustraciones	8
Índice de tablas	10
Objetivo Principal	11
Objetivos Específicos	11
1.0 Introducción	12
2.0 Marco Teórico	15
2.1 Presiones y Características del Vacío.....	15
2.2 Características y Método de Generación del Plasma.....	21
2.3 Sistemas de libre Fricción.....	24
2.4 Flujo Másico.....	27
2.5 La velocidad del flujo másico en el vacío.....	28
2.6 del flujo volumétrico.....	30
2.7 Balanceo del sistema.....	31
2.8 Propulsor de plasma.....	34
2.9 Paneles solares de alto voltaje.....	36
3.0 Enfoque de la solución	37
3.1 Determinación del flujo de aire requerido.....	37
3.2 Medición e inyección del flujo de aire a la cámara de vacío.....	40
3.3 Determinar que la plataforma se encuentra libre de fricción.....	44
3.4 Configuración del sistema de comunicación inalámbrica.....	47
3.5 Preparación de los equipos mecánicos y eléctricos para trabajar en Vacío.....	49
3.6 Balanceo de la plataforma.....	53
3.7 Funcionamiento del cojinete neumático en vacío.....	54
3.8 Caracterización del plasma y su respuesta ante el flujo de aire dentro de la cámara de vacío.....	56
3.9 Propulsor de plasma VAT (Vacuum Arch Thruster).....	58
3.10 Medición en el cambio de la velocidad angular.....	61
2.11 Determinar y corregir el offset y ruido del sensor.....	65
2.12 Probar el propulsor dentro de la cámara de vacío en conjunto con el sistema remoto de adquisición de datos de la velocidad angular.....	66

3.0 Resultados	67
3.1 Ambientación de vacío y plasma	67
3.2 Calibración del giroscopio	68
3.3 Comportamiento del sistema de medición dentro de la cámara de vacío.....	70
Desempeño del propulsor VAT.....	73
Conclusiones	77
Recomendaciones	78
Bibliografía	79
Apéndices	82
A1. Abreviaturas.	82
A2. Información de la empresa.	83
A3 Planos	84
Anexos.	86

Índice de Figuras

Figura 1 Capas Atmosféricas	15
Figura 2 Cámara de Vacío.....	18
Figura 3 Esquema de Válvulas de la Cámara de Vacío	19
Figura 4 Manómetro de ionización de filamento.....	20
Figura 5 Sistemas de libre fricción rotacionales.....	24
Figura 6 Cojinete neumático rotatorio con el que cuenta Kyutech.	26
Figura 7 Ecuaciones de flujo de masa para un gas ideal comprensible	29
Figura 8 Caudalímetros térmicos y Coriolis.....	31
Figura 9 Diagrama del Propulsor VAT	35
Figura 10 Arreglo de Celdas Solares.....	36
Figura 11 Caudalímetro	41
Figura 12 Conector NPT, conexión en la cámara de vacío	42
Figura 13 Manómetros del sistema de alimentación de aire.....	43
Figura 14 Mangueras metálicas flexibles, conector de la cámara de vacío y caudalímetro.....	43
Figura 15 Rueda Inercial.....	45
Figura 16 Interfaz de control.....	46
Figura 17 Programación por bloques.....	46
Figura 18 Configuración inalámbrica.....	47
Figura 19 XBEE.....	48
Figura 20 Conexión enrutador Arduino.....	48
Figura 21 Batería Eneloop	49
Figura 22 Sistema de limpieza ultrasónico.....	50
Figura 23 lubricación para vacío.....	50
Figura 24 Base del cojinete neumático a la cámara de vacío.....	51
Figura 25 Plataforma de prueba de la rueda inercial.....	52
Figura 26 Nivel laser	53
Figura 27 Manómetro de filamento iónico.....	55
Figura 28 Fuente de poder y probeta de Langmuir esférica.....	56
Figura 29 Curva característica del potencial plasmático.....	57
Figura 30 Propulsor VAT.....	58
Figura 31 Fijación del hilo conductor al Cátodo del propulsor VAT.....	59
Figura 32 Propulsor VAT fijado a la plataforma	59
Figura 33 Arreglo de celdas solares de alto voltaje.....	60
Figura 34 Circuito de Conexión del giroscopio.....	62
Figura 35 Sensor Giroscopio y conexión recomendada.....	63
Figura 36 Interfaz de Visualización de los cambios en la velocidad angular.....	63
Figura 37 Diagrama de bloques de recepción y captura de datos del giroscopio.....	64
Figura 38 Mesa de rotación precisa.....	65
Figura 39 Grafico de seguimiento a un perfil de velocidad dado	69
Figura 40 Grafico de velocidad 0 dps	69
Figura 41Gráfico de cambios la medición de la velocidad angular del giroscopio	70

Figura 42 Velocidad angular de la plataforma en medio vacío.....	71
Figura 43 Grafico del cambio en la velocidad angular en la transición a alto vacío	71
Figura 44 Grafico de la velocidad angular de la plataforma en alto vacío.....	72
Figura 45 Descarga del propulsor.....	73
Figura 46 Distintas descargas del propulsor	74
Figura 47 Calculo de la inercia de la semiesfera.	75

Índice de tablas

Tabla 1 Presión Respecto a la Altitud.....	16
Tabla 2 Características de la cámara de Vacío	18
Tabla 3 Presión contra Capacidad de carga del cojinete neumático	26
Tabla 4 volumen por mol en relación a distintas presiones de trabajo	37
Tabla 5 Partículas/s por cada SCCM	38
Tabla 6 Kg/s por en relación a partículas/s	38
Tabla 7 fuerza generada en razón de flujo másico ante variaciones de presión	39
Tabla 8 Resumen de las presiones en la cámara de vacío.	54
Tabla 9 Características del plasma	57

Objetivo Principal

- Demostrar que una plataforma de prueba de sistemas de control de actitud de pequeños satélites puede trabajar dentro de una cámara de vacío, en un ambiente de plasma y libre fricción.

Objetivos Específicos.

- Implementar un cojinete neumático, su inyección controlada y medible de aire dentro de una cámara de vacío.
- Especificar el flujo de aire necesario para suspender la plataforma en condiciones de vacío y libre de fricción.
- Describir las condiciones del plasma, en la cámara de vacío, en conjunto con la plataforma de pruebas suspendida por un flujo de aire.
- Desarrollar comunicación inalámbrica entre la plataforma de pruebas y el centro de control.
- Determinar los efectos en la velocidad angular de la plataforma de pruebas ante los cambios de presión
- Identificar el cambio en la velocidad angular de un propulsor para pequeños satélites.

1.0 Introducción

Los sistemas espaciales deben soportar ambientes extremadamente adversos, de plasma espacial, partículas a hiper-velocidad, radiación, rayos ultravioleta, oxígeno atómico, vacío, ciclos térmicos y otros.

Cuando un componente se rompe, su reparación es muy difícil. Por lo tanto, es necesario probar los equipos espaciales a fondo, con sistemas de prueba que trabajen en un ambiente similar al que se encuentra en el espacio, para simular las condiciones que estos equipos van a enfrentar, lo que permite un mayor entendimiento y posibilita la generación mejores tecnologías esenciales para la exploración espacial.

Los CubeSats, pequeños satélites de forma cubica con dimensiones estándares de 10x10x10 cm, para el tamaño de 1U, modelos que varían en la escala de U (Unidad), en la que un 2U corresponde a una amplitud de 20x10x10 cm y así sucesivamente variando sola la longitud de la estructura en razón de 10 cm por unidad. Son un modelo de desarrollo espacial que se ha popularizado de una manera muy acelerada, con una importante tendencia en crecimiento, por causa a su bajo costo. Adicionalmente acerca a universidades, centros académicos y a países en desarrollo a formar parte de la investigación espacial.

En el desarrollo de pequeños satélites, gracias a sus reducidas dimensiones y bajo costo, suelen construirse modelos de ingeniería, los cuales son un patrón de prueba del satélite en su conjunto, para ejecutar experimentos en ambientación espacial dirigidos a verificar los sistemas y algoritmos de misión, que se van a emplear en el modelo de vuelo. Este luego se desarrolla con componentes de grado espacial para fines de su lanzamiento.

El desarrollo de pruebas de CubeSat ensamblados en las dimensiones estándares en los que se define este modelo de satélite, genera la necesidad de plataformas de prueba que se ajusten a estos tamaños y que simulen las condiciones de ambientación espacial en la que se ven expuestos estos satélites en el espacio.

Como método de prueba básico en satélites se crean plataformas que simulan las condiciones de vuelo en órbita, para implementar sistemas de verificación de actitud, que permiten la orientación respecto a un marco de referencia dado. Desarrollar este método de prueba con modelos ensamblados permite experimentar con los satélites en sus características inerciales propias y no solo probar los componentes de control de actitud para luego asimilar los resultados a las condiciones inerciales de cada satélite. Con todo el satélite ensamblado además es posible probar los algoritmos de vuelo y control de órbita, tarea que suele estar relegada a la simulación.

Se trabaja en mejorar las plataformas de verificación de los sistemas de control de actitud en órbita en beneficio de este modelo de pruebas y en búsqueda de profundizar en la experimentación de los equipos satelitales. Para esto es necesario que la plataforma de verificación trabaje en presiones de vacío y un ambiente plasmático, condiciones presentes en órbita y de un efecto importante en los sistemas de actitud. Con esto se desarrolla una plataforma de pruebas más realista a las condiciones propias de operación y se posibilita el análisis de la interacción de los sistemas de actitud con el ambiente espacial.

Como actuadores de sistemas de actitud para CubeSats se han desarrollado distintas tecnologías de pequeños propulsores de plasma. Para que estos dispositivos funcionen es necesario ubicarlos en un ambiente de vacío y plasma, lo que refuerza la necesidad de plataformas de verificación que cumplan estas condiciones.

En la actualidad no se encuentra referencia accesible del análisis del desempeño generado por propulsores de plasma mediante una observación directa en el cambio en la velocidad angular por el impulso de los propulsores. Característica que si es posible observar de una manera directa en una plataforma de verificación de control de actitud dentro de una ambientación espacial.

El cambio en la velocidad angular es una de las especificaciones de mayor importancia por la que se caracterizan los propulsores de uso espacial. Usualmente el análisis de esta característica se hace mediante una propela cónica suspendida por un hilo delgado sobre la cual la descarga del propulsor genera un impulso o mediante el flujo de corriente que se genera en el momento de ignición del propulsor de plasma, pero estos métodos que provocan la inducción de error asociado al cálculo y no permiten la prueba de algoritmos de control en modelos de vuelo.

El proyecto se centra en desarrollar un sistema de verificación de control de actitud trabajando dentro de una ambientación espacial. El principal reto consiste en que para tener un sistema de gravedad cero o libre de fricción, se emplea como plataforma un cojinete aéreo. El cual corresponde a una semiesfera suspendida por aire a presión que sale de una base con seis boquillas simétricamente espaciadas a la largo de una circunferencia. Alimentada por una manguera, que se encarga de suplir al sistema con un caudal de aire necesario para levantar la plataforma con todas sus cargas. Tener este flujo de aire y poder mantener la presión de vacío necesaria para generar un ambiente plasmático dentro de la cámara de vacío, es parte imprescindible de los desafíos a superar para poder desarrollar el sistema.

Una vez que el sistema llegue a trabajar en vacío y a generar el ambiente plasmático es necesario analizar si éste, es válido y admisible para probar los propulsores de plasma. Es esto junto con mantener el vacío teniendo libre fricción, las características que establecen si es posible desarrollar una plataforma de verificación de los controles de actitud con ambientación espacial.

En el presente informe se muestran:

- Cada uno de los requerimientos que se tomaron en cuenta para determinar si es posible tener una plataforma de verificación de control de actitud trabajando con una ambientación espacial
- La metodología para determinar que se satisfacía los requerimientos, así como los dispositivos y medios empleados.
- La toma de datos del cambio en la velocidad angular generado por un propulsor de plasma, mediante un giroscopio y su envío remoto mediante comunicación inalámbrica.

2.0 Marco Teórico

2.1 Presiones y Características del Vacío.

El vacío es la ausencia total de materia, se caracteriza por la magnitud física de la presión, que es la fuerza que ejerce un cuerpo sobre una superficie. Alcanzar el vacío absoluto es prácticamente imposible.

En sistemas de vacío se considera el efecto de aquellos gases confinados en la atmosfera de trabajo. Al estar en estado gaseoso las moléculas se encuentran en constante movimiento y chocan con las paredes del sistema generando una fuerza aplicada por unidad de área, es este fenómeno lo que define la presión.

En la atmosfera la presión varia con la altitud, cuando se está a mayor altitud sobre la superficie terrestre, menor es la cantidad de masa de gases que se tiene sobre la misma unidad de área. En figura 1 se muestra la relación entre altitud y presión.

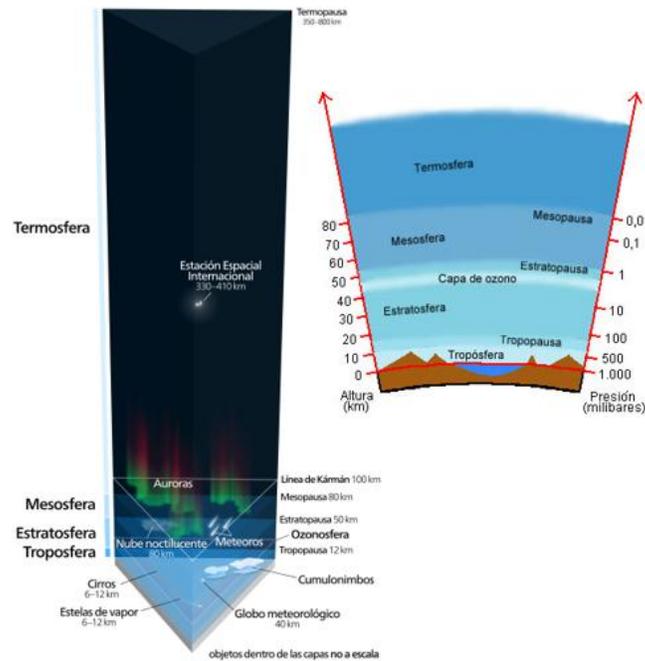


Figura 1. Capas Atmosféricas [1]¹

¹ Ver Bibliografía [1]

Tabla 1 Presión Respecto a la Altitud

Altura (m)	Presión (mb)	Presión (Pa)	Densidad	Temperatura (°C)
0	1013	$101,3 \times 10^3$	1,226	15
1.000	898,6	$898,6 \times 10^3$	1,112	8,5
2.000	794,8	$794,8 \times 10^3$	1,007	2
3.000	700,9	$700,9 \times 10^3$	0,910	-4,5
4.000	616,2	$616,2 \times 10^3$	0,820	-11
5.000	540	540×10^3	0,736	-17,5
10.000	264,1	$264,1 \times 10^3$	0,413	-50
15.000	120,3	$264,1 \times 10^3$	0,194	-56,5

Como se aprecia en la tabla 1 la presión decrece en la atmosfera gradualmente con respecto a la altitud. No hay un límite claro entre la atmosfera y el espacio. Dentro de los primeros 1000 km sobre el nivel del mar todavía se puede considerar el efecto de la masa terrestre para atrapar gases respecto a su centro. Dado esta indefinición se utiliza como convención la llamada línea de Karman que se encuentra a 100 km.s.n.m. A partir de este punto un vehículo aéreo tendría que viajar más rápido que la velocidad de orbita para generar suficiente fuerza de levantamiento para mantener su vuelo. A partir de la línea de Karman el vuelo de la nave se genera por la componente centrífuga de su giro alrededor de la tierra, que debe ser suficientemente alta para balancear el empuje hacia el centro de la gravedad en este punto, permitiendo a la nave orbitar sobre la superficie terrestre.

Sobre la línea de Karman, hay una franja conocida como LEO (Low Earth Orbit) la órbita baja terrestre, comprendida entre los 300 hasta los 800 km sobre la superficie terrestre al nivel del mar. La fuerza de arrastre debido a la densidad de partículas presentes en la órbita es una de los factores más variables y genera constantes perturbaciones que crean dificultades en las predicciones de las características dinámicas de la órbita. Esta franja de espacio se utiliza enormemente en diversas misiones espaciales y es donde frecuentemente se desarrollan las misiones de los pequeños satélites llamados CubeSats.

A presiones de alto vacío, con un orden de magnitud de 10^{-8} Pa, en la órbita baja terrestre, ocurre un fenómeno llamado desgasificación que debe ser tomado en consideración. Esto

genera desorción molecular en las superficies de los materiales expuestos a condición de vacío. En este estado los gases atrapados dentro de los sólidos son liberados y extraídos a la superficie del material, debido a la baja presión que se encuentra sobre su superficie. La desgasificación no es un proceso instantáneo y algunos materiales pueden liberar gases durante un largo tiempo. Los materiales porosos al tener una mayor concentración de gases internos afectan las condiciones de vacío.

Otro Fenómeno a considerar en un ambiente en vacío es la transmisión de calor. Los mecanismos básicos de transferencia de calor son los siguientes, conducción, convección y radiación. La conducción es el mecanismo de transferencia de calor debido a la interacción entre partículas adyacentes del medio, este mecanismo no es posible en un ambiente en vacío dado que las partículas adyacentes son tan pocas que este efecto es despreciable. La convección es el modo en que se transfiere la energía entre una superficie sólida y el fluido adyacente (líquido o gas). Comprende los efectos combinados de la conducción y el movimiento del fluido. Cuanto más rápido es el movimiento del fluido mayor es la transferencia de calor por convección. En un ambiente en vacío se considera que no hay fluido adyacente por lo que la transferencia de calor por este medio es despreciable. La radiación es la energía emitida por la materia en forma de ondas electromagnéticas, como resultado de los cambios en las configuraciones electrónicas de los átomos o moléculas.

Todos los cuerpos sobre el 0 Kelvin emiten una radiación térmica en función de su volumen por los movimientos vibratorios de los átomos y moléculas que lo conforman. Sin embargo, en los sólidos que son opacos, como los metales, maderas y rocas, las radiaciones emitidas por las regiones interiores del material no llegan a la superficie ya que es absorbida a unas cuantas micras desde los puntos de emisión. Así, la transferencia de calor se convierte en un fenómeno superficial. A diferencia de los otros medios de transmisión térmica la radiación, al ser ondas electromagnéticas, no necesita un medio de transmisión por ello es el único que se presenta en el vacío sin sufrir ningún tipo de atenuación por la ausencia de medio de transporte.

Para Simular las condiciones de vacío se utiliza una cámara con las siguientes características.

Tabla 2 Características de la cámara de Vacío

Nombre	Microwave test Chamber
Fabricante	ULVAC Kyushu
Tamaño	L: 115 x P: 100 A:75 cm
Vacío Final	10^{-5} Pa
Sistema de Bombeo	Bomba Criogénica Bomba Rotatoria
Protector de microondas	100kHz – 10GHz (-40dB)
Propósito	Experimentos dinámicos con dispositivos expuestos a un alto poder de microondas en un ambiente de plasma espacial.

