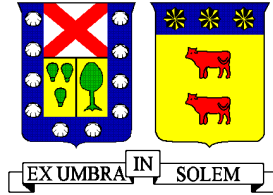


UNIVERSIDAD TECNICA FEDERICO SANTA MARIA
DEPARTAMENTO DE MECÁNICA
SANTIAGO - CHILE



Diseño y Fabricación de una Plataforma de Pruebas para validar el Sistema de Control de Actitud de un CubeSat

Martin Alejandro Rojas Moreno

Memoria para optar al Título de
Ingeniero Civil Mecánico

Profesor Guía
Dr. Ing. Sheila Lascano Farak

Profesores Correferentes
Phd. Patricio Arrué
Phd. Rodrigo Cassineli

10 de marzo de 2025

Resumen

El presente trabajo muestra el diseño y la fabricación de una prototipo experimental de plataforma de pruebas para validar el Sistema de Control de Actitud (ADCS) de un CubeSat. La solución desarrollada se basa en los principios de un cojinete aerostático que forma una película de aire presurizado para minimizar la fricción, permitiendo simular las condiciones de microgravedad presentes en el espacio. Se emplearon herramientas de Diseño Asistido por Computadora (CAD) y simulaciones de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) para diseñar y evaluar la distribución del flujo de aire. El prototipo fue fabricado mediante impresión 3D con material PLA, lo que permitió obtener una solución de bajo costo y rápida implementación. Las pruebas experimentales incluyeron la medición de la altura de la película de aire bajo diferentes cargas, así como la evaluación del desempeño del ADCS mediante sensores IMU y el funcionamiento de la rueda de reacción. Los resultados demostraron capacidad de la plataforma para emular bajo roce al levantar la carga sin embargo su uso es inviable dado a que se identificaron limitaciones en términos de estabilidad del movimiento, lo que abre la posibilidad de futuras mejoras en el diseño.

Abstract

The present work presents the design and fabrication of an experimental prototype of a test platform to validate the Attitude Determination and Control System (ADCS) of a CubeSat. The developed solution is based on the principles of an aerostatic bearing that forms a pressurized air film to minimize friction, allowing the simulation of microgravity conditions present in space. Computer-Aided Design (CAD) tools and Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations were used to design and evaluate the air flow distribution. The prototype was manufactured using 3D printing with PLA material, enabling a low-cost and rapidly implementable solution. Experimental tests included measuring the height of the air film under different loads, as well as evaluating the ADCS performance using IMU sensors and testing the reaction wheel operation. The results demonstrated the platform's ability to emulate low friction by lifting the load; however, its use is unfeasible due to identified limitations in movement stability, opening the possibility for future design improvements.

Glosario

- CubeSat: Satélite miniaturizado estandarizado (por ejemplo, 1U, 3U) que sirve como plataforma espacial de bajo costo.
- ADCS (Attitude Determination and Control System): Sistema que determina y controla la orientación de un satélite, integrando sensores y actuadores para mantener o modificar su actitud en el espacio.
- CAD (Diseño Asistido por Computadora): Herramienta digital utilizada para modelar y diseñar componentes con dibujo técnico .
- CFD (Dinámica de Fluidos Computacional): Técnica de simulación numérica empleada para analizar y optimizar el comportamiento del fluidos.
- Malla (en CFD): Red de celdas utilizada para discretizar el dominio en simulaciones de dinámica de fluidos, fundamental para resolver las ecuaciones del flujo de manera precisa.
- IMU (Unidad de Medición Inercial): Sensor que combina acelerómetros y giroscopios para medir aceleraciones y velocidades angulares, proporcionando datos clave sobre la orientación y el movimiento del sistema.
- Rueda de Reacción: Actuador utilizado para generar momentos angulares en la plataforma, simulando las maniobras de control de actitud del CubeSat mediante la conservación del momento angular.
- Orificios Canalizados: Diseño específico de pequeños conductos que permiten una distribución uniforme del flujo de aire, crucial para la formación estable de la película de aire en el cojinete aerostático.
- Película de Aire: Capa delgada de aire presurizado que actúa como lubricante entre superficies, reduciendo drásticamente la fricción en el sistema de cojinete aerostático.