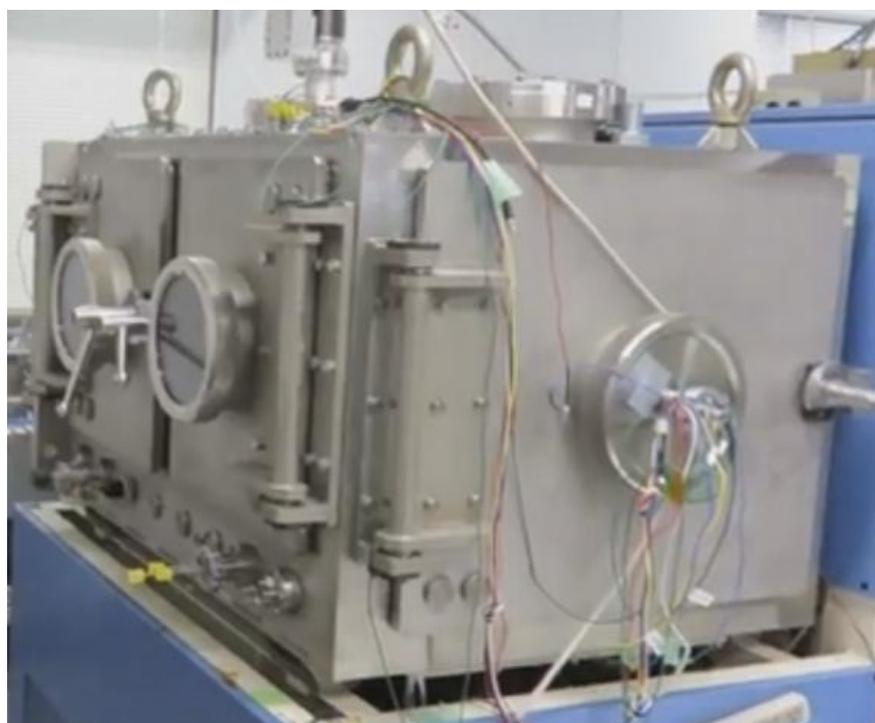


Figura 2. Cámara de Vacío

Esta cámara está construida en acero inoxidable, y cuenta con dos sistemas de bombeo de vacío, el primer sistema es una bomba rotatoria que permite alcanzar presiones de 5 Pa. Funciona por succión de gases mediante un sistema rotatorio que al girar genera una componente de fuerza centrífuga que extrae gases de la cámara, hasta llegar a una presión de equilibrio donde la fuerza centrífuga generada por unidad de área se iguala a la presión alcanzada. Esta bomba rotatoria se utiliza también para poner en funcionamiento el segundo

sistema constituido por una bomba Criogénica, que para entra en operación debe estar a una presión inferior a los 20Pa. La cámara de Vacío cuenta con un sistema de válvulas como el que se observa en la siguiente Figura 3.

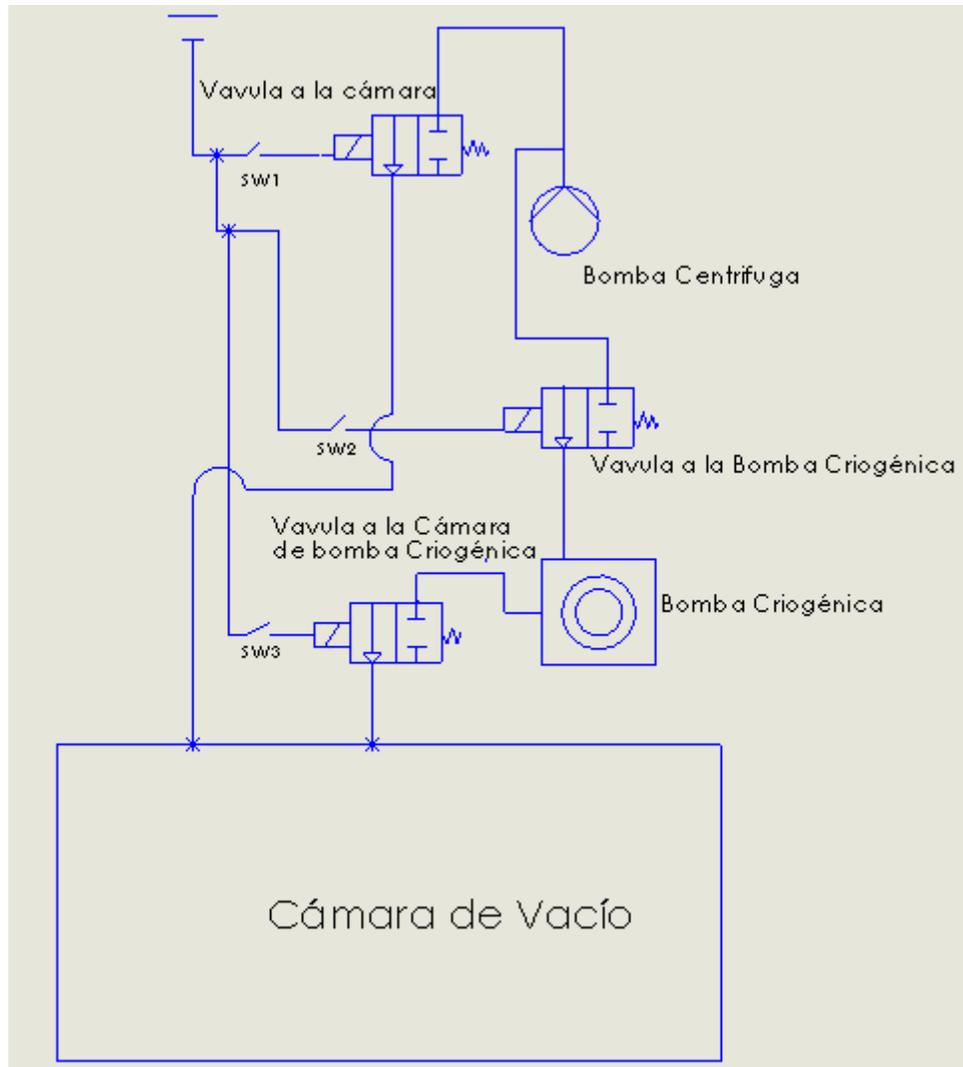


Figura 3. Esquema de Válvulas de la Cámara de Vacío

Todos los gases presentes en el aire se condensan a temperaturas realmente bajas, por ello para obtener tal condensación la bomba criogénica se pone en funcionamiento con el objeto de que enfríe una superficie metálica a una temperatura de $-250\text{ }^{\circ}\text{C}$. Una vez que se alcanza

esta temperatura es posible abrir la válvula principal y generar un alto vacío hasta una presión mínima de un orden de magnitud de 10^{-5} Pa como efecto de la condensación de gases.

Si bien esta presión no corresponde a la presión presente en la órbita baja terrestre, llegar a las condiciones reales presentes en la órbita representa un enorme reto a la ingeniería y con esta presión es posible poner en funcionamiento el generador por radio frecuencia plasmático.

Las bombas criogénicas tienen una matriz de entrada donde se ubican superficies metálicas frías, tras esta matriz se encuentra una segunda matriz de condensación que opera a una temperatura similar que captura argón, nitrógeno, oxígeno y la mayoría de los otros gases. Las bombas criogénicas permiten alcanzar bajas presiones con una alta velocidad, y para su funcionamiento se exige un flujo constante de agua para regenerar los gases condensados y expulsarlos al exterior. La expulsión es mucho más lenta, pero por la enorme reducción volumétrica de alrededor mil veces en la mayoría de los gases, es posible captar una enorme cantidad de estos dentro de la bomba para luego revaporizarlos lentamente mediante un flujo constante de agua que calienta la matriz y purga los gases residuales del cuerpo de la bomba.

Para la medición de presión se utiliza un filamento medidor de electrones o Manómetro de ionización, que funciona ionizando moléculas de gas dentro del volumen del medidor y recolecta iones en un delgado cable. Con los iones se obtiene la corriente en el colector, fenómeno que determina el número de moléculas presentes en la cámara de vacío.

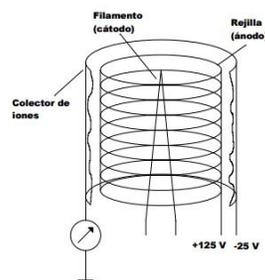


Figura 4. Manómetro de ionización de filamento²

² Cita Bibliográfica [2]

2.2 Características del Plasma y Método de Generación.

“El plasma es un conjunto cuasineutral de partículas con portadores libres de carga eléctrica, el cual desarrolla comportamiento colectivo”. [3]¹ Las características de este fenómeno es que en el plasma se encuentran portadores de carga libres, átomos ionizados, por lo que se convierte en un gas conductor que reacciona fuertemente a campos eléctricos y magnéticos. Su cualidad cuasineutral se debe a que un volumen dado se encuentra en promedio la misma cantidad de carga positiva que de carga negativa. Su comportamiento colectivo se caracteriza por que en conjunto es capaz de generar campos eléctricos y magnéticos con los que a su vez reacciona. Este concepto fue utilizado por primera vez por Irwing Langmuir (1881-1957)

El plasma se puede dividir en 4 distintos sub grupos. [3]³

- Plasma Común. Las orbitas exteriores de una molécula son deterioradas, permitiendo liberar electrones, estos electrones libres en el ambiente son los responsables de las características del plasma.
- Plasma Termonuclear. Los electrones dejan de orbitar alrededor de un núcleo, por lo que se obtiene es una mezcla de electrones y núcleos libres.
- Plasma de Nucleones. Se presenta cuando las condiciones son tan especiales debido a las altas temperaturas y presión que los núcleos se descomponen, generando un ambiente de neutrones, protones y electrones libres.
- Plasma de Quarks-Gluones. En altas energías las partículas se descomponen en sus constituyentes en quarks y gluones.

³ Cita Bibliográfica 3.

2.2.1 Grado de ionización del plasma.

Se refiere a la cantidad de partículas ionizadas contra la cantidad total de partículas presentes, es uno de los parámetros más importantes con los cuales se define el comportamiento del plasma. Este grado depende parcialmente de la temperatura y es posible de aproximar a partir de la ecuación de Saha para un gas que ha sido ionizado una vez y se encuentra en estado plasmático.

$$\frac{n_i^2}{n_n} = CT^{\frac{3}{2}} \exp\left[-\frac{U_i}{KT}\right] \quad (1)$$

$C \sim 2,4 \times 10^{21} \text{ m}^{-3}$, donde n_i es la concentración de iones que han perdido un electrón, n_n es la cantidad de partículas neutras, U_i es el potencial plasmático de ionización, K es la temperatura.

2.2.2 Longitudes de efecto plasmático.

La longitud de Deybe o apantallamiento electrónico es la escala de distancia que se utiliza para medir hasta qué punto se genera una separación significativa de la carga, es decir hasta qué punto una carga genera un efecto a las cargas a su alrededor. En una esfera o probeta de Langmuir se utiliza la longitud de Deybe como el radio dentro del cual la carga de la esfera genera un apantallamiento sobre las cargas eléctricas presentes.

$$\lambda_D = (kT/4\pi n_e^2)^{1/2} \quad (2)$$

Donde n_e es la densidad de electrones.

2.2.3 La frecuencia del plasma

La frecuencia del plasma describe lo que se conoce como tiempos característicos, cuando el plasma entra en movimiento hacia una dirección, los iones en la dirección opuesta generan una atracción, lo que produce un movimiento oscilatorio, la frecuencia de esta oscilación es lo que se denomina como la frecuencia del plasma.

$$\omega_{pe} = (4\pi n_e e^2 / m_e)^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

2.2.4 Temperatura del plasma.

La temperatura del plasma se caracteriza en Electronvoltio, que es una unidad de energía que representa la variación de energía potencial que experimenta un electrón al moverse entre dos niveles de potencia con una diferencia de 1V. $1\text{ev} = 1.6 \times 10^{-19}\text{J} = 11.6000\text{K}$. Esto se hace tomando la constante de Boltzman igual a la unidad.

2.2.5 Plasma por radiofrecuencia.

El plasma por radiofrecuencia, se genera en un flujo de gas al que se le aplica en un campo de radiofrecuencia externo. Para obtener este plasma se generan ondas en intervalos de frecuencia desde 100 kHz hasta 100 MHz, en estas frecuencias las oscilaciones son tan altas que los electrones, siguiendo el campo se separan del núcleo, con lo que produce un flujo conductor con electrones libres. Con este método se evita la introducción de impurezas, permitiendo una mayor vida media de los reactores y una mejor reproducibilidad de las condiciones de trabajo. En los sistemas RF se utilizan dos métodos de ajuste de energía acoplados capacitivamente o inductivamente.

2.3 Sistemas de libre Fricción

La determinación de la actitud y los sistemas de control de maniobras, son sistemas integrados dentro de los pequeños satélites y factores claves para asegurar su factibilidad en operaciones espaciales.

El desarrollo de sistemas de control cada vez más complejos, y la dificultad de reproducir las condiciones espaciales de cero gravedad mediante simulación, ha llevado hacia la validación mediante la experimentación. El primer sistema de cojinete esférico de suspensión flotante del que hay documentación data de 1960 desarrollado por la agencia estadounidense de misiles balísticos, instalaciones que luego formaron parte de lo que sería la Estación de desarrollo Espacial Marshall de la Nasa, por lo que los sistemas de verificación de actitud han formado un papel importante en el desarrollo de los sistemas espaciales desde los inicios de la exploración espacial.

Los sistemas de cojinete de suspensión flotante se pueden clasificar según los grados de libertad que brindan. Los primeros, muy comunes son los planos, los cuales permiten traslación en dos sentidos y rotación en uno, los mismos eran usuales alrededor de 1970 y consistían en pisos largos que proveían suspensión flotante tanto para naves tripuladas como no tripuladas. Todavía se utilizan estos sistemas, pero son comúnmente más empleados para verificación de sistemas de control que para la simulación de ambientes de vuelo satelital. En Japón diversas compañías utilizan estos sistemas para verificación de algoritmos de control de vuelo de drones.

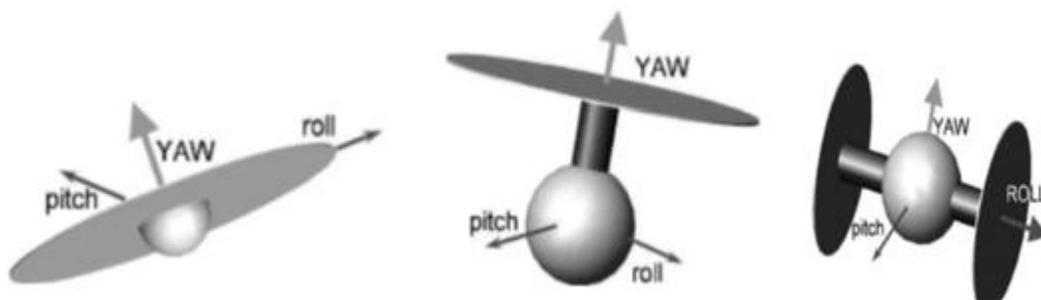


Figura 5. Sistemas de libre fricción rotacionales.⁴

⁴ Cita bibliográfica [4]

Otra familia de cojinetes de suspensión flotante corresponde a los sistemas rotacionales que se presentan en tres diversos grupos, de mesa, de sombrilla o el estilo pesa, que se pueden apreciar en la Figura 5 en el orden de representación. En esta investigación se trabajó con un sistema rotacional de mesa. Esta configuración aprovecha una superficie sobre la parte plana de una semiesfera para cargarla con equipo de verificación y control. El diseño permite movilidad de $\pm 180^\circ$ en el eje "Z" y una rotación menor a los 90° en los ejes "X" y "Y". La esfera se coloca sobre un soporte donde se ubican las boquillas de aire comprimido que mantienen a flote el sistema con una delgada capa de aire, la cual varía dependiendo del equipo, pero su valor ronda unas cuantas decenas de micras de espesor.

Por último están los sistemas compuestos que mezclan las características rotacionales y de traslación en un solo sistema de suspensión aérea.

La importancia de los sistemas de suspensión aérea es que ofrecen las características de un ambiente libre de torque y ausencia de fricción, con enorme similitud al ambiente propio del espacio. Es una de las maneras más adecuada para experimentación terrestre y para lograr estas condiciones de torque y fricción es necesario hacer énfasis en un adecuado balanceo, lo que obliga a considerar diversos factores que pueden introducir desbalance al sistema:

- a) Torques propios de la plataforma, como desbalance estático o dinámico, vibraciones; inestabilidad de los materiales debido a la temperatura, humedad, compresión tensión, y el gradiente de gravedad.
- b) Torques desde las boquillas de presión, por efecto aerodinámico y el impacto del aire.
- c) Torques propios del ambiente de operación, como corrientes de aire, campos magnéticos como el terrestre.
- d) Torques del sistema de verificación, como cables de conexión a la base, descarga de baterías y movimiento de equipos como relays.

Los efectos de los torques a) se pueden mitigar mediante adecuados diseño y montaje del sistema, por lo que se les debe brindar especial atención y cuando se arma el equipo.

Del torque b) inducido por el efecto de las boquillas se espera que su diseño convergente y baja rugosidad superficial, "pulido espejo", minimicen su injerencia al máximo posible.

Los torques producidos por el ambiente c), se ven reducidos trabajando en un cuarto de temperatura y presión controlada llamado cuarto limpio.

Los torques d) se soluciona de igual manera que los torques a), mediante adecuados diseño y montaje.

El sistema de cojinete esférico de suspensión flotante ofrece la libertad de experimentar con técnicas de rastreo, maniobras, predicción y compensación de sistemas dinámicos no modelados y pruebas de distintos tipos de algoritmos complejos de vuelo. El estado del arte hace cada vez más común esta clase de proyectos en ambientes universitarios, investigaciones similares se han descrito como el epítome de un esfuerzo interdisciplinario de desarrollo en busca de sistemas intuitivos de verificación mediante experimentación, promoviendo el fortalecimiento de la educación universitaria en diversos aspectos. [5]⁵

El sistema que se va a trabajar es rotatorio, tipo mesa, con un equipo producido por la compañía estadounidense Nelson Air en aluminio anodizado 6061 con un diámetro de 125mm, una libertad de rotación de 45° en los ejes “X” y “Y” y de 360° en el eje “Z”. Con este instrumental es posible tener una rugosidad superficial muy baja mejorando la aerodinámica.



Figura 6. Cojinete neumático rotatorio con el que cuenta Kyutech. ⁶

Las condiciones de carga, y presión para un comportamiento en condiciones atmosféricas se ilustran en la siguiente tabla.

Tabla 3 Presión contra Capacidad de carga del cojinete neumático

Presión MPa (Psi)	Capacidad de Carga. Lbs
0,5516 (80)	160

⁵ Cita bibliográfica 5

⁶ Cita bibliográfica 6

0,48265 (70)	140
0,4137 (60)	120
0,34475 (50)	100
0,2758 (40)	80
0,20685 (30)	60
0,1379 (20)	40

El cojinete neumático requiere, aire libre de aceite, seco y con un filtrado de partículas de 0.25 um o menos. Trabajando a 80 psi el consumo volumétrico es de 2 SCFM (standard Cubic Feet per Minute) Pies cúbicos estándar por minuto de aire, donde estándar se refiere a que se establecen condiciones, que corresponden a una presión de 101, 325 Pa y una temperatura de 15°C. Entonces el flujo volumétrico se puede traducir en un número de moles, que considerando el peso molecular del átomo se puede expresar en flujo másico. Es importante verificar las condiciones estándar dado a que no una variación sobre ellas produce resultados distintos.

2.4 Flujo Másico.

Para establecer el caudal de consumo de aire del cojinete neumático necesario para levantar el sistema, dicho caudal se caracteriza como flujo másico. Por conservación del momento es posible determinar la cantidad de fuerza que el flujo produce sobre el sistema y si esta fuerza logra equilibrar la gravedad para levantarlo.

Con la ecuación del gas ideal, es posible establecer una relación entre el volumen y la cantidad de sustancia (número de moles). Esto sin considerar los efectos de atracción entre las partículas del gas y asumiendo que todos los choques de partículas son perfectamente elásticos.

$$\frac{V}{n} = \frac{RT}{P} \quad (4)$$

Una vez que se establece esta relación, con las presiones y temperatura de trabajo, es posible transformar un flujo volumétrico de SCCM (Standart Cubic Centimeter per Minute) centímetros cúbicos estándares por minuto en un flujo de partículas por segundo mediante la siguiente ecuación.

$$1SCCM * \frac{6.022*10^{23}(\text{particulas/mol})}{V/n(\text{m}^3/\text{mol})*100^3(\text{cm}^3/\text{m}^3)*60(\text{s}/\text{min})} = \frac{\text{Particulas}}{s} \quad (5)$$

Con el flujo de partículas es posible establecer un flujo másico. Los elementos más comunes presentes en el aire son oxígeno (20%) y nitrógeno (80%) a una atmosfera. El Nitrógeno tiene una masa atómica de 14 g por mol, el oxígeno de 16 g/mol y ambos se encuentran en moléculas de dos átomos, con lo que se determina que la masa atómica del aire es alrededor de 28.9 g/mol de partículas de aire.

$$\frac{kg}{s} = \frac{\text{particules}}{s} * \frac{28.8*10^{-3}Kg}{mol} * \frac{1mol}{6.022*10^{23}\text{particules}} \quad (6)$$

Una vez que se tiene el flujo másico, éste se multiplica por la velocidad del fluido para obtener la fuerza, y por tercera ley de Newton se expresa la fuerza de reacción que generaría al chocar con un cuerpo. Esta fuerza es la que se busca caracterizar para establecer cuál es el menor flujo volumétrico necesario para levantar el sistema de trabajo.

$$F = \dot{m} \cdot V \quad (7)$$

2.5 La velocidad del flujo másico en el vacío.

El flujo másico se puede expresar de la siguiente manera.

$$\dot{m} = \rho * V * A \quad (8)$$

Considerando la ecuación 8, nos llevaría a concluir que, a una densidad dada en un área de salida fija, es posible aumentar el flujo másico incrementando la velocidad del fluido. Pero esto no es completamente cierto dado a que no están considerando los efectos compresibles de los gases. Para altas velocidades se vuelve importante considerar la compresibilidad del gas, tomando en cuenta los efectos de la anisotropía del gas y la ecuación de estado del gas.

Se parte de la definición del número Mach M y la velocidad del sonido a.

$$V = M * a = M * \text{sqrt}(gam * R * T) \quad (9)$$

Donde gam es el calor específico del gas, R es la constante del gas y T es la temperatura.

$$\dot{m} = \rho * A * M \text{sqrt}(gam * R * T) \quad (10)$$

De la ecuación de gas ideal se puede establecer la siguiente relación.

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (11)$$

De las ecuaciones anisotropías del gas se toma la siguiente ecuación.

$$P = Pt * \left(\frac{T}{Tt}\right)^{\left(\frac{gam}{gam-1}\right)} \quad (12)$$

Con las ecuaciones anteriores es posible llegar a la siguiente relación de flujo másico.

$$\dot{m} = \left(A * \frac{Pt}{\text{sqrt}(Tt)}\right) * \text{sqrt}\left(\frac{gam}{R}\right) * M * [1 + 0.5 * (gam - 1) * M^2]^{-[gam+1]/\left(\frac{gam-1}{2}\right)} \quad (13)$$



NATIONAL AERONAUTICS
AND SPACE ADMINISTRATION

+ Text Only Site
 + Non-Flash Version
 + Contact Glenn

FIND IT @ NASA :

+ ABOUT NASA
+ NEWS & EVENTS
+ MULTIMEDIA
+ MISSIONS
+ MY NASA
+ WORK FOR NASA



Mass Flow Rate

Choking



A = Area

R = Gas Constant

V = Velocity

T_t = Total Temperature

r = Density

γ = Specific Heat Ratio

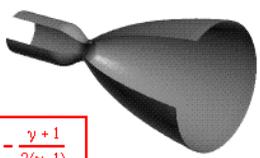
M = Mach

p_t = Total Pressure

Mass Flow Rate: $\dot{m} = r V A$

For an ideal compressible gas:

$$\dot{m} = \frac{A p_t}{\sqrt{T_t}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$



Mass Flow Rate is a maximum when $M = 1$
At these conditions, flow is choked.

$$\dot{m} = \frac{A p_t}{\sqrt{T_t}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

Figura 7 Ecuaciones de flujo de masa para un gas ideal compresible⁷

⁷ Cita Bibliográfica [7]

En la **Figura 7** se puede apreciar que si la ecuación 13 se deriva y se iguala a cero es posible encontrar que el flujo másico máximo se da cuando el número mach es igual a 1, esto quiere decir que la velocidad del flujo es igual a la del sonido cuando viaja por este. A este efecto se le llama estancamiento de la velocidad del aire.

Dado a los grandes cambios en presión el flujo cuando entra en la cámara de vacío sufre del efecto de estancamiento y adquiere una velocidad de 340 m/s mach uno, que es la velocidad del sonido en el aire.

2.6 Medición del flujo volumétrico.

El flujo volumétrico es función de la carga a levantar y de la presión de trabajo y este solo se puede determinar exactamente mediante medición, por lo que es necesario seleccionar un caudalímetro. Para los propósitos del proyecto los sensores de flujo que se ajustan a las necesidades son los flujómetros másicos. Los caudalímetros o flujómetros másicos miden la masa que circula por unidad de tiempo, los dos tipos más usados son por principio de Coriolis y transferencia térmica:

- a) Los caudalímetros trabajan dentro de cierto rango de flujo, con una escala máxima dentro los 200 SCCM o 500 SCCM para flujos bajos. Aquellos que tienen un mejor desempeño en caudales bajos son los cuales su principio de medición se basa en el efecto Coriolis. Donde se dispone de dos tubos que vibran para crear un escenario en el que se superponen movimientos lineales del flujo y movimientos rotacionales lo que permite apreciar el efecto Coriolis, produciendo una deformación que es proporcional al flujo.
- b) Los caudalímetros por transferencia térmica, es necesario calibrarlos según el tipo de fluido que se va utilizar, se considera el calor específico del gas C_p , el cual no presenta una considerable variación ante cambios en la temperatura y presión. Para establecer la tasa de transferencia de calor que afecta al gas, este es calentado a una temperatura muy precisa luego pasa por un termoresistencia que mide su temperatura, de esta manera es posible establecer la transferencia de calor y así el caudal del flujo.

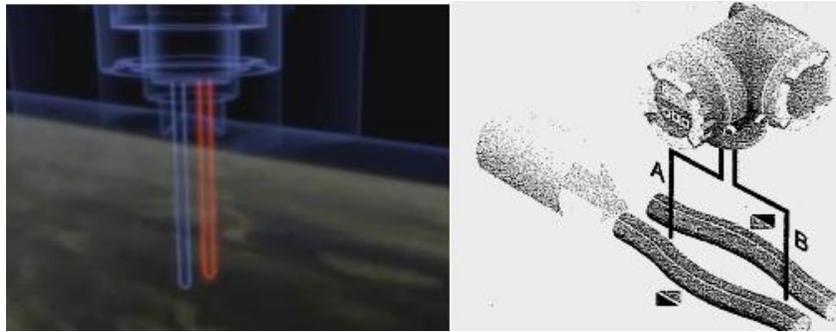


Figura 8 Caudalímetros térmicos y Coriolis.⁸

2.7 Balanceo del sistema.

Balancear el sistema es una acción dirigida a mover el centro de masa del simulador al centro de rotación del cojinete neumático, para reducir la interferencia de los torques externos gravitacionales.

Para describir las características de movimiento del sistema es necesario calcular el centro de masa, lo que obliga a analizar la información de sensores dinámicos en conjunto con la integración de ecuaciones dinámicas.

El movimiento de un cuerpo rígido alrededor de un punto distinto a su centro de masa se puede describir utilizando las ecuaciones y ángulos de Euler y la secuencia ZYX, en la forma común de la matriz de rotación.

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \\ 0 & \cos \phi & -\sin \theta \\ 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

El momento angular al centro de masa del sistema se puede describir de la siguiente forma.

$$H_o = M(r \times V) \quad (15)$$

M es la masa total del sistema, r es el vector que conecta el centro de rotación y el centro de masa y V corresponde a la velocidad del centro de masa. La derivada del momento angular corresponde a la sumatoria de torques externos aplicados.

⁸ Cita Bibliográfica [8]

$$\frac{dH_o}{dt} = (r \times M\dot{r}) + \dot{H}_c + [\omega_i + (r \times M\dot{r})] + (\omega_i + H_c) \quad (16)$$

H_c es el momento angular respecto al centro de masa. Considerando que la plataforma es un cuerpo rígido, que se puede despreciar el torque inducido por el arrastre de aire a el sistema al trabajar este en vacío y que el sistema no tiene aceleración lineal en su centro de masa, es válido considerar solo aquellos torques externos que son inducidos por la gravedad.

$$H_c = \begin{bmatrix} I_{xx}\omega_x & I_{xy}\omega_y & I_{xz}\omega_z \\ I_{yx}\omega_x & I_{yy}\omega_y & I_{yz}\omega_z \\ I_{zx}\omega_x & I_{zy}\omega_y & I_{zz}\omega_z \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$M_g = M \cdot g \begin{bmatrix} 0 & -\cos \phi \cos \theta & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ -\sin \phi \cos \theta & \sin \theta & 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

Tomando en cuenta las ecuaciones 15, 16, las consideraciones mencionadas, integrando y resolviendo la matriz de rotación de ángulos de Euler es posible llegar a la siguiente solución de descripción de los cambios en la velocidad angular del sistema.

$$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} (mg/I_{xx}) \cdot (-r_y \cos \phi \cos \theta + r_z \sin \phi \cos \theta) \\ (mg/I_{yy}) \cdot (-r_x \cos \phi \cos \theta + r_z \sin \theta) \\ (mg/I_{zz}) \cdot (-r_x \sin \phi \cos \theta + r_y \sin \theta) \end{bmatrix} \quad (19)$$

Notando que el centro de masa esta corrido una distancia r , en distintos ejes con el centro de rotación.

Una vez que se llega a la ecuación 19, para poder balancear el sistema de manera automática se utiliza una identificación dinámica del centro de masa, para esto es necesario saber la distancia del centro de masa al centro de rotación, esto se puede determinar integrando la ecuación 19 en un periodo de tiempo corto, de tal manera que se pueda asumir los ángulos ϕ y θ como constantes.

$$(\omega_{xt1} - \omega_{xt2}) = -\frac{mg\Delta t}{2I_{xx}} \left[((\cos \phi \cos \theta)_{t2} + (\cos \phi \cos \theta)_{t1})r_y + ((\sin \phi \cos \theta)_{t2} + (\sin \phi \cos \theta)_{t1})r_z \right]$$

$$(\omega_{yt1} - \omega_{yt2}) = \frac{mg\Delta t}{2I_{yy}} \left[((\cos \phi \cos \theta)_{t2} + (\cos \phi \cos \theta)_{t1})r_x - ((\sin \theta)_{t2} + (\sin \theta)_{t1})r_z \right] \quad (20)$$

$$(\omega_{zt1} - \omega_{zt2}) = -\frac{mg\Delta t}{2I_{yy}} \left[((\sin \phi \cos \theta)_{t2} + (\sin \phi \cos \theta)_{t1})r_x + ((\sin \theta)_{t2} + (\sin \theta)_{t1})r_z \right]$$

Esta ecuación 20 se puede expresar de forma matricial de la siguiente manera.

$$\begin{bmatrix} \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \\ \Delta\omega_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & \Phi_{12} & \Phi_{13} \\ \Phi_{21} & 0 & \Phi_{23} \\ \Phi_{31} & \Phi_{32} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} \quad (21)$$

Donde por ϕ (EL), se debe entender lo siguiente.

$$\begin{aligned} \Phi_{12} &= -\frac{mg\Delta t}{2I_{xx}} (\cos \phi \cos \theta)_{t2} + (\cos \phi \cos \theta)_{t1}) \\ \Phi_{13} &= -\frac{mg\Delta t}{2I_{xx}} (\sin \phi \cos \theta)_{t2} + (\sin \phi \cos \theta)_{t1}) \\ \Phi_{21} &= \frac{mg\Delta t}{2I_{yy}} (\cos \phi \cos \theta)_{t2} + (\cos \phi \cos \theta)_{t1}) \\ \Phi_{23} &= \frac{mg\Delta t}{2I_{yy}} ((\sin \theta)_{t2} + (\sin \theta)_{t1})) \\ \Phi_{31} &= -\frac{mg\Delta t}{2I_{zz}} (\sin \phi \cos \theta)_{t2} + (\sin \phi \cos \theta)_{t1}) \\ \Phi_{32} &= -\frac{mg\Delta t}{2I_{yy}} ((\sin \theta)_{t2} + (\sin \theta)_{t1})) \end{aligned} \quad (22)$$

Las únicas incógnitas que aún se mantienen son las distancias del desplazamiento del centro de rotación y el centro de masa, estas distancias se calculan a partir de la forma integrada de la ecuación 19, por el método de aproximación de mínimos cuadrados. Se recomienda tomar datos del sistema en cada eje a balancear durante 60s a una frecuencia de giro de 25 Hz.

Una vez que se conoce el desplazamiento entre el centro de rotación y el centro de masa, se recomienda utilizar sistemas de masa móviles, Se fija una masa a un tornillo sin fin controlado por un motor a pasos, colocado sobre cada uno de los ejes. La distancia que debe moverse la masa se calcula utilizando la ecuación que define el centro de masa.

$$r = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^n m_i r_i \quad (23)$$

El vector de desplazamiento “ r ” del centro de masa al centro de giro, M es la masa total del sistema, m_i es la masa de cada unidad móvil y r_i es la distancia al centro de masa de cada unidad móvil. Si se asume que el sistema en si esta balanceado y el desbalance es solo

producto de la mala colocación de unidades móviles, es posible establecer la ecuación, del desplazamiento necesario en cada eje para balancear el sistema.

$$\Delta r_m = -\frac{M}{m}r \quad (24)$$

2.8 Propulsor de plasma.

El propulsor de plasma usado en el sistema corresponde a la tecnología denominada VAT (Vacuum Arc Thruster) propulsor de arco en vacío, este fue desarrollado y manufacturado en el Instituto Tecnológico de Kyushu y propuesto para utilizarse en el control de maniobras en órbita de pequeños satélites.

Un propulsor de plasma entra en la categoría de propulsión eléctrica, donde la fuerza de impulso se obtiene a partir de la conversión de la energía eléctrica en energía cinética, a través del principio de aceleración de partículas cargadas en un campo eléctrico estático.

Este propulsor se diseñó para probarse en órbita por primera vez, en el satélite Horyu IV del Instituto Tecnológico de Kyushu, el cual tiene como misión principal la generación e investigación de eventos de arco eléctrico (AEGIS Arc Event Generator and Investigation Satellite). Para adquirir información en órbita del fenómeno de descarga eléctrica en los paneles solares de alto voltaje. Este sistema (HVSA High Voltage Solar Array), de paneles solares de alto voltaje es el mismo que se utiliza como fuente de energía para el propulsor de plasma.

Como misión secundaria el satélite Horyu IV tiene como objetivo determinar las características de operación de este propulsor en un ambiente espacial, midiendo el cambio en la velocidad angular a través de un giroscopio.

Las Características del propulsor son las siguientes:

- Masa: 15 gramos.
- Diámetro: 13 mm
- Longitud: 21 mm
- Materiales: -ánodo: Aluminio.
-Cátodo: Plástico reforzado con fibras de carbono (conductor).

-Aislante: Polímero.

- Impulso específico: 1200s.
- Cambio en la velocidad angular por descarga: $50\mu\text{deg/s}$

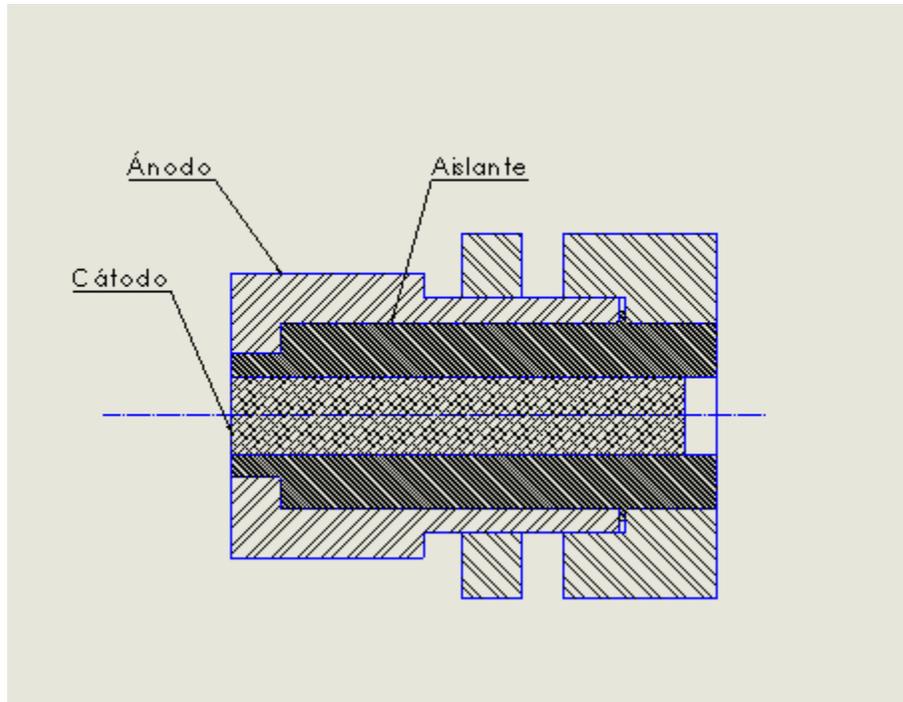


Figura 9. Diagrama del Propulsor VAT

Para su funcionamiento al ánodo se le aplica un voltaje de 300 voltios, mientras que al cátodo se establece a un potencial de 0V, gracias a esto es posible obtener vapor metálico de ánodo. La presencia del aislante entre cátodo y ánodo permite pequeñas descargas, partículas cargadas sueltas en el ambiente plasmático, que desencadenan un arco eléctrico en conjunto con las partículas del vapor metálico del ánodo. Se obtiene una aceleración de partículas cargadas en un campo eléctrico estático y se utiliza de esta manera como recurso de combustible la misma estructura metálica del propulsor.

Se emplea un capacitor de $10\mu F$ entre las terminales del ánodo y catado para que una vez que se genere la descarga se tenga una almacenamiento de energía eléctrica con el cual se alimente el arco eléctrico que acelera las partículas cargadas que a su vez producen la fuerza de empuje del propulsor.

A este se le llama propulsor plasmático y de vacío porque tiene que tener estas características para operar.

2.9 Paneles solares de alto voltaje

Por la necesidad de alto voltaje se utilizan conexiones en serie de arreglos de celdas solares.

Se utilizó como celdas solares una tecnología japonesa conocida como Sphelar®, de celdas fotovoltaicas de silicón producidas por la empresa Kyosemi, de un tamaño minúsculo de 1 mm de diámetro, que tienen forma esférica, que permite absorber la radiación solar desde una mayor variedad de ángulos aprovechando tanto la radiación reflejada como la difusa.

Cada uno de los arreglos tiene las siguientes características.