Contenido

1. Marco teórico	10
1.1 CubeSat:.....	10
1.2 ADCS	11
1.3 Plataformas de cojinete aerostáticos.....	12
1.3.1 Rigidez:	13
1.3.2 Ecuaciones de Reynolds	14
1.4 Configuraciones de prueba.....	15
1.4.1 Sistemas Planares	15
1.4.2 Sistemas Rotativos.....	15
1.4.3 Sistemas Combinados.....	16
1.5 Perturbaciones.....	17
1.5.1 Efectos Gravitatorios	17
1.5.2 Efectos Atmosféricos	17
1.5.3 Efectos Magnéticos.....	18
1.5.4 Efectos Radiación Solar.....	18
1.6 Alternativas Comerciales	19
2. Metodología	20
2.1 Principio de funcionamiento del ADCS del CubeSat USM.	20
2.2 Estudio Requerimientos y Diseño Conceptual.....	20
2.3 Procedimientos de Diseño CAD.....	20
2.4 Técnica de análisis CFD.....	21
2.5 Medios de fabricación para prototipado	21
2.6 Instrumentación y mediciones requeridas.....	21
2.7 Metodología de Experimentación.....	22
3. Análisis de diseño.....	24
3.1 Principio de funcionamiento del ADCS del CubeSat USM.....	24
3.2 Requisitos y limitaciones	26
3.3 Diseño del banco de pruebas.....	31
3.4 Primera iteración del banco de pruebas	35
4. Modelado CAD	38
5. Simulación CFD.....	39
6. Prototipado	43
7. Resultados	47

8. Conclusiones	55
Anexos	57

Listado figuras

Figura 1 Tamaños Estandarizados de CubeSat, Cal-Poly.....	10
Figura 2 Rodamiento de aire, cortesía IBS Precisión Engineering.	13
Figura 3 Capacidad de carga vs ancho de película, cortesía IBS Precisión Engineering.	14
Figura 4 Configuración sistema planar sobre XY [12]	15
Figura 5 Esfera de Dyson, permite 3 grados de libertad [12]	15
Figura 6 De izquierda a derecha sistemas: Tabletop, Umbrella y Dumbell [14].....	16
Figura 7 Banco de pruebas ADCS – EyeSat.....	19
Figura 8 Indicador de prueba, caratula horizontal.	22
Figura 9: Esquema de control desarrollado por Dr. Weck’s 16.684 “Space Systems Product Development - Spring 2001”	24
Figura 10. Modulo IMU con sus ejes principales.	25
Figura 11. Modulo LDR con conversor análogo a digital.....	25
Figura 12: Vista lateral del CubeSat con la rueda de reacción arriba.	25
Figura 13. Plano de dimensiones externas principales del CubeSat USM [18].	28
Figura 14. Base para apoyar el CubeSat en el banco de pruebas plano	32
Figura 15. Pieza de distribución por orificios del banco de pruebas plano.	32
Figura 16. Pieza de entrada de aire del banco de pruebas plano y esférico.....	33
Figura 17. Ensamblaje preliminar banco de pruebas plano.	33
Figura 18. Diseño de pieza principal para sostener el CubeSat en base esférica	34
Figura 19. Diseño para sostener el CubeSat en base esférica vista de ensamble.	34
Figura 20. Base de semiesfera para la distribución de película de aire.	34
Figura 21. Impresiones 3D diseño preliminar base Plana.	36
Figura 22. Boceto de pieza de distribución.....	37
Figura 23. Vista Lateral y vista en corte lateral de la base de pruebas	38
Figura 24. Vista superior e inferior de la plataforma de pruebas.	38
Figura 25. Vista Isométrica del modelo de la base de pruebas.....	38
Figura 26 “Vista superior de las trazas de aire y su magnitud de velocidad con entrada por costado”	39
Figura 27 “Mapa de color de distribución de la velocidad absoluta, entrada por costado”	40
Figura 28 “Vista isométrica de las trazas de flujo entrada por costado”	40
Figura 29 “magnitud de velocidad absoluta vista de corte central, entrada con distribuidor”	41
Figura 30 “energía cinética turbulenta, vista de corte central entrada con distribuidor”	41
Figura 31 “N mach, vista de corte central, entrada con distribuidor ”	41
Figura 32 Vista lateral de las trazas de flujo, entrada con distribuidor	42
Figura 33 Vista inferior de las trazas de flujo, entrada con distribuidor.....	42
Figura 34. CAD 3D del prototipo armado	43
Figura 35. Prototipo del banco de pruebas armado.....	44
Figura 36. Vista superior del prototipo	44
Figura 37. Ficha Compresor	45
Figura 38. Indicador de prueba horizontal, 0,01[mm].	46
Figura 39. Manómetro del compresor cargado.	47
Figura 40. Medición indicador de prueba en cero.	47
Figura 41. Medición altura sin carga (0,117[kg]) 37 micrómetros.....	48
Figura 42. Mediciones IMU, prueba solo base 0,117 [kg].....	49
Figura 43. Masa de prueba	49