- Voltaje: 6V
- Corriente: 2,2 mA
- Power: 13,3 mW
- Dimension: 24 x 9,5 x 5,1 mm

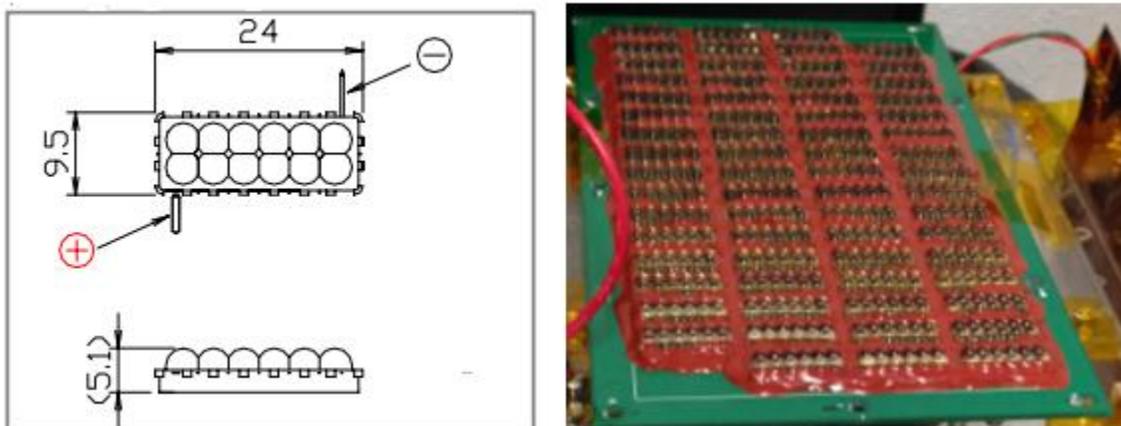


Figura 10 Arreglo de Celdas Solares⁹

⁹ Cita Bibliográfica [9]

3.0 Enfoque de la solución

3.1 Determinación del flujo de aire requerido.

El primer paso a considerar es el flujo requerido para levantar la plataforma por medio del cojinete neumático, de tal manera se considere libre de fricción, esto en condiciones de vacío. Para ello se utilizan las ecuaciones de la 4 a la 7 y se considera la ecuación 12 que establece que el aire tiene una velocidad de estancamiento máxima.

$$\frac{V}{n} = \frac{RT}{P} \quad (4)$$

Las condiciones de R para aire seco son 8,13434, la temperatura a 20 °C corresponde a 293,15 K, con lo que es posible conseguir la siguiente tabla volumen entre mol, para las distintas presiones de trabajo del cojinete neumático.

Tabla 4 volumen por mol en relación a distintas presiones de trabajo

Presión total (Mpa)	V/n (m3/mol)
0,652925	0,003732969
0,61845	0,00394106
0,583975	0,004173721
0,5495	0,004435576
0,515025	0,004732486
0,48055	0,005071998
0,446075	0,005463989
0,4116	0,005921644
0,377125	0,006462973
0,34265	0,007113231
0,308175	0,007908976
0,2737	0,008905184
0,239225	0,01018852
0,20475	0,011904023
0,170275	0,01431419
0,1358	0,017948076
0,101325	0,024054762

Con la tabla 4 es posible junto con la ecuación 5 establecer cuantas partículas por segundo se encuentran en el flujo por cada (SCCM Standart Cubic Centimeter per Minute) Centímetro Cubico estándar por minuto.

$$1SCCM * \frac{6.022*10^{23}(\text{partículas/mol})}{V/n(\text{m}^3/\text{mol}) * 100^3(\text{cm}^3/\text{m}^3) * 60(\text{s}/\text{min})} = \frac{\text{Partículas}}{s} \quad (5)$$

Tabla 5 Partículas/s por cada SCCM

V/n (m ³ /mol)	Partículas /s por 1 SCCM
0,003732969	2,68866E+18
0,00394106	2,54669E+18
0,004173721	2,40473E+18
0,004435576	2,26277E+18
0,004732486	2,1208E+18
0,005071998	1,97884E+18
0,005463989	1,83688E+18
0,005921644	1,69491E+18
0,006462973	1,55295E+18
0,007113231	1,41099E+18
0,007908976	1,26902E+18
0,008905184	1,12706E+18
0,01018852	9,85096E+17
0,011904023	8,43132E+17
0,01431419	7,01169E+17
0,017948076	5,59206E+17
0,024054762	4,17242E+17

A partir de la **tabla 5** es posible establecer junto con la ecuación 6 una relación de flujo másico, que permite expresar las partículas por segundo en kilogramos por segundo.

$$\frac{kg}{s} = \frac{\text{partículas}}{s} * \frac{28.8*10^{-3}Kg}{mol} * \frac{1mol}{6.022*10^{23}\text{partículas}} \quad (6)$$

Tabla 6 Kg/s por en relación a partículas/s

Partículas/s por 1 SCCM	Kg/s
2,68866E+18	1,28584E-07

2,54669E+18	1,21795E-07
2,40473E+18	1,15005E-07
2,26277E+18	1,08216E-07
2,1208E+18	1,01427E-07
1,97884E+18	9,46373E-08
1,83688E+18	8,78479E-08
1,69491E+18	8,10586E-08
1,55295E+18	7,42692E-08
1,41099E+18	6,74799E-08
1,26902E+18	6,06905E-08
1,12706E+18	5,39012E-08
9,85096E+17	4,71118E-08
8,43132E+17	4,03225E-08
7,01169E+17	3,35332E-08
5,59206E+17	2,67438E-08
4,17242E+17	1,99545E-08

En conjunto, con la **tabla 6** y la ecuación 7, se determina la fuerza que genera cada centímetro cúbico por minuto del flujo y se establece el caudal necesario para levantar una plataforma. Considerando como se establece en el marco teórico que la velocidad del aire llega a un punto de estancamiento de 340 m/s.

$$F = \dot{m} \cdot V \quad (6)$$

La **tabla 7** muestra la fuerza generada por un flujo de 100 SCCM ante diferentes presiones. Se utilizó este valor de flujo porque es el máximo flujo de aire estimado, que se permite dentro de la cámara de vacío utilizada en la experimentación.

Tabla 7 fuerza generada en razón de flujo másico ante variaciones de presión

Presión total (MPa)	Kg/s	Fuerza (N)
0,652925	1,28584E-07	0,00437186
0,61845	1,21795E-07	0,00414102
0,583975	1,15005E-07	0,00391018
0,5495	1,08216E-07	0,00367934
0,515025	1,01427E-07	0,0034485
0,48055	9,46373E-08	0,00321767
0,446075	8,78479E-08	0,00298683
0,4116	8,10586E-08	0,00275599

0,377125	7,42692E-08	0,00252515
0,34265	6,74799E-08	0,00229432
0,308175	6,06905E-08	0,00206348
0,2737	5,39012E-08	0,00183264
0,239225	4,71118E-08	0,0016018
0,20475	4,03225E-08	0,00137097
0,170275	3,35332E-08	0,00114013
0,1358	2,67438E-08	0,00090929
0,101325	1,99545E-08	0,00067845

La fuerza generada es realmente baja y es producto de la aceleración del fluido ante el cambio de presión. Corresponde a una fuerza por presión dinámica. Igualmente se presenta una fuerza por presión estática que ayuda a levantar la plataforma. Caracterizar el comportamiento de esta presión estática dentro de una cámara de vacío requiere una simulación de las características del sistema de extracción de aire, así como el flujo de aire entrante, considerando la geometría de la cámara. Esta tarea escapa de los límites del proyecto, por lo que para su continuación se decidió por determinar el flujo requerido para levantar la plataforma de pruebas dentro de la cámara de vacío de manera experimental, lo que obliga a utilizar un instrumento de medición y control del flujo de aire.

3.2 Medición e inyección del flujo de aire.

La medición es imperativa porque es la única manera de determinar de forma precisa el caudal requerido. La cantidad de variables involucradas no permite otro método. Es imprescindible determinar cuál es el consumo de flujo del cojinete neumático para levantar la plataforma. El rango de medición de flujo deseable es bastante amplio, por lo que se seleccionó un caudalímetro de rango de medición variable, que funciona por el principio de medición por transferencia térmica y permite determinar el mencionado flujo tanto en condiciones atmosféricas como en vacío.



Figura 11 Caudalímetro¹⁰

Caracterizas del Caudalímetro.

- Exactitud: +/- 2% de la lectura sobre el 50% del rango de medición, y +/- 1% de la lectura más +/-0,5 del valor máximo del rango de medición, para valores menores al 50% del rango. En su mínimo rango la mínima lectura es 30 SCCM.
- Presión: Trabaja dentro del Rango de presiones de trabajo del cojinete neumático que son de 0,1379 a 0,5516 MPa, con una caída de presión realmente baja.
- Sistema de control: Cuenta con una válvula de ajuga para un preciso control de presión.

Una vez que se estableció el caudalímetro a utilizar, es importante establecer las conexiones desde el compresor de aire, a la cámara de vacío a través del caudalímetro y de un adaptador entre la cámara y la atmosfera.

El primer punto de conexión es entre el compresor y el filtro para eliminar humedad y partículas del aire, en este punto se utiliza una manguera neumática y conectores “One touch”. Luego entre el filtro y el caudalímetro, se utiliza por igual una manguera neumática de

¹⁰ Cita Bibliográfica [10]

plástico donde una de las conexiones es “One touch” y la otra corresponde a un conector con rosca NPT. La siguiente conexión corresponde entre el caudalímetro y la cámara de vacío donde se utiliza una manguera metálica con cierta flexibilidad mediante un conector de rosca NPT a una interfaz que se conecta a la cámara de vacío mediante sellos de cobre y una serie de tornillos, la conexión del caudalímetro y la manguera metálica flexible es mediante conectores de rosca NPT. La última conexión es entre la interfaz interna de la cámara de vacío y el cojinete neumático, utilizando una manguera metálica flexible, la conexión entre esta manguera y el cojinete neumático es por medio de un conector “One touch”, el otro extremo de la manguera se conecta con la interfaz de la cámara mediante una rosca NPT.



Figura 12 Conector NPT, conexión en la cámara de vacío¹¹

Se utilizaron tres manómetros uno ubicado en el filtro de aire, otros dos ubicados en el compresor. El primero muestra la presión después de la filtración. Los que ubican en el compresor, uno mide la presión del tanque de almacenamiento y el otro regula la presión de salida, esta última es la presión, a la cual le debo restar las pérdidas de presión para obtener la presión trabaja.

¹¹ Cita bibliográfica 11



Figura 13 Manómetros del sistema de alimentación de aire.

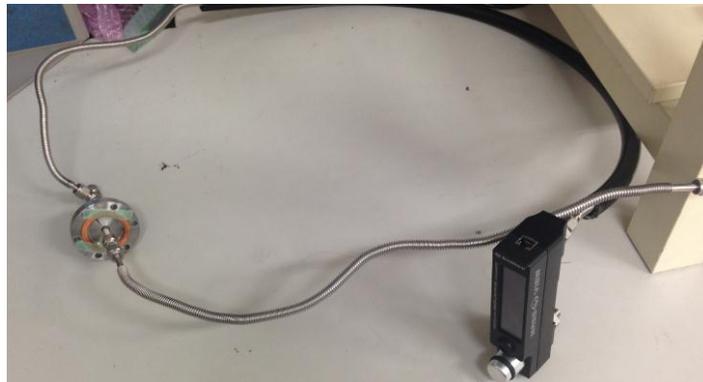


Figura 14 Mangueras metálicas flexibles, conector de la cámara de vacío y caudalímetro.

Una vez que fue posible tener un flujo de aire medible y cuantificable a la cámara de vacío, el siguiente paso obliga a determinar:

- La medida de flujo a partir de la cual la fricción se puede considerar despreciable.
- El efecto del flujo de aire al nivel de vacío alcanzado.

3.3 Libre de fricción en la plataforma.

Para determinar que el sistema se encuentra libre de fricción, se optó por utilizar el principio de conservación del momento angular. El momento angular de un sistema cerrado es constante, por lo que es posible utilizar una rueda inercial sobre la plataforma para girarla, de manera tal que aunque la rueda gire si el cojinete neumático no se encuentra libre de fricción este no gira. Esto se hace a través de un control inalámbrico de velocidad.

$$H_{total} = H_{plataforma} + H_{Rueda\ de\ Inercia} \quad (25)$$

Al estar el sistema balanceado y suspendido en el aire, se considera que no hay presente ningún torque externo por lo que es posible establecer que el momento angular de la plataforma es contrario al producido por la rueda inercial, por lo que la plataforma gira en sentido contrario al giro de la rueda.

$$H_{plataforma} = -H_{Rueda\ de\ Inercia} \quad (26)$$

La rueda inercial que se utiliza fue un montaje de un motor de corriente directa y una rueda de fibra de carbono. El motor se utiliza con una caja de engranes para tener una reducción mecánica de las revoluciones por minuto y elevar el torque del motor. La rueda se construye de fibra de carbono dado es un material resistente y ligero, con lo se obtiene una estructura rígida de un diámetro mayor, que permite elevar la inercia de la rueda, la cual corresponde al cuadrado de la distancia por la masa. Nos inclinamos por la rueda de carbono, porque la naturaleza de la investigación se prefiere tener una mayor distancia en lugar de una mayor masa.

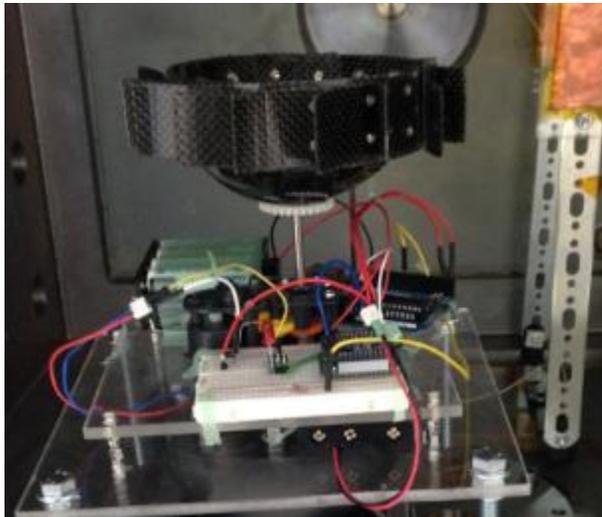


Figura 15 Rueda Inercial.

Para el control de velocidad se generó un control de ciclo de trabajo empleando un Arduino Uno en su función de microprocesador, que a través de una de sus patillas PWM regulo la velocidad en el motor. Además, se utiliza un transistor NPN, para tener un control de encendido y apagado del motor.

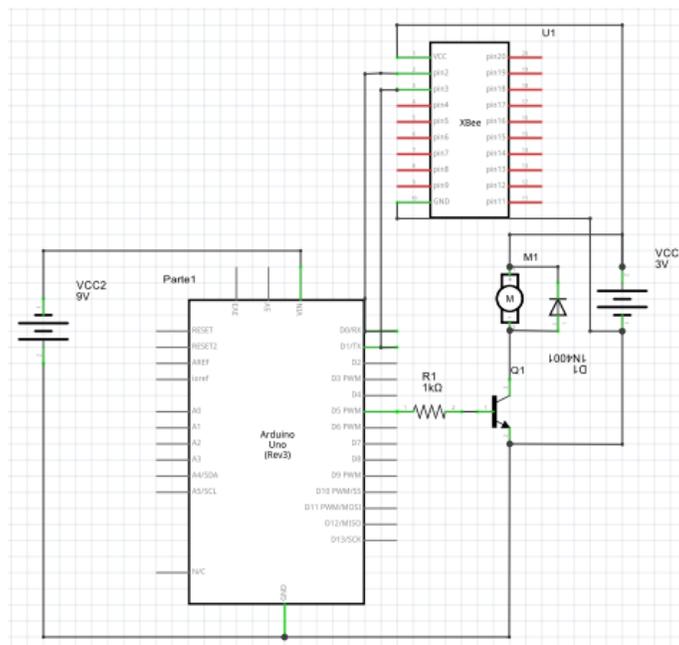


Figura 16 Circuito de control de la rueda inercial

Como interfaz de control se utilizó el programa LabView. Mediante el sistema Xbee se estableció comunicación serial entre dicho programa y el Arduino. LabView adicionalmente permite desarrollar la programación mediante bloques, para esto se utilizan dos librerías, NI-VISA para la comunicación inalámbrica y Arduino Toolkit, esta última permite utilizar las funciones de la plataforma de LabView a través de las salidas de conexión del Arduino. Para esto es necesario cargar en el Arduino un código que es parte de la librería de Arduino Toolkit LabView.

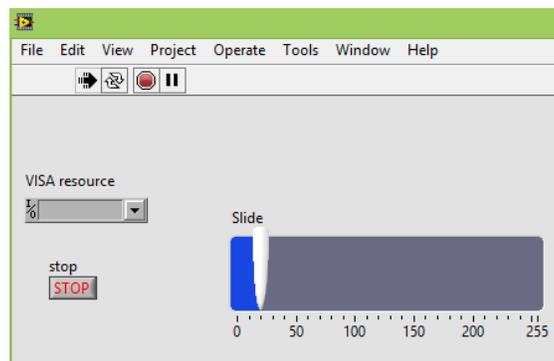


Figura 17 Interfaz de control.

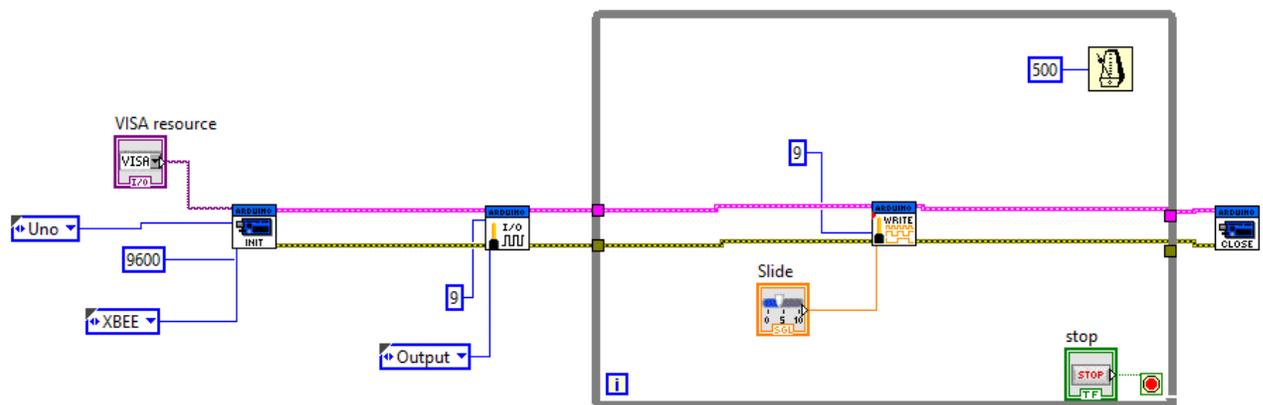


Figura 18 Programación por bloques.

3.4 Sistema de comunicación inalámbrica.

Para establecer la comunicación serial de manera inalámbrica se utilizaron dos dispositivos XBEE, uno como coordinador que es el que se comunica con LabView y otro como enrutador, que se comunica con el Arduino. Para estos es necesario primero configurar los dispositivos mediante el programa XCTU.

Una vez que el dispositivo es reconocido en el programa XCTU se muestra un menú con diversas opciones que permiten configurarlo dependiendo de las necesidades específicas. Las configuraciones mínimas requeridas para establecer comunicación son las siguientes:

- Ambos dispositivos deben tener el mismo número de identificación PAN ID
- Ambos deben compartir la parte alta de la dirección de red.
- Los dispositivos deben intercambiar los números serial bajos en la parte baja de la dirección de red.

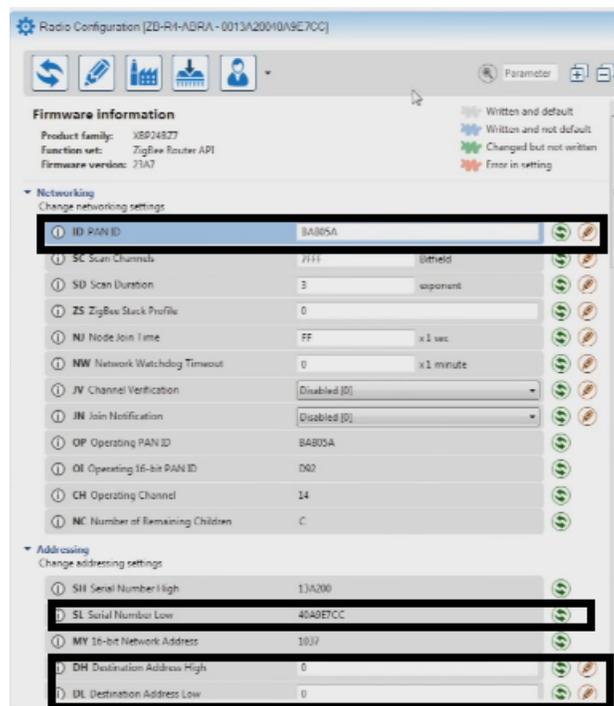


Figura 19 Configuración inalámbrica

El XBEE coordinador se conecta directamente a la computadora mediante un cable micro USB. Para poder establecer esta conexión es necesaria una estructura de montaje para XBEE que tenga una entrada de micro USB. Una vez conectado, LabView reconoce el XBEE como una entrada serial que permite la recepción y envío de datos.

El XBEE en función de enrutador se debe conectar en las patillas Tx (1) y Rx (0) del Arduino con sus patillas 2 y 3, de la siguiente manera, patilla 2 (envío de datos) del XBEE a la patilla RX 0 (recepción de datos) del Arduino y la patilla 3 (recepción de datos) del XBEE con la patilla TX 1 (envío de datos) del Arduino. Las patilla 1 del Xbee, en modo enrutador, se debe conectar a VCC de 3.3 V y la patilla 10 a tierra. Se trabajó con el XBEE pro S2B, el cual para conectarse a una placa de pruebas para cablear sus conexiones necesita de una placa de montaje que es parte de sus accesorios.



Figura 20 XBEE¹²

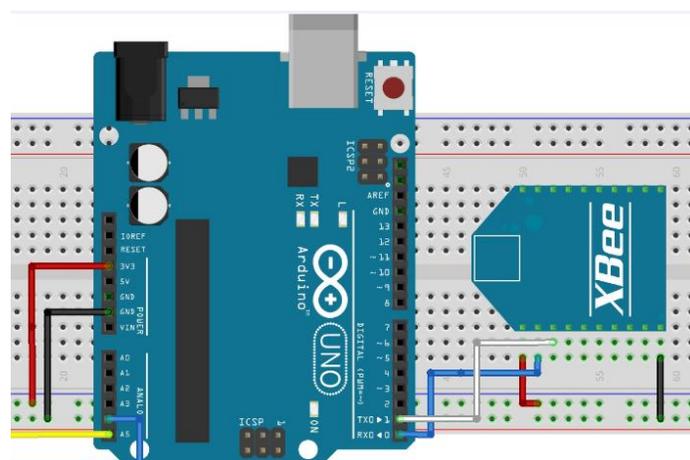


Figura 21 Conexión enrutador Arduino.

¹² Cita Bibliográfica [12]

3.5 Preparación de los equipos mecánicos y eléctricos para trabajar en Vacío.

Las baterías comunes alcalinas son un conjunto de celdas electroquímicas, que utilizan electrolitos para desarrollar las reacciones químicas que permite brindar una base de energía, al tener una sustancia en estado líquido estas baterías no se admiten dentro de una cámara de vacío dado que los cambios de presión pueden hacer que el contenedor estructural mecánico de la batería falle, generando una salida de la sustancia y graves daños su alrededor, por lo que se recomienda utilizar baterías con un medio de carga que no sea electrolítico.

Se decidió utilizar el mismo tipo de baterías que se usan en los pequeños satélites, ya que estas han sido previamente probas en condiciones de vacío. Son baterías recargables a base de níquel-hidruro metálico, de la marca japonesa Panasonic-Eneloop.

Las baterías Eneloop cuanta con un voltaje de 1.5 V por unidad, con una capacidad de carga de 2500 mAh.



Figura 22 Batería Eneloop¹³

Es necesario preparar los equipos mecánicos que se van a utilizar en la cámara de vacío, limpiándolos adecuadamente. En el caso del motor es necesario eliminar cualquier trazo lubricante, ya al no ser un sólido, puede afectar el equipo. Entonces es obligatorio desarmar dicho motor, limpiarlo con papel y luego se aplicar un equipo de limpieza por vibración ultrasónica, por dos sesiones de 20 minutos, para garantizar que el sistema quede libre de impurezas.

¹³ Cita bibliográfica [13]



Figura 23 Sistema de limpieza ultrasónico.

Un motor libre de lubricante al encontrarse en vacío enfrenta los siguientes problemas:

- a) Se produce fricción en los cojinetes, con el consecuente calentamiento del motor.
- b) La transferencia térmica se reduce.

por lo que se aplicó lubricante especial para vacío tanto en los cojinetes como en el embobinado interno para permitir reducir la fricción y mejorar la transferencia de calor del embobinado a su medio.



Figura 24 lubricación para vacío.

3.6 Montaje de los equipos dentro de la cámara de vacío.

Además de preparar los equipos y la alimentación eléctrica de los sistemas que se van a utilizar en la cámara de vacío es necesario, diseñar y construir una plataforma que acople el cojinete neumático de la Figura 6 y la cámara de vacío de la Figura 2. De tal manera que se minimicen las vibraciones y permita colocar el cojinete neumático de pruebas de manera fija dentro de la cámara de vacío.

Para la estructura, dado a que esta corresponde a un diseño temporal de prueba de concepto, se utilizaron componentes de estantería y materiales fáciles de manipular. Por lo que en el diseño se utilizó placas metálicas agujeradas, pernos y tuercas de dimensiones estándares, y acrílico para maquinar de la forma y dimensiones necesarias para sostener la rueda inercial de manera rígida a la semiesfera del cojinete neumático.



Figura 25 Base del cojinete neumático a la cámara de vacío.

Para montar la base del cojinete neumático se utilizó la siguiente secuencia:

- a) Se maquinó una placa de acrílico de un 1 cm de a espesor a una dimensión de 20x20 cm, cortándola y haciéndole los agujeros necesarios.
- b) Se utilizaron placas metálicas para elevar la base de acrílico y permitir la entrada de aire a la base del cojinete neumático
- c) Se emplearon perfiles V para unir la placa de acrílico con las placas metálicas y fijar estos elementos a la base de la cámara de vacío.

- d) Se emplearon arandelas y elementos de suspensión en las fijaciones para absorber las vibraciones de la cámara de vacío.

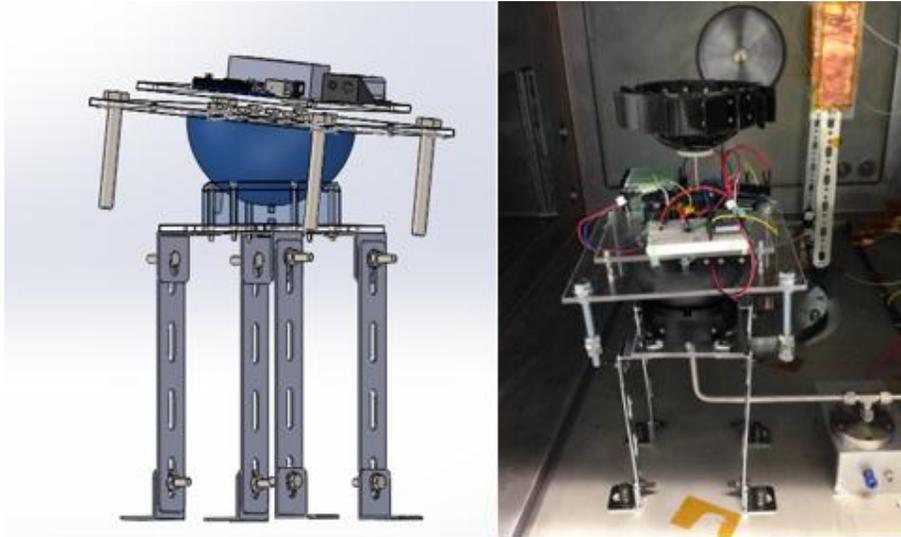


Figura 26 Plataforma de prueba de la rueda inercial.

En la plataforma sobre la que se montó la rueda inercial, se colocaron pernos M10x100 en las cuatro esquinas, para montar en ellos tuercas que tienen la función de bajar el centro de masa del sistema, lo que facilita balancearlo de manera manual.

Sobre la plataforma se colocó un segundo nivel con el objetivo de ubicar la rueda inercial en el centro geométrico del sistema. Esto por cuanto no era posible colocarla en el primer nivel porque en dicho lugar se encuentra la semiesfera del cojinete neumático.

Se colocaron además las baterías y el resto de equipos necesarios para hacer funcionar la rueda inercial de manera inalámbrica, distribuidos entre el primer y segundo nivel, para un peso total de la plataforma de 2.406 kg.

3.6 Balanceo de la plataforma

Por su complejidad, se descartó el balanceo automático de la plataforma y se optó por optimizar el balanceo manual, para esto se utilizaron pequeñas tuercas y arandelas, distribuidas a lo largo de la plataforma, de tal manera que estas pudieran compensar los desbalances de masas presentes.

En un inicio se aplicó un nivel laser para tener una referencia. Se colocaron dos placas, con caras planas conocidas, marcadas con una cruz en los dos sentidos, vertical y horizontal, en una esquina de la plataforma; de tal manera que si las líneas marcadas sobre la placa no coincidían con las líneas del nivel laser, se verificara un desbalance.



Figura 27 Nivel laser

Era necesario impedir oscilaciones en la plataforma, causados por la presencia de pequeñas partículas en el flujo de aire. Por eso en el balanceo resultó de alta importancia limpiar adecuadamente la semiesfera así como las boquillas de salida de aire.

El sistema se considera balanceado cuando no se aprecian oscilaciones. Para probar esta condición se cierra el flujo de aire, luego se abre y si el sistema no muestre ningún desfase con la referencia del nivel laser éste se considera balanceado.

3.7 Funcionamiento del cojinete neumático en vacío

Una vez alcanzadas las condiciones previas para probar el sistema, se pasa a una siguiente etapa donde se determina si el aire al entrar en la cámara de vacío genera la fuerza necesaria para levantar la plataforma, sin afectar el nivel de vacío

Primero se trabajó con la bomba rotatoria de la cámara de vacío del sistema hasta alcanzar vacío máximo de 5 Pa, éste se mide a través de un manómetro analógico. Luego, alcanzado el vacío máximo se pone a girar la rueda inercial y se comprueba que la plataforma, en ausencia de flujo, no presenta movimiento alguno. Gradualmente se va aumentando el flujo de aire hasta que la plataforma empiece a girar en sentido contrario al giro de la rueda inercial.

Para las pruebas en las que se utilizó únicamente la bomba rotatoria se elevó el sistema con un flujo de alrededor 55 SCCM, sin que se presentara ningún cambio en el manómetro analógico. Seguidamente se empleó la bomba criogénica para alcanzar alto vacío.

Con la bomba criogénica se obtiene un vacío máximo del orden 1×10^{-5} Pa. Alcanzado este nivel, se permite el ingreso del flujo de aire a la cámara de vacío para que el sistema se levante. Se comprobó que el flujo mínimo necesario para levantar el sistema corresponde a un valor alrededor de 30 SCCM. En esta etapa se utiliza por igual la rueda inercial para verificar que el sistema se encuentra libre de fricción.

Una vez que el sistema se encuentra libre de fricción se toma la presión del manómetro por filamento. La presión se mantiene alrededor de un valor de 2.9×10^{-2} Pa, estado que es muy similar a la que tiene el sistema cuando se produce un ambiente plasmático. Para producir el plasma se utiliza un flujo de gas de Argón de 60 SCCM, que se hace vibrar por radiofrecuencia con el objetivo de ionizar el gas.

Tabla 8 Resumen de las presiones en la cámara de vacío.

Bomba	Flujo	Presión (Pa)
Rotatoria	Ninguno	5
Criogénica	Ninguno	1×10^{-5}
Criogénica	Argón 60 SCCM	2.6×10^{-2}
Criogénica	Aire 30 SCCM	2.9×10^{-2}

Criogénica	Aire + Argón (30 + 60)SCCM	3.3×10^{-2}
------------	----------------------------	----------------------

La presión que se obtuvo con el flujo de aire que eliminó la fricción y permitió elevar la plataforma, es muy similar a la presión que se obtiene al inyectar plasma a la cámara de vacío.

Posteriormente se analizó el cambio en la presión que se produce al inyectar plasma a la cámara de vacío en conjunto con el flujo de aire que mantiene levantada la plataforma.

Cuando fluyen ambos gases la presión en la cámara de vacío pasa a ser 3.3×10^{-2} Pa, valor que se puede considerar como alto vacío. Si bien esta situación no se asemeja a las condiciones de la órbita baja terrestre, lo cierto es que un modelo con el que se puede aproximar de una mejor manera a el desempeño de los sistemas de orientación en dicha orbita.



Figura 28 Manómetro de filamento iónico.

3.8 Caracterización del plasma y su respuesta ante el flujo de aire dentro de la cámara de vacío.

La presión dentro de la cámara, en condiciones de ambiente atmosférico plasmático y libre fricción de la plataforma, alcanzó un valor de vacío aceptable. El siguiente paso es caracterizar el plasma antes y después de la inyección del flujo de aire y ver si éste toma un comportamiento anormal.

Para caracterizar el plasma se utiliza una probeta de Langmuir esférica conectada a una fuente de tensión y corriente ajustable que hace un mapeo, al aplicar un voltaje y corriente conocidos sobre la esfera. Entonces, se obtienen la respuesta del plasma a estas condiciones.



Figura 29 Fuente de poder y probeta de Langmuir esférica.¹⁴

La terminal positiva de la fuente de poder se conecta a la probeta esférica y la terminal negativa a la tierra de la cámara de vacío. Toda la estructura de la cámara de vacío, paredes, piso, techo, están conectados a la misma terminal de tierra. Con esto la sonda inmersa en un ambiente plasmático queda polarizada por la fuente de poder, que es un circuito externo. La diferencia entre el voltaje aplicado y el potencial plasmático genera una corriente de fuga con lo que es posible obtener una curva característica voltaje versus corriente, a partir de la cual se pueden calcular los parámetros del plasma.

¹⁴ Cita Bibliográfica [14]

Tabla 9 Características del plasma

Antes	Después
$V_o = -6,916667$ $V_s = -4,66667 (V)$ $I_o = 1,37 \times 10^{-7}$ $I_{es} = 7,24 \times 10^{-6} (A)$ $Te = 5,67 \times 10^{-1} (eV)$ $ne = 1,27 \times 10^{11} (partículas/m^3)$ Longitud de Debye = $1,57 \times 10^{-2} (m)$	$V_o = -6,11$ $V_s = -1,4444 (V)$ $I_o = 2,41 \times 10^{-6}$ $I_{es} = 4,49 \times 10^{-5} (A)$ $Te = 1,6 \times 10^{-0} (eV)$ $ne = 4,69 \times 10^{11} (partículas /m^3)$ Longitud de Debye = $1,37 \times 10^{-2} (m)$
<ul style="list-style-type: none"> • Condiciones Potencia 20 kW. Presión $2,2 \times 10^{-2} Pa$ Flujo de Argón 60 sccm	<ul style="list-style-type: none"> • Condiciones Potencia 20 kW. Presión $3,3 \times 10^{-2} Pa$ Flujo de Argón 60 sccm Flujo de Aire 41 sccm

Para caracterizar el plasma se dibuja sobre la “curva característica voltaje versus corriente”, dos líneas de tendencia. En el punto que estas se cruzan, se toman los datos V_o y I_o , a partir de los cuales es posible calcular las características del plasma, como lo son: temperatura en electroVolt (eV), densidad de partículas (ne), Potencial plasmático (V_s), corriente de electrones en saturación (I_{es}) y la longitud de Debye.

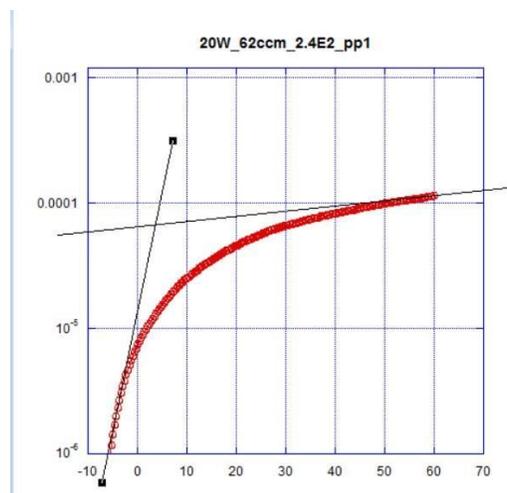


Figura 30 Curva característica del potencial plasmático.

3.9 Propulsor de plasma VAT (Vacuum Arch Thruster)

El plasma generado cuando se encuentra en conjunto con el flujo de aire dentro de la cámara de vacío presenta una mayor densidad de partículas y menor potencial plasmático. Estas características son favorables para los sistemas de actitud de pequeños satélites que se quieren probar en la plataforma.

El siguiente paso es probar un propulsor de plasma para analizar su desempeño. El propulsor VAT utilizado es propio del laboratorio LaSEINE. En este propulsor varían ciertas características como el ángulo del reforzamiento del carbono en el cátodo, el tipo de material del ánodo, el aislante y otras. A este propulsor nunca se le ha medido de una manera directa el impulso generado mediante el cambio de la velocidad angular, por lo que fue necesario ensamblarlo para probarlo en la plataforma en condiciones de alto vacío y ausencia de fricción.



Figura 31 Propulsor VAT.

En la **Figura 31** se puede apreciar el cátodo que es un plástico reforzado con fibras de carbono en color negro y conectado por un cable, el ánodo que es aluminio y el cual se rosca para ser montado sobre un circuito de capacitores y el aislante que es un polímero. El cable se pega al cátodo mediante una goma conductora de plata, como aprecia en la Figura 32.

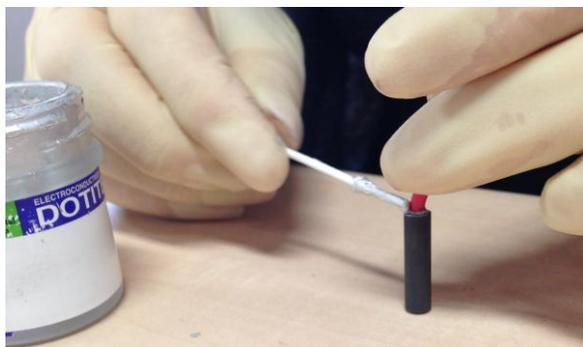


Figura 32 Fijación del hilo conductor al Cátodo del propulsor VAT.

Una vez que se tiene el propulsor listo es importante fijarlo a la plataforma de una manera rígida para que este traslade el impulso de manera efectiva. Para esto se utilizan delgadas láminas de vidrio que se ponen a ambos lados del circuito de capacitores sobre el que va montado el propulsor, y se fijan a la plataforma con una cinta especial llamada kapton, que está garantizada para uso espacial, por lo que no presenta ningún problema al utilizarla dentro de la cámara de vacío.

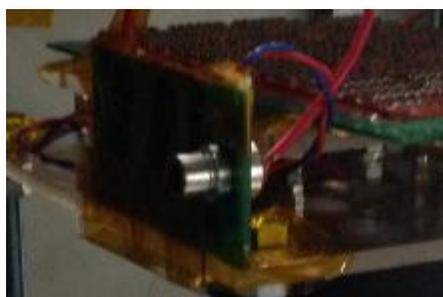


Figura 33 Propulsor VAT fijado a la plataforma

Una vez que el propulsor esta fijo en la plataforma, la siguiente consideración es sobre la alimentación eléctrica que este requiere, porque su diseño se hizo para trabajar con una diferencia de potencial entre ánodo y cátodo de 300V. Este voltaje no se está disponible en la alimentación eléctrica por baterías que se utiliza sobre la plataforma, por lo que es necesario encontrar una fuente de alto voltaje que permita alimentar el propulsor.

En un inicio se pensó en utilizar un convertidor DC/DC para elevar los 9 voltios de las baterías que alimentan el Arduino, presente sobre la plataforma, y así alcanzar los 300V que se necesitan para alimentar el propulsor. Esta alternativa tuvo que ser desechada porque no

fue posible conseguir un convertidor de dimensiones reducidas, que elevara el voltaje al punto deseado, por lo que se buscaron otras opciones. La siguiente solución para alimentar el propulsor fue utilizar arreglos de celdas solares de alto voltaje, junto con una lámpara incandescente.