Figura 44. Indicador antes de la prueba.....	50
Figura 45. Medición altura máxima a carga de 1,041[kg].	50
Figura 46. Configuración prueba estática Cubesat.	51
Figura 47. Máxima elevación prueba estática Cubesat.....	51
Figura 48. Aceleraciones registradas en prueba estática con Cubesat.....	52
Figura 49. Prueba de ADCS Cubesat, fallo por desplazamiento hacia el borde izquierdo.	52
Figura 50. Registro de aceleraciones por funcionamiento del ADCS.	53
Figura 51. Medición perturbaciones por la rueda de reacción	53

Introducción

Un CubeSat es un estándar de fabricación para pequeños satélites desarrollado en 1999 por la universidad politécnica de California y el laboratorio de sistemas espaciales de la universidad de Stanford que permite un rápido desarrollo a través de módulos cuadrados denominados U de 10x10x10 cm y con un peso de hasta 2 kg [1]. Siendo uno de los objetivos primarios la reducción de costos de lanzamiento ha permitido que hoy en día existan 2323 CubeSat lanzados, en 85 países y con una fuerte tendencia al alza [2].

Uno de los componentes más críticos de los satélites es el sistema de control de actitud (ADCS), que permite el movimiento rotacional del satélite mediante los principios de torque magnético o de torque inercial. Esto es fundamental para contrarrestar las perturbaciones que el satélite experimentaría en órbita, como los torques gravitatorios, torques magnéticos o la radiación solar [4]. Sin embargo, Swartwout estimó que aproximadamente el 25% de las misiones lanzadas experimentan fallos catastróficos en los subsistemas, evidenciando la necesidad de realizar múltiples pruebas a fin de mejorar la confiabilidad que se tiene frente a las condiciones en el espacio [5].

Así, es evidente la importancia de contar con un banco de pruebas que permita simular las condiciones del espacio para evaluar la confiabilidad de los sistemas ADCS. Los sistemas de película de aire presurizado (Air Bearings) han sido los más utilizados desde 1965 para emular las condiciones que tendría un satélite en el espacio, sin embargo, aún existen desafíos en cuanto a la capacidad de masa que podrían cambiar las condiciones de inercia del satélite y los costos asociados a estas plataformas de prueba [6].

En este contexto, el presente trabajo se centra en el diseño y construcción de una plataforma por aire presurizado que posibilite el ensayo de los sistemas de control de un CubeSat con bajos roces, que acople tamaños desde 1U hasta 3U, y así permita validar el desempeño en condiciones similares a las de la órbita terrestre.

Objetivo general:

Diseñar una plataforma de pruebas para validar el sistema de control de actitud de un CubeSat, utilizando el principio de película delgada de aire presurizado.

Objetivos Específicos:

- Estudiar los requisitos y especificaciones del sistema de control de actitud del CubeSat.
- Diseñar la plataforma de pruebas utilizando modelado CAD.
- Analizar comportamiento geométrico de formación de película con CFD (ANSYS o Autodesk CFD o SolidWorks CFD)
- Definir los componentes requeridos para la formación de la película de aire presurizado.
- Construir la plataforma mediante impresión 3D.
- Evaluar efectividad de la plataforma con medición de carga y altura de película.
- Validar la plataforma de pruebas mediante pruebas de funcionamiento utilizando un CubeSat de 1U.
- Concluir acerca de la efectividad del prototipo para emular las condiciones del espacio requeridas.

Plan de Trabajo:

- Introducción
- Capítulo 1 – Marco Teórico o Estado del Arte
- Capítulo 2- Metodología
- Capítulo 3- Análisis de diseño
- Capítulo 4- Modelado CAD
- Capítulo 5- Simulación CFD
- Capítulo 6 – Prototipado
- Capítulo 7 – Resultados
- Capítulo 8 – Conclusiones

1. Marco teórico

1.1 CubeSat:

Es un tipo de nanosatélite que surgió con un proyecto desarrollado por el profesor Jordi Puig Suari de la Universidad Estatal Politécnica de California y el profesor Robert Twiggs del laboratorio de desarrollo de sistemas espaciales de la Universidad de Stanford, ha evolucionado con el tiempo para convertirse en un estándar de diseño encapsulado en cubículos que cumplen con requisitos físicos, materiales, eléctricos y operacionales establecidos por el Instituto Cal-Poly. Esta estandarización ha dado lugar a tamaños normalizados que van desde 1U hasta 12U, como se ilustra en la Figura 1 y permite el lanzamiento a través de un sistema común conocido como Poly-PicoSatellite Orbital Deployer (P-POD) [6, 7]. Así este estándar ha permitido que universidades y entidades privadas puedan realizar proyectos de tecnología espacial de forma acelerada y bajos costos de lanzamiento.

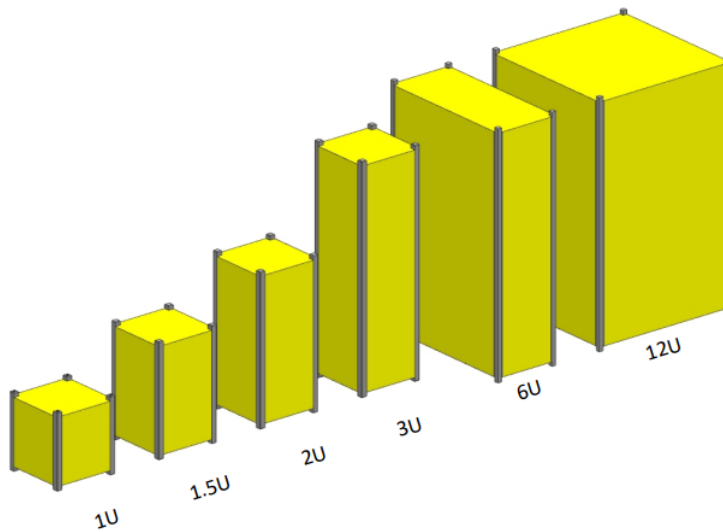


Figura 1 Tamaños Estandarizados de CubeSat, Cal-Poly.