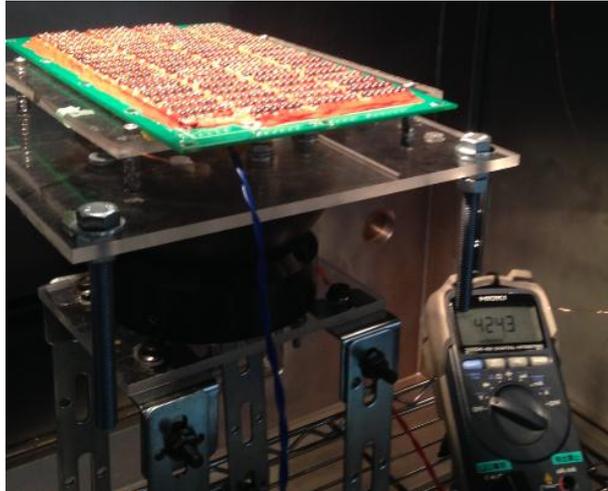


Figura 34 Arreglo de celdas solares de alto voltaje.

La cámara de vacío que se utilizó cuenta con una ventana en su techo, por lo que fue necesario colocar la plataforma de pruebas sobre una segunda plataforma metálica. Dado que en el centro de la cámara se encuentra una estructura que no permite fijar la plataforma de pruebas en dicho centro y a su vez evitar la desviación de luz a las celdas solares, se acercó el arreglo de celdas solares a la fuente de luz que penetra por la ventana, de esta forma se evitaron variaciones en el voltaje. Adicionalmente se colocaron una serie de diodos Zener de 100V, los cuales estabilizan el voltaje de salida en 300V.

3.10 Determinación del cambio de la velocidad angular

Con el propulsor VAT acoplado en la cámara de vacío y alimentado con una diferencia potencial de 300 V el siguiente paso es medir el cambio en la velocidad angular que se genera por las descargas del propulsor, para esto se seleccionó un giroscopio con las siguientes características.

- Sensor: L3GD20, sensor de movimiento MEMS (Microelectromechanical System) Sistema microelectromecánico, con salida digital de medición en tres ejes.
- Comunicación digital: I²C o SPI
- Rango de temperatura: -40 a 85 °C
- Tres escalas de medición: +/- 250, +/- 500, +/- 2000 dps (Degree per second) Grados por segundo.
- Sensibilidad en su mínima escala +/- 250: 8,75 mdps, por dígito

La sensibilidad se da por dígito, dado a que la salida es un valor digital en que se utilizan dos bytes para expresar el valor de la máxima escala. Se tienen 16 bits para expresar el valor, es decir 2^{16} posibilidades para representar +/- 250 valores. Cuando se trabaja en esta escala, cada dígito representa un valor de 7,629 mdps. Se tiene como valor de sensibilidad de 8,75 mdps en la hoja de datos, esto es considerando el error del tratamiento digital de la señal, pero sin considerar su ruido.

$$\text{valor para representar la medida de velocidad angular } 2^{16} = 65536$$

$$\text{valor mínimo representable en la escala } \pm 250 \frac{500}{65536} = 0.007629$$

Para tomar los datos del cambio en la velocidad angular fue necesario desarrollar una programación en el IDE (Integrated Development Environment) plataforma que se utiliza en Arduino basada en los lenguajes de programación Processing y Wiring. Fue preciso definir y acceder a los registros donde se guardan los datos de la velocidad angular en el eje

de interés, eje Z. Además se establece la velocidad de salida de datos, el rango de medición, y la frecuencia de corte del sensor. Una vez obtenido el dato, éste se envía por comunicación inalámbrica utilizando el XBEE a LabView donde los datos son graficados en tiempo real y guardados en un documento en formato Excel.

Para poder sumar la parte alta y baja, es decir los dos bytes donde se expresa el valor de cada eje, es necesario utilizar la librería wire, la cual tiene la función de tomar datos y entregarlos de “complemento a dos” a “sistema binario convencional”. Luego efectuar un corrimiento a la derecha de ocho dígitos de la parte alta y aplicar una operación OR (|) entre la parte alta y baja con lo que es posible sumarlas y obtener el resultado de la velocidad angular del eje.

Para el sensor giroscopio se utilizó el siguiente circuito de conexión, donde además se selecciona el protocolo de comunicación digital I²C.

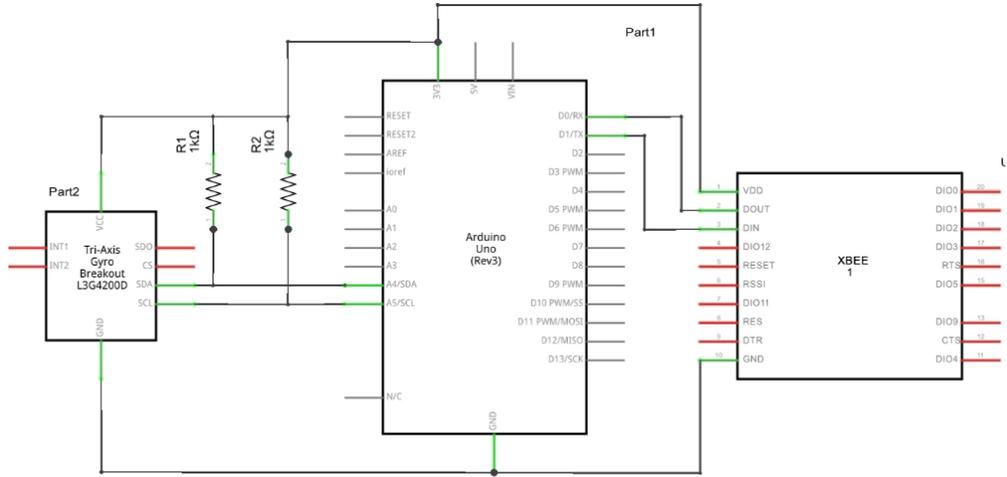


Figura 35 Circuito de Conexión del giroscopio

El sensor integrado giroscopio que se utiliza viene montado sobre una placa PCB, de circuito impreso, que posibilita su montaje sobre otra de pruebas y facilita el acceso a sus patillas mediante cables. Además, el giroscopio incorpora tres capacitores que son componentes externos para desacoplamiento en la alimentación eléctrica, y con esto se elimina ruido de alta frecuencia y se mejora el desempeño.

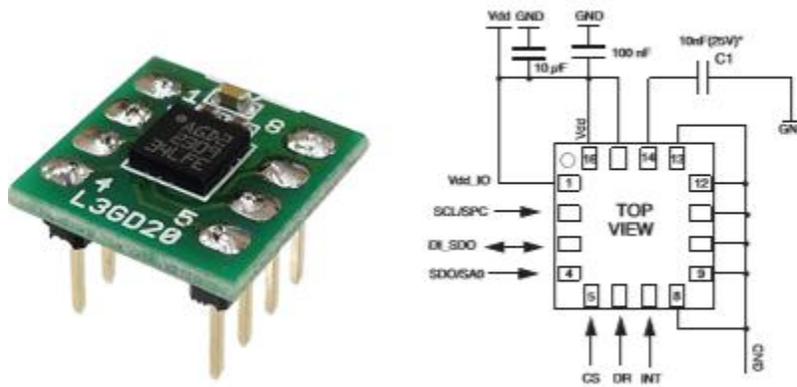


Figura 36 Sensor Giroscopio y conexión recomendada.¹⁵

En las líneas de envío SDA (datos) y SCL (reloj) se conectan resistencias de levantamiento (pull-up) de un $1K\Omega$, necesarias cuando se opta por la comunicación I²C. En este método de comunicación se tiene un valor forzado y uno estable, de esta manera se establece el valor estable como un alto a través de la resistencia de levantamiento, así cuando se quiere empezar la comunicación en el receptor es posible percatarse mediante el cambio de estado de alto a bajo.

La interfaz de visualización que se utiliza en LabView es la siguiente.

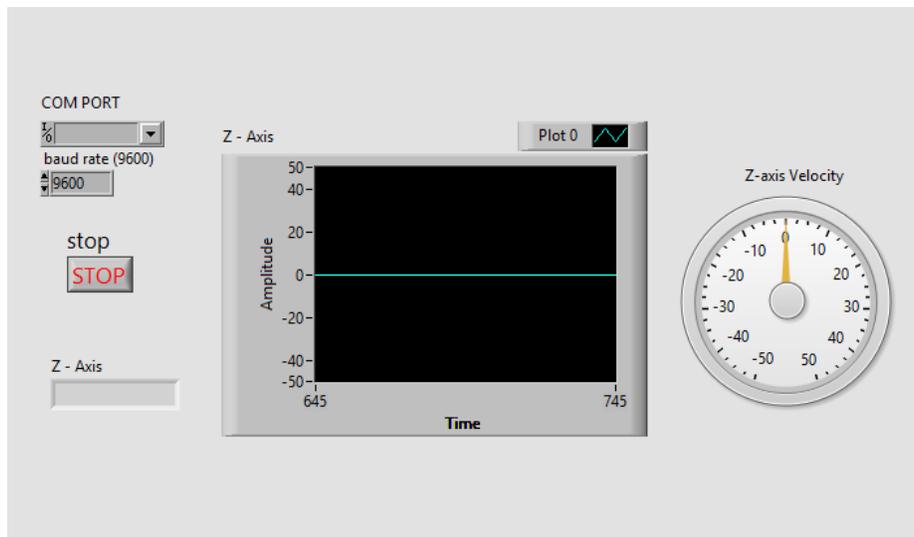


Figura 37 Interfaz de Visualización de los cambios en la velocidad angular.

¹⁵ Cita bibliográfica [15]

En el diagrama de bloques se recibe la señal inalámbrica a través de un XBEE. Este se utilizó para conectarse a un puerto COM USB, que se reconoce a través de la librería VISA de LabView, con lo anterior se permite establecer la recepción de datos en un determinado parámetro de transmisión. Los datos se visualizan y se les aplica un ligero tratamiento utilizando funciones propias de LabView donde se pasan a tipo numérico y se guardan en un archivo tipo Excel.

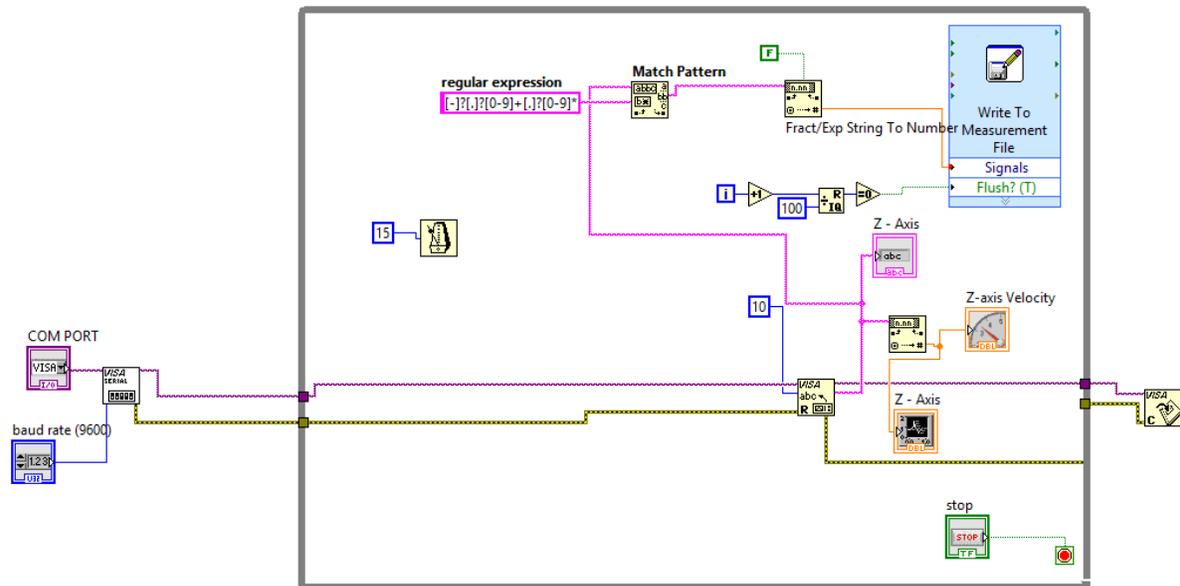


Figura 38 Diagrama de bloques de recepción y captura de datos del giroscopio.

Los parámetros de transmisión utilizados son los siguientes.

- Velocidad de transmisión: 9600 Baudios
- Bits de información: 8
- Paridad: Ninguna
- Bit de parada: 1
- Control de Flujo: Ninguno

Los XBEE deben configurarse bajo las mismas condiciones al igual que la configuración serial de la programación en los bloques de la recepción de datos en LabView.

2.11 Offset y ruido del sensor.

Para probar las lecturas de datos del giroscopio este se colocó sobre una mesa giratorio automática de alta precisión, junto con sus componentes de tomas de datos.

En la mesa se hizo girar el giroscopio a una velocidad angular fija para contrastar la lectura que muestra el giroscopio con una velocidad conocida de la mesa de precisión. Además la mesa proporciona una superficie rígida, libre de vibraciones que permitió medir una velocidad de 0 grados por segundo cuando esta no tiene encendido ningún de sus motores. Con esto se determina de una manera precisa el offset o desplazamiento del valor real que tiene el sensor.



Figura 39 Mesa de rotación precisa.¹⁶

Para corregir el offset se aplicó una primera lectura de 200 valores, que se obtiene una vez que se encienden el sensor y el microprocesador que lee los datos de este. Estos primeros 200 valores se toman cuando el giroscopio no presenta ningún movimiento. De estos datos se toma un valor promedio, que se considera como el offset del sensor, y se guarda en una variable que se va a restar a cada lectura de velocidad angular que el sensor proporcione.

Luego analizando la interferencia del ruido es posible identificar entre datos del sensor y ruido en la señal. Así se determina el valor mínimo identificable, antes de que la señal se vea inmersa en magnitudes de ruido.

El ruido se caracteriza como uno blanco y aleatorio de media cero, el cual se puede llegar a filtrar con un filtro Kalman, pero éste no se llegó a implementar.

¹⁶ Cita bibliográfica [16]

2.12 El propulsor dentro de la cámara de vacío.

Una vez que se tiene el sistema de medición fijo sobre la plataforma, en conjunto con el propulsor de plasma, el siguiente paso es probar de una forma efectiva el impulso generado por el propulsor. balanceando el sistema para que no se vea afectado por ningún torque externo.

Para balancear la plataforma a nivel general se utilizan dos básculas. Se coloca la plataforma apoyada en dos de los pernos M10 que se usan para bajar el centro de masa. Sobre cada báscula se mueven los componentes ubicados sobre la plataforma buscando que la lectura de cada báscula sea la misma. Este proceso se repite con cada una de las cuatro posibles configuraciones de apoyo y se hace de manera iterativa hasta que la lectura en las cuatro configuraciones se asemeje lo más posible. Después se realiza el procedimiento explicado en el capítulo balanceo de la plataforma 2.6.

Cuando se lograr alcanzar las condiciones necesarias de libre fricción, vacío, ambiente plasmático y ausencia de torques externos alimenta la fuente energética del propulsor de plasma, mediante una luz incandescente para obtener una descarga y luego analizar el impulso generado a través del sistema de adquisición de datos remoto.

Para determinar el impulso generado por el propulsor, cada vez que se observaba una descarga los datos obtenidos en la plataforma se guardaba en un nuevo archivo. De este modo la escala del número de datos se reduce, para visualizar de una mejor manera la zona de interés.

3.0 Análisis y resultados

3.1 Ambientación de vacío y plasma

Con la bomba rotatoria se alcanzó a un vacío medio de 5 Pa, el cual no se vio afectado para la introducción de un flujo de aire dentro de la cámara. En esta condición de vacío un flujo de 55 SCCM fue suficiente para levantar la plataforma de 2,406 kg.

Con la bomba criogénica se alcanza un vacío de orden 1×10^{-5} Pa, que se eleva a una magnitud cercana a $2,9 \times 10^{-2}$ Pa cuando se introduce un flujo de 30 SCCM. En tales circunstancias se levanta la plataforma de pruebas, Adicionalmente al inyector un flujo de gas argón, que se hace vibrar por radio frecuencia para generar plasma, sucede un aumento en la presión, que pasa a un valor cercano a $3,3 \times 10^{-2}$ Pa. Estos valores varían constantemente en función de la de la inyección del flujo.

Para la inyección del gas argón se cuenta con un sistema adecuado de un caudalímetro y válvulas de control instalado en la cámara, por lo que es posible tener un manejo muy fino si se tiene cuidado con la presión de inyección del gas, que debe establecerse en una válvula del tanque de gas argón en 0,5MPa. Los valores de vacío son muy estables cuando se tiene solo inyección de gas argón.

Cuando se inyecta aire se utiliza un caudalímetro de rangos variables. Dado a que no se tenía una idea clara de cuál iba a ser el rango de valores de inyección de aire necesarios para levantar la plataforma de pruebas se optó por una opción variable. El caudalímetro tiene resolución mínima de 30 SCCM, esta resolución se estableció como valor mínimo para levantar la plataforma en alto vacío 30 SCCM, por cuanto este es el valor mínimo que se pudo llegar a conocer. Sin embargo, se puede esperar que este valor sea incluso menor, lo que mejoraría las condiciones de vacío.

Un sistema más adecuado para estos niveles de flujo permitiría un control preciso y generaría menor variación en la presión dentro de la cámara a la hora de inyectar el flujo de

aire. Es importante considerar que el flujo necesario para levantar la plataforma de pruebas en condiciones atmosféricas es de 350 SCCM, por lo que el sistema debería permitir este flujo para poder balancearlo.

La presión de suministro del flujo de aire no afecta considerablemente los resultados de levantamiento de la plataforma, inclusive se varió de 0,6 MPa a 0,5 MPa y no se apreció ningún cambio significativo en la presión dentro de la cámara., Esto se da gracias a que dentro de un importante rango de presión el gas alcanza una velocidad de saturación, que corresponde a la del sonido en el fluido.

Si bien los valores de vacío y características de plasmas distan considerablemente de los valores presentes en la órbita baja terrestre, se obtuvieron descargas del propulsor VAT y se analizó su desempeño bajo condiciones conocidas. Las características del plasma términos de densidad de electrones y potencial plasmático fue posible extrapolarlas a las condiciones de la órbita baja terrestre.

Los cambios del plasma generados con la introducción del flujo de aire produjeron un aumento considerable en la densidad de electrones, esto tiene sentido dado a que se crea un aumento de flujo másico, con presencia electrones. Con esto disminuye el potencial plasmático y la corriente de saturación de electrones.

3.2 Calibración del giroscopio.

Con la ayuda de la mesa giratoria de precisión, fue posible determinar el off set del sensor y la mínima lectura que el sensor puede reconocer sin que el valor se ubique dentro de rango del ruido.

Con un perfil de velocidades tales, (0 dps 5 s, -30dps 10s, 0dps 10s, 20 dps 10s, -5 dps 10s, 5dps 5s) el sensor muestra el siguiente mediciones, que se precian en la figura 40. La mesa giratoria tiene un cierto tiempo de estabilización, por lo que los cambios en las velocidades no son inmediatos. Se puede notar en el círculo en rojo de la Figura 40, que algunos datos distan de la velocidad angular real por una magnitud cercana a los 2 o 3 dps. En consecuencia que además del ruido blanco, aleatorio y de media cero que está presente a lo largo de todas

las mediciones, hay otro tipo de error en la señal, que se debe considerar en la interpretación de datos del cambio en la velocidad angular generado por el propulsor.