1.2 ADCS

El sistema de determinación y control de la actitud es el responsable de controlar el movimiento rotacional de los satélites en el espacio, entendiéndose en este caso a la actitud como la orientación que dispone el satélite dentro del marco de referencia que se esté utilizando, entendiéndose, así como las coordenadas locales del satélite con respecto a una entidad externa que puede ser el sol, estrellas o la tierra. Los sistemas de referencia utilizados son [8]:

- El Sistema de Referencia Celestial Internacional (ICRS) se origina en el centro de masa del sistema solar y se utiliza para medir posiciones y movimientos celestiales en misiones interplanetarias.
- El sistema de coordenadas Inercial Centrado en la Tierra (ECI) tiene su origen en el centro geométrico de la Tierra y se usa para determinar la orientación de los satélites a partir de observaciones estelares.
- El sistema de coordenadas Centrado en la Tierra Fijo (ECEF) se mueve con la rotación de la Tierra y es útil para tareas de comunicación terrestre y misiones de percepción de la Tierra.
- El Sistema de Coordenadas Fijo en Órbita está fijado al satélite (Body Frame) y se utiliza principalmente para satélites orientados hacia la Tierra.

Este sistema se compone de sensores, actuadores y algoritmos de control que permitan mover el satélite en un ángulo determinado deseado, los sensores permiten obtener información de algún sistema externo que permita determinar los vectores de referencia que posee el cuerpo del satélite existiendo así sensores magnéticos, sensores de sol (o luz), sensores de estrellas, sensores de horizonte, entre otros; también es necesario sensores que indiquen los vectores que posee el cuerpo local siendo los más comunes los IMU que combinan giroscopios junto con acelerómetros. Respecto a los actuadores se dispone de dispositivos activos que puedan otorgar un momento de inercia en algún eje en particular teniendo principalmente magneto-pares, ruedas de reacción, giroscopios móviles. También existen mecanismos pasivos que actúan por gradientes magnéticos o gravitatorios que dejan el satélite en alguna orientación fija.

Considerando un marco de referencia fijo en el satélite podemos definir los vectores unitarios u_1 , u_2 , u_3 [9] considerando la ecuación

(1).

$$\widehat{u}_1 = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}^F \quad \widehat{u}_2 = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix}^F \quad \widehat{u}_3 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}^F \quad (1)$$

De esta forma se puede describir cualquier vector r dentro del marco de referencia F expresado por la ecuación

(2).

$$r^F = \begin{pmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{pmatrix}^F = r_x \widehat{u}_1 + r_y \widehat{u}_2 + r_z \widehat{u}_3 \quad (2)$$

Se entiende a la actitud como las rotaciones (u orientación relativa) que permiten transformar un marco de referencia en otro compartiendo el origen, así se puede entender como una operación dentro de las matrices rotacionales, para el trabajo presente se utilizan los ángulos de Euler como yaw (γ), pitch (β) y roll (α) [9], tal que permiten describir cualquier rotación mediante la matriz R a partir de la ecuación (3).

$$[R] = \begin{bmatrix} \cos \gamma & \text{sen } \gamma & 0 \\ -\text{sen } \gamma & \cos \gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & \text{sen } \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\text{sen } \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \alpha & \text{sen } \alpha & 0 \\ -\text{sen } \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

1.3 Plataformas de cojinete aerostáticos.

El objetivo principal de las plataformas es emular las condiciones que tendría un satélite en el espacio, esto considera reducir al máximo las componentes de roce y evitar cualquier perturbación inercial o gravitatoria que la plataforma pueda inducir sobre el satélite a fin de representar fielmente la capacidad del satélite de controlar su actitud. Para esto se utilizan los rodamientos (cojinetes) aerostáticos que se basan en el principio de formación de película de aire (gas) presurizado, formando así una interfase que soporta las cargas, pero ejerciendo un coeficiente de fricción despreciable.

Esto se logra controlando cuidadosamente el flujo de aire a través del espacio entre las superficies mediante una restricción, que puede ser una serie de orificios o un material poroso, visto en la Figura 2.