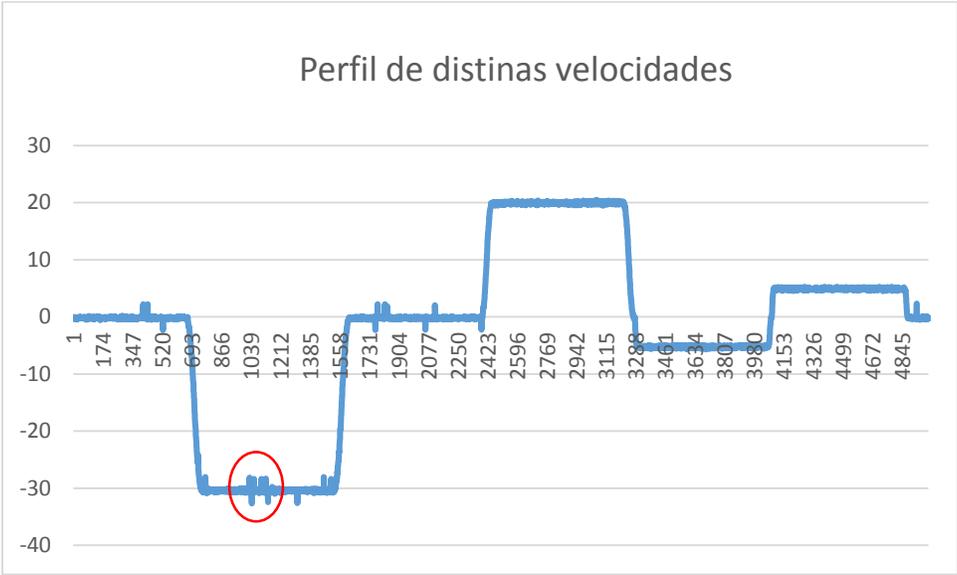


Figura 40 Grafico de seguimiento a un perfil de velocidad dado

Para calcular el off set del sensor, se seleccionó como velocidad 0dps en la mesa rotatoria de alta precisión, con lo que se bloquean los motores y se tiene una superficie rígida aislada de vibraciones y se obtuvo un off set promedio de 0.5 dps. Para eliminar el off set se toma el valor absoluto de la señal y se le resta el valor promedio en la velocidad fija de 0 dps.

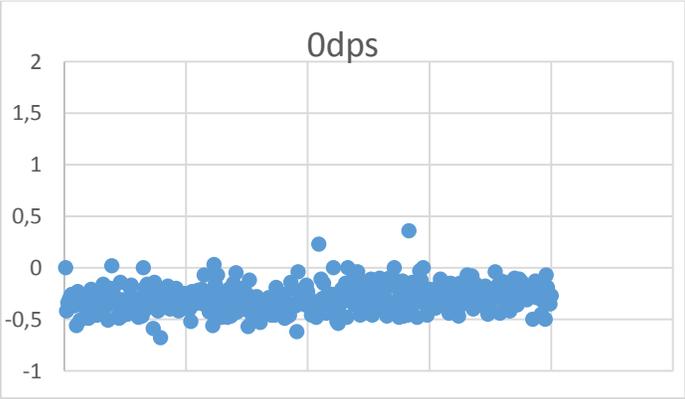


Figura 41 Grafico de velocidad 0 dps

La resolución mínima alcanzable, antes de que el valor entre dentro del rango del ruido, y no sea posible determinar si es producto de una medición o ruido del sensor, se establece después de haber eliminado el off set de la señal. Se aplican cambios muy pequeños en la velocidad de giro de la mesa rotatoria, hasta llegar a fijar un valor que genere un cambio diferenciable en la medición del sensor.

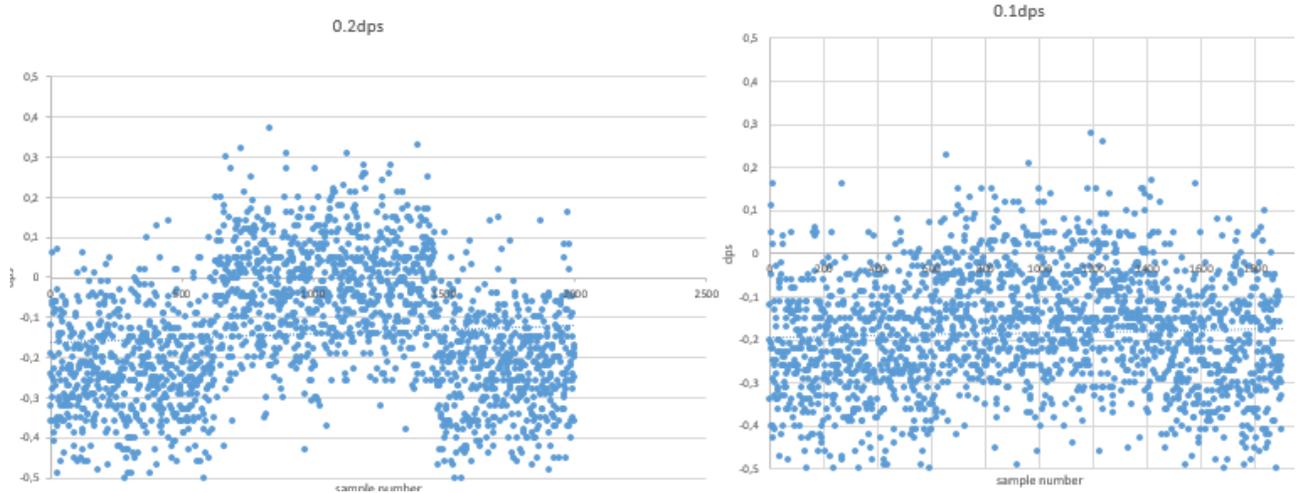


Figura 42 Gráfico de cambios la medición de la velocidad angular del giroscopio

Se alcanza una resolución de 0,2 dps ya que para este cambio es posible diferenciar de manera precisa que la medición corresponde a un cambio en la velocidad angular.

3.3 Comportamiento del sistema de medición dentro de la cámara de vacío.

Una vez que se conoce las características del sistema de medición inalámbrico del giroscopio a través del XBEE, es importante caracterizar el comportamiento de la velocidad angular de la plataforma ante los cambios de presión en la cámara de vacío.

Primero cuando se encuentra solamente la bomba rotatoria es un vacío medio.

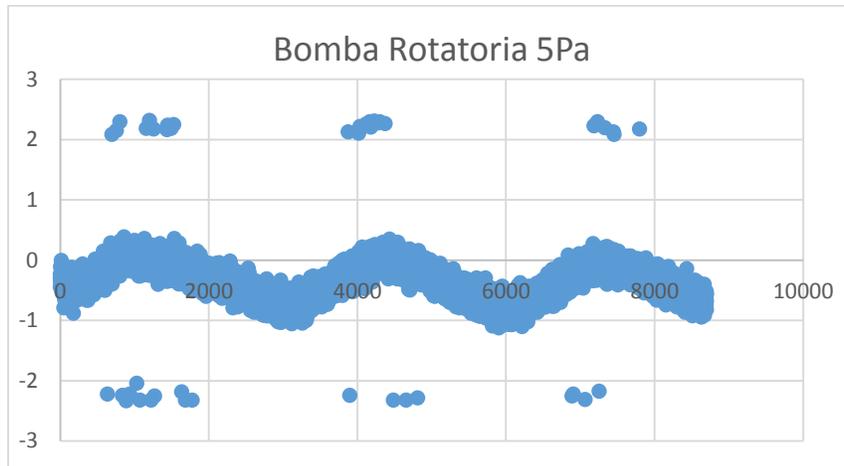


Figura 43 Velocidad angular de la plataforma en medio vacío.

La plataforma muestra oscilaciones en su valor de velocidad angular, esto se debe a que al tener un flujo de aire que choca con la plataforma a una velocidad dada, se genera un impulso sobre la plataforma que hace que esta gire, las oscilaciones son producto de una deficiencia en el balanceo manual.

La transición de vacío medio a alto vacío muestra un aumento en el impulso generado por el flujo de aire.

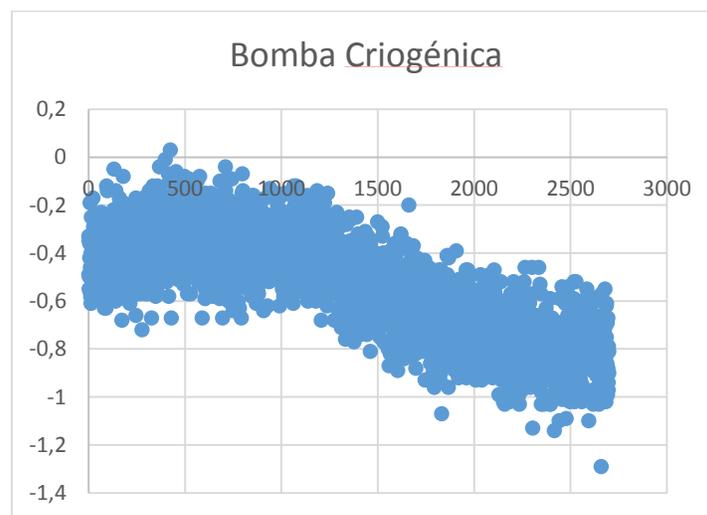


Figura 44 Grafico del cambio en la velocidad angular en la transición a alto vacío

Al entrar en funcionamiento la bomba criogénica la presión dentro de la cámara de vacío rápidamente llega a un valor cercano a los 2.9×10^{-2} Pa, lo que genera un aumento de

absorción por parte de la bomba del flujo de aire que mantiene al sistema flotando en condiciones de libre fricción, este fenómeno acelera la plataforma. No se definió si el incremento de velocidad alcanza un punto de estancamiento, en razón de limitaciones técnicas. El uso prolongado del sistema puede poner en riesgo la bomba criogénica, la cual absorbe los gases condensándolos, y el absorber un volumen importante de manera continua puede comprometer su desempeño.

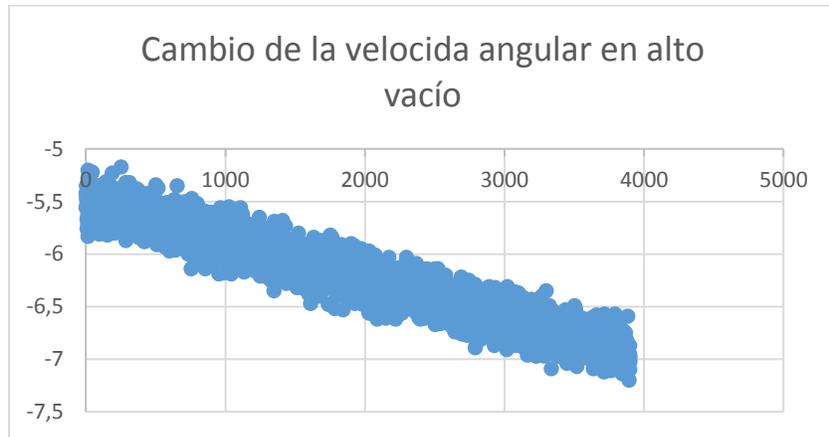


Figura 45 Grafico de la velocidad angular de la plataforma en alto vacío.

Se tienen los siguientes datos relacionados con la Figura anterior se

- Flujo de aire.47 sccm
- Presión $4,7 \times 10^{-2}$ Pa
- Tiempo: 400s
- V inicial= 5,5 dps
- V final= 6,75 dps
- Aceleración=0.00315 dps

Con aceleración anterior, producto del choque del flujo con la plataforma, y la inercia de la plataforma es posible calcular el torque inducido por el flujo del aire. Este se opone al torque que genera el propulsor, por lo que es necesario considerarlo para determinar el torque generado por el propulsor VAT.

3.4 Desempeño del propulsor VAT

Una vez que se caracteriza en términos de velocidad angular el comportamiento de la plataforma en las diversas condiciones de vacío, sin permitir descargas del propulsor, se conoce cuál será el escenario en que éste se va a desenvolver. Seguidamente se analizan los cambios producidos una vez que se obtengan descargas del propulsor y se relacionan estos cambios como efectos generados por el propulsor.

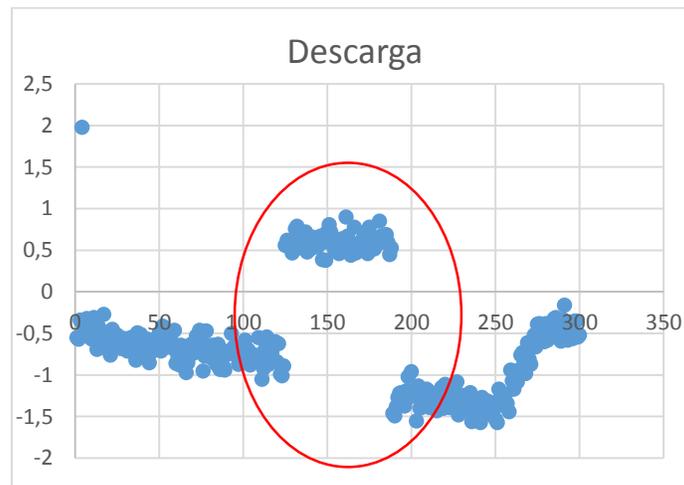


Figura 46 Descarga del propulsor

Según los análisis hechos a través del perfil de corriente del propulsor VAT, no se espera medir una descarga con una resolución de 0.2 dps. Sorpresivamente en la **Figura 46** se observa una descarga con un perfil similar al que se obtuvo en diversas pruebas e inclusive en condiciones en las que se presentaban ligeras oscilaciones debido a deficiencias del balanceo manual.

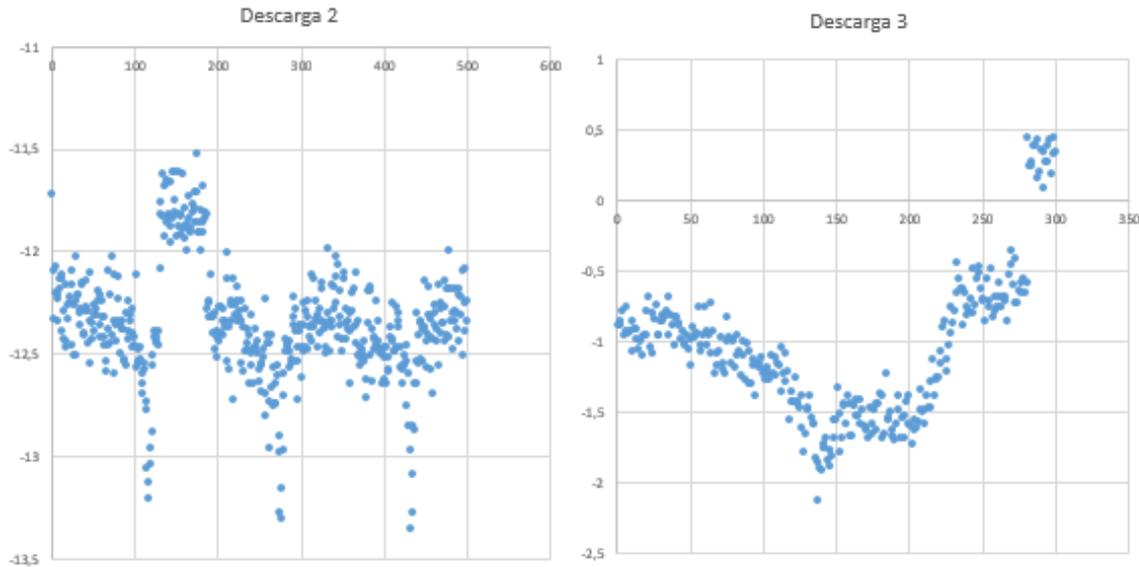


Figura 47 Distintas descargas del propulsor

El cambio en la velocidad angular generado por el propulsor es de $1,0 \text{ dps} \pm 0,2 \text{ dps}$. Es importante considerar lo que en la **Figura 46** se nota de una manera clara, que una vez que se da el cambio en la velocidad angular, éste se aprecia por un periodo corto de tiempo, luego la plataforma llega a un valor de velocidad angular inclusive menor al que se solía tener y tiende a estabilizarse en un valor similar al que tenía anteriormente. El impulso se da en oposición al flujo de aire de las boquillas que sostienen flotando la plataforma, por lo que el impulso generado por el propulsor es vencido de manera fácil por el flujo de aire.

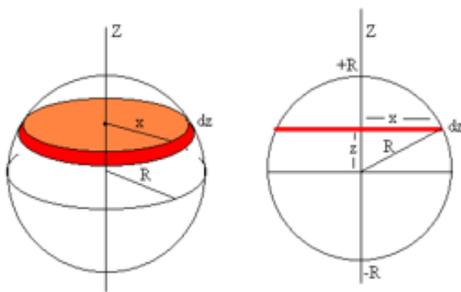
En la **Figura 47** se puede apreciar en la descarga 2, que inclusive en velocidades de rotación diferentes, el efecto del propulsor es muy similar. Para relacionar los datos de la medición con el efecto del propulsor, se dejaron de tomar datos una vez que se aprecia la descarga, tal como se muestra en la descarga 3 **Figura 47**.

El siguiente paso corresponde calcular el torque y la fuerza generada por el propulsor, para esto se debe calcular la inercia del sistema. Esta se considera de dos maneras, la inercia de la semiesfera y la otra se calcula del radio externo de la esfera al extremo de la mesa como un disco de masa uniforme en la que se encuentra el resto de masa adicionada a la plataforma.

Con el arreglo de celdas solares, el propulsor, el sistema de alimentación, comunicación inalámbrica, la estructura de la plataforma, la semiesfera y las pequeñas masas de balanceo la plataforma pesa 2.6 kg, de los cuales 1.8kg corresponden a la masa de la semiesfera la cual tiene un diámetro de 125 mm y 0.8kg a la masa adicionada. El torque se calcula con la siguiente ecuación 27, para esto primero es necesario determinar la inercia.

$$T = I\alpha \quad (27)$$

Inercia de una semiesfera



Inercia de un disco. $I_c = \frac{1}{2} mr^2$

volumen de una semiesfera. $V = \frac{2}{3} \pi R^3$

densidad = $\rho = \frac{3M}{2\pi R^3}$

Inercia de un disco de la semiesfera

$$I_c = \frac{1}{2} \frac{3M}{2\pi R^3} \pi r^2 dz r^2$$

$\rho(\text{density}) \quad (\text{volume})$

Inercia de la semiesfera

$$r^4 = (R^2 - Z^2)^2$$

$$I_1 = \int_0^R \frac{3M}{4R^3} r^4 dz = 2812.5 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$$

Figura 48 *Calculo de la inercia de la semiesfera.*

La siguiente parte se considera como un semi-disco con una distribución de masa uniforme, donde se toma la masa de la estructura de la plataforma y los objetos que se encuentran sobre ella.

Distribución de masa uniforme $\frac{0.8 \text{ kg}}{37.5} = 0.0213 \frac{\text{kg}}{\text{mm}}$

$$I_2 = \int_{62.5}^{100} 0.0213 r^2 dr = 5266.6 \text{ Kg} \cdot \text{mm}^2 \quad (28)$$

Inercia total de la plataforma $I_T = I_1 + I_2 = 8079.1 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 \quad 0.008079 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

Luego se debe considerar la aceleración tanto la producida por el flujo de aire como la que generada por el propulsor.

$$\alpha = \frac{\Delta\omega}{\Delta t} * \frac{2\pi}{360} \quad (29)$$

Aceleración angular producida por el flujo de aire.

$$\alpha = \frac{1.25 \text{ dps}}{400} * \frac{2\pi}{360} = 0.000055 \text{ rad/s}$$

Datos tomados de la Figura 44

Aceleración angular producida por el propulsor.

$$\alpha = \frac{1 \text{ dps}}{1 \times 10^{-3} \text{ s}} * \frac{2\pi}{360} = 15,4533 \text{ rad/s}^2$$

$$T = 0.008079 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 * 15,45 \text{ rad/s}^2 - 0.008079 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 * 0.000055 \text{ rad/s}$$

$$T = 0.124485 \text{ N} \cdot \text{m}$$

El propulsor está ubicado 100 mm del centro geométrico, que es el que se considera como centro de rotación por lo que la fuerza generada por la descarga es de

$$F = \frac{T}{m} \quad (30)$$

$$F = \frac{0.124485 \text{ N} \cdot \text{m}}{100 \times 10^{-3}} = 0.001245 \text{ N}$$

Estos valores sobrepasan las predicciones echas a partir del perfil de corriente. Fue la primera vez en que se midió el cambio en la velocidad angular generado por el propulsor, por ello no se tiene un medio adecuado para contrastar los datos. Inclusive el diseño del propulsor probado incorpora aspectos novedosos de los cuales no se tiene conocimiento de su desempeño. Se espera que muy pronto se puedan contrastar los datos, dado que el propulsor es parte del satélite Horyu IV que se encuentra en la órbita baja terrestre, donde se pretende medir el cambio en la velocidad angular generado por el propulsor.

Conclusiones

- Se demostró que una plataforma de prueba de sistemas de actitud puede trabajar dentro de una cámara de vacío, en medio de libre de fricción, ambiente plasmático y en alto vacío. En condiciones que se asemejan a las de su operación fuera de la atmosfera terrestre.
- Se implementaron los componentes necesarios para establecer el flujo de aire desde el compresor hasta el cojinete neumático añadido a la plataforma de pruebas. Se utilizó un filtro para acondicionar el aire, conectores especiales para mangueras metálicas flexibles que soportaran las condiciones de vacío, una interfaz entre las condiciones de vacío dentro de la cámara y el exterior atmosférico, un caudalímetro con rangos de medición variables y una válvula de aguja para establecer el control de flujo del aire.
- Se especificó el flujo mínimo necesario para levantar la plataforma de pruebas como 30 SCCM de aire seco. Este valor fue el mínimo medible por la resolución del caudalímetro, por lo que se puede esperar que este valor sea menor, ello en condiciones de alto vacío a una presión de $2,9 \times 10^{-2}$ Pa, alcanzada con la bomba criogénica.
- Se generó plasma y se describió en sus condiciones de potencial plasmático, corriente de saturación de los electrones, temperatura y densidad de partículas, características que posibilitaron la obtención de descargas del propulsor VAT en funcionamiento del cojinete neumático.
- Se desarrolló comunicación inalámbrica serial por medio de dispositivos XBEE en una configuración coordinador-enrutador, para dos dispositivos en los que estos se comunican solo entre ellos mismos, de esta manera el centro de visualización, control y almacenamiento de datos LabView tenía acceso a los datos de la plataforma de pruebas como si estos estuvieran conectados a un puerto serial USB
- Se determinó que la plataforma de pruebas al estar suspendida por un flujo de aire, este flujo genera un impulso ante los cambios de presión, al acelerarse desde boquillas del cojinete neumático ubicadas bajo la plataforma a la bomba criogénica, lo que hace que la plataforma se acelere y tome cierta velocidad angular, en condiciones de alto

vacío ($3,3 \times 10^{-2} \text{Pa}$). Se midió una aceleración cercana a 0.000055 rad/s^2 sobre la plataforma es decir un torque de $4.44345 \times 10^{-7} \text{Nm}$.

Recomendaciones

- Instalar un sistema de balanceo automático, que permita un balance más preciso, con lo que se espera eliminar las oscilaciones en la velocidad angular de la plataforma.
- Implementar un Caudalímetro más preciso que permita tener una resolución menor, para poder determinar el flujo mínimo requerido con mayor precisión.
- Cambiar los filtros para aire seco de manera constante, dado que la limpieza del aire es fundamental para una uniforme distribución del aire en cojinete neumático.
- Limpiar con mayor frecuencia la semiesfera y la base del cojinete neumático con acetona para eliminar impurezas que afectan la buena distribución de la suspensión del aire.
- Utilizar gas argón como fluido en el cojinete, esto posibilitaría una mayor cantidad de descargas del propulsor, lo que facilitaría su estudio y cambiaría las condiciones del plasma.

Bibliografía

- [1] Weisheit. (2011). Capas de la atmosfera. 20 de febrero 2016, de Meteorologia para todos Sitio web: <http://www.meteoros.net/2011/06/capas-de-la-atmosfera.html>
- [2] Philip Hofmann. (2013). Ion Gauge. 27 febrero 2016, de Department of Physics and Astronomy Sitio web: http://philiphofmann.net/Philip_Hofmann/home.html
- [3] Arturo Ortiz Tapia. (2005). ¿QUÉ ES EL PLASMA?. 3 de Marzo del 2016, de Aldebaran Sitio web: http://www.aldebaran.cz/astrofyzika/plazma/basics_es.html
- [4] Schwartz, J. L., Peck, M. A., & Hall, C. D. (2003). Historical review of air-bearing spacecraft simulators. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 26(4), 513-522.
- [5] Schwartz, J. L., & Hall, C. D. (2004). System identification of a spherical air-bearing spacecraft simulator. *AAS Paper*, 122.
- [6] Bradley B. Engel. (2010). Spherical Air Bearings. 3 marzo 2016, de Nelson Air Sitio web: <http://www.nelsonair.com/>
- [7] Tom Benson. (2014). Mass Flow Rate. 7 marzo 2016, de NASA Sitio web: <https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/education/rocket/mflchk.html>
- [8] Endress+Hauser. (2009). The Thermal Flow Measuring Principle. 14 marzo 2016, de Youtube Sitio web: <https://www.youtube.com/watch?v=YfQSf2NBGqc>
- [9] Kyosemi Corporation. (2007). Sphelar® Array F12. 15 marzo 2016, de Kyosemi Sitio web: [http://sphelarpower.com/product/pdf/datasheet_KSP-F12-xSxP-W1-X_v0912\(E\).pdf](http://sphelarpower.com/product/pdf/datasheet_KSP-F12-xSxP-W1-X_v0912(E).pdf)
- [10] Mass-Flow. (2014). Mass Flow Regulator. 18 marzo 2016, de Flow Meter Sitio web: <https://www.massflow-online.com/shop/en/mass-view-flow-regulator-with-display-lowest-flow-143.html>

- [11] Swagelok. (2012). Racores para Tubo Galgables y Adaptadores. 20 marzo 2016, de Swagelok Sitio web: <https://www.swagelok.com/downloads/WebCatalogs/ES/MS-01-140.pdf>
- [12] RON KONEZNY. (2014). XBEE/RF SOLUTIONS. 22 marzo 2016, de Digi Sitio web: <http://www.digi.com/products/xbec-rf-solutions>.
- [13] Eneloop. (2014). eneloop AA 1900 mAh 2 Blisterpack. 25 marzo 2016, de Panasonic Sitio web: <http://www.panasonic-eneloop.eu/es/batteries/eneloop/eneloop-aa-1900-mah-2-blisterpack>.
- [14] Keithley. (2012). 2400 SourceMeter® SMU Instruments. 27 marzo 2016, de Tektronix Sitio web: <http://www.tek.com/keithley-source-measure-units/smu-2400-series-sourcemeater>.
- [15] STMicroelectronics. (2013). MEMS motion sensor: three-axis digital output gyroscope. 16 noviembre 2015, de ST life augmented Sitio web: <http://www2.st.com/content/ccc/resource/technical/document/datasheet/43/37/e3/06/b0/bf/48/bd/DM00036465.pdf/files/DM00036465.pdf/jcr:content/translations/en.DM00036465.pdf>
- [16] MMK Matsumoto Corp. . (2013). DD: Quick & Compact Direct Drive Rotary Indexers. 16 enero 2016, de M M kmatsumoto. Sitio web: <http://www.mmkmatsumoto.com/dd/>
- [17] Brown, D. (2008, August). Control Moment Gyros as Space-Robotics Actuators. In AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit (p. 7271).
- [18] Castro, D. A. C., Castro, A., Vasquez, O. G., & Vasquez, G. (1997). Termodinámica del plasma. Ingeniería y Desarrollo, (2).
- [19] De Oliveira, A. M., Kuga, H. K., & Carrara, V. Air bearing platforms for simulation of spacecraft attitude control systems.
- [20] Farhat, A. (2013). Attitude Determination and Control System for CubeSat (Doctoral dissertation, Worcester Polytechnic Institute).
- [21] Fullmer, R., Peterson, G., Holmans, W., Smith, J., Nottingham, J., Anderson, S., & Redd, F. (1992). The development of a small satellite attitude control simulator.

- [22] Menéndez Quinto, D. A. (2011). Diseño e implementación del sistema de estabilización en el espacio para el picosatélite PUCP-SAT-1.
- [23] Omagari, K., Usuda, T., & Matunaga, S. (2005, August). Research of control momentum gyros for micro-satellites and 3-DOF attitude dynamics simulator experiments. In Proceedings of the International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space.
- [24] Prado, J., Bisiacchi, G., Reyes, L., Vicente, E., Contreras, F., Mesinas, M., & Juárez, a. Three-axis Air-bearing Based Platform for Small Satellite Attitude Determination.
- [25] Richie, D. J., Lappas, V. J., & Prassinis, G. (2009). A practical small satellite variable-speed control moment gyroscope for combined energy storage and attitude control. *Acta Astronautica*, 65(11), 1745-1764.
- [26] Smith, G. A. (1965). Dynamic simulators for test of space vehicle attitude control systems.
- [27] Snider, R. E. (2010). Attitude Control of a Satellite Simulator Using Reaction Wheels and a PID Controller (No. AFIT/GAE/ENY/10-M24). Air Force Inst of Tech Wright-Patterson AFB School of Engineering and Management.
- [28] Young III, J. L. (2001). Determination of Atmospheric Density in Low-Earth Orbit Using GPS Data (No. USNA-1531-2). Naval Academy Annapolis md.
- [29] Young, J. S. (1998). Balancing of a Small Satellite Attitude Control Simulator on an Air Bearing.

Apéndices

A1. Abreviaturas.

ρ densidad

v velocidad

α aceleración angular

A área

Pt presión total

p presión

Tt temperatura total

t temperatura

T torque

\dot{m} flujo másico

ω velocidad angular

cm centro de masa

Ic inercia de un disco

VAT (vacuum arch thruster) propulsor de arco en vacío

dps (degree per second) grados por segundo

SFCM (Standard Feet cubic per minute) Pies cúbicos estándar por minute.

SCCM (Standard Centimeter cubic per minute) centímetros cúbicos estándar por minuto.

RF Radio Frecuencia

km.s.n.m kilómetros sobre el nivel del mar

A2. Información del laboratorio.

El proyecto se desarrolló dentro del laboratorio LaSeine, (Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering), en el Instituto Tecnológico de Kyushu, en la prefectura de Fukuoka, en Japón.

El laboratorio es un centro de referencia en tecnología espacial en el campo de pequeños satélites. Actualmente hay varios satélites en órbita que se desarrollaron en este lugar y se tiene diversos proyectos en desarrollo de pequeños satélites y de CubeSats. Lidera la investigación de los medios de mitigación de flujo de arco eléctrico generado por alto voltaje, así como diversas propuestas de pequeños propulsores de plasma, en modalidades como la PPT (Pulse plasma Thruster) Propulsor de pulso de plasma y VAT (Vacuum Arc Thruster) Propulsor de arco en Vacío, entre otras tecnologías que tienen como objetivo permitir una mayor exploración y entendimiento de los fenómenos que ocurren en el espacio, para el enriquecimiento de la actividad espacial.

La misión de la empresa es la siguiente:

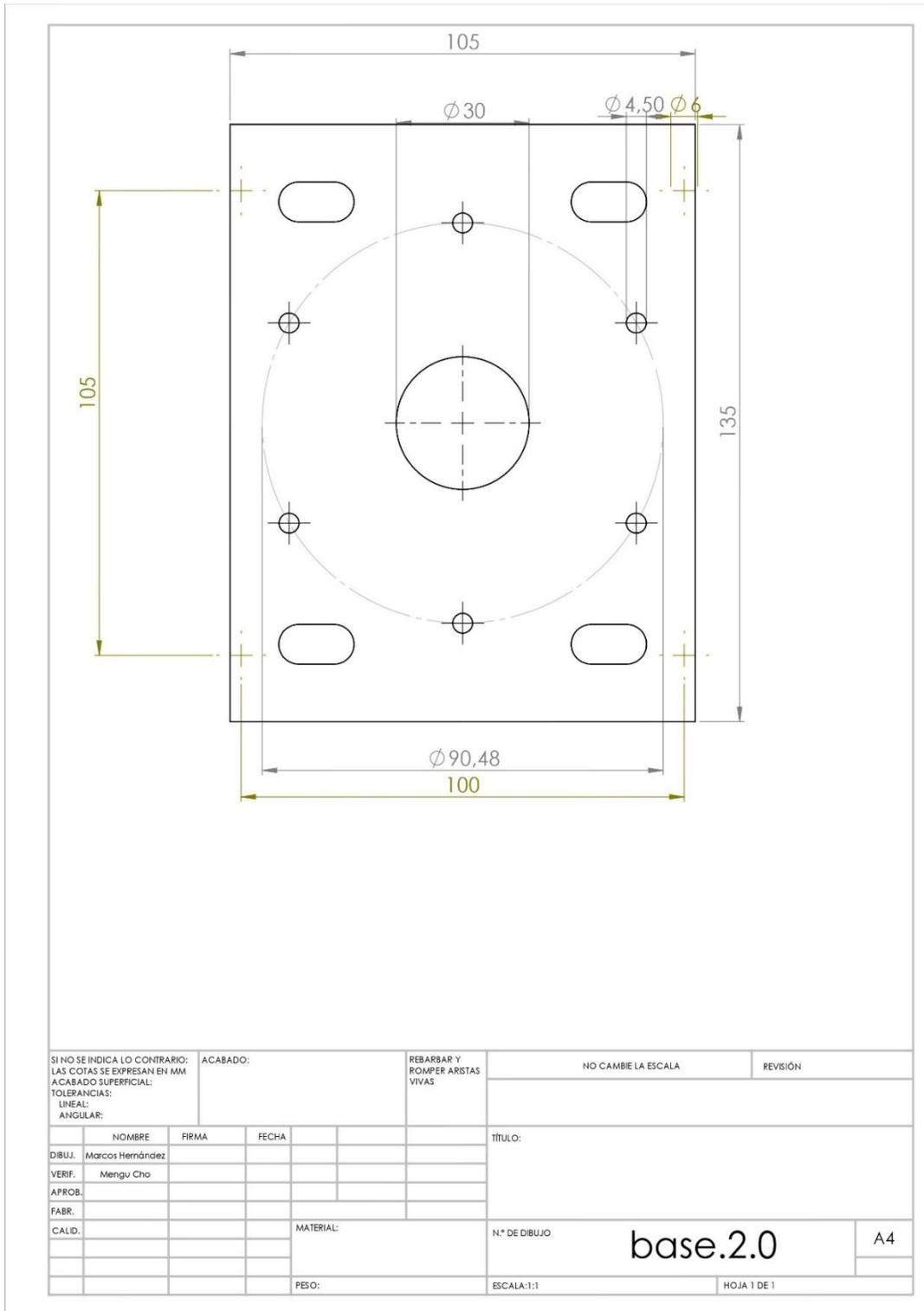
MISIÓN:

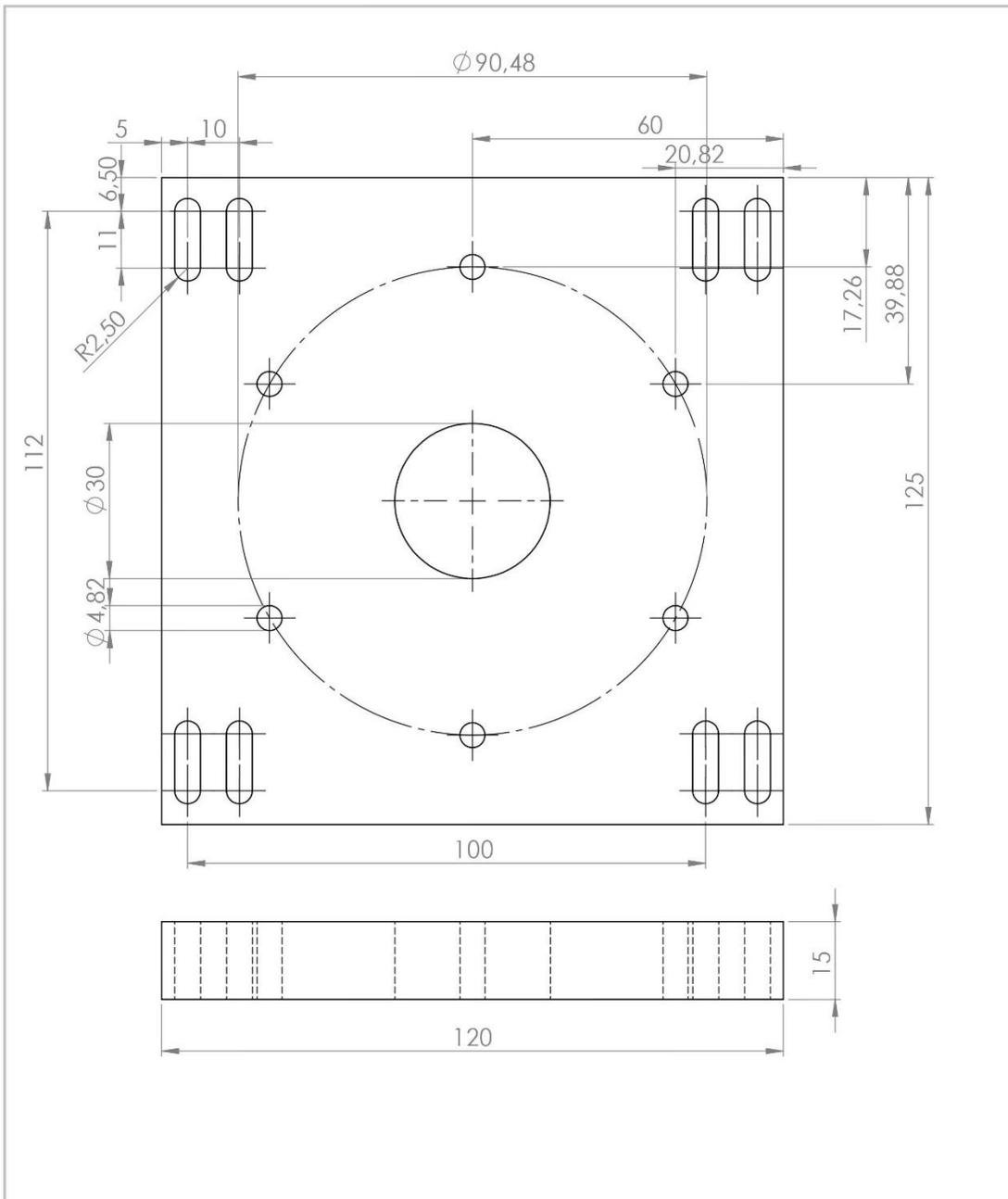
“SERVIR A LA HUMANIDAD, CONTRIBUYENDO AL DESARROLLO DE LA ACTIVIDAD ESPACIAL.”

Esta contribución se cumple, mediante la apertura del centro a organizaciones externas que tengan interés en desarrollar pequeños satélites, facilitando el acceso a las plataformas de prueba con ambientación espacial que permiten analizar ciclos térmicos, vibración mecánica y resistencia al impacto, características imprescindibles para que se permita el lanzamiento de un satélite.

Además, en el laboratorio lidera un esfuerzo por establecer un estándar ISO sobre los protocolos de prueba para pequeños satélites, y en la regulación de diversas interfaces para de conexión que se pueden encontrar en éstos.

A3 Planos





SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:				ACABADO:	REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS	NO CAMBIE LA ESCALA	REVISIÓN
						TÍTULO:	
DIBUJ.	NOMBRE	FIRMA	FECHA			N.º DE DIBUJO	
VERIF.						base	
APROB.						A4	
FABR.							
CALID.				MATERIAL:			
				PESO:	ESCALA:1:1	HOJA 1 DE 1	