Esta restricción asegura que el flujo de entrada y salida de aire esté equilibrado, creando así una capa de fluido constante que soporta la carga. Sin esta restricción, el consumo de aire sería mayor y la rigidez del cojinete sería menor. Esta técnica, conocida como compensación de cojinete de aire, se utiliza para optimizar el rendimiento del cojinete en términos de carga, elevación y rigidez para cada aplicación específica.

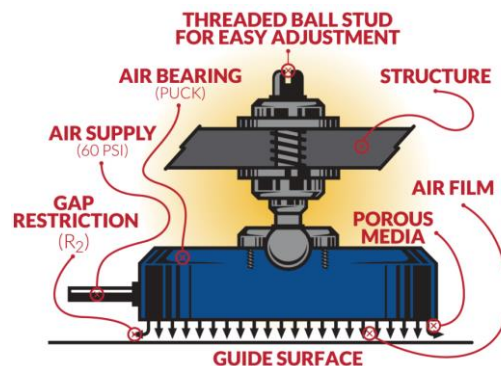


Figura 2 Rodamiento de aire, cortesía IBS Precisión Engineering.

Por otro lado, existen los cojinetes aerodinámicos, que utilizan un movimiento relativo entre la base y la plataforma, a fin de atraer el aire alrededor y formar una película entre las placas, sin embargo, se necesita de revoluciones considerables entre las superficies por lo que no es posible usarlo para probar un sistema ADCS [10].

1.3.1 Rigidez:

Los rodamientos aerostáticos poseen una rigidez no lineal que aumenta a medida que la carga es mayor y a su vez altura de la película de aire se reduce, se puede definir a la rigidez como la variación de carga por sobre la variación en la altura de película, teniendo a si la curva de la Figura 3 producida por el fenómeno de comprimir la película de aire entre las placas.

Para ajustar esta rigidez se utiliza una restricción que actúa antes que el aire pase entre la brecha entre placas, aumentando así la presión y produciendo una fuerza de reacción que aumenta la rigidez, con este método, aunque se sacrifica capacidad de carga se proporciona mayor estabilidad al rodamiento.

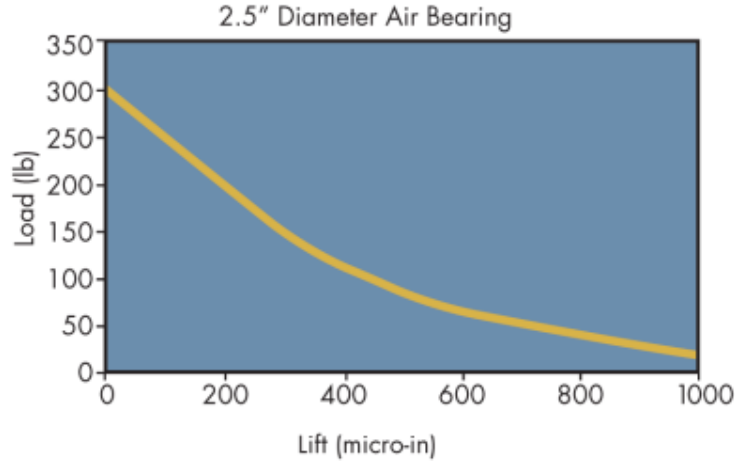


Figura 3 Capacidad de carga vs ancho de película, cortesía IBS Precisión Engineering.

Una forma simple de calcular las capacidades del rodamiento se presenta con las ecuaciones (4) y (5). Sin embargo, es importante señalar que ningún rodamiento de aire puede operar con su máxima carga teórica debido a las fugas que existen alrededor de los bordes. [10]

$$\text{Área}_{\text{superficie}} * \text{Presión}_{\text{entrada}} = \text{Fuerza}_{\text{suelo}} \quad (4)$$

$$\text{Área}_{\text{superficie}} * \text{Presión}_{\text{entrada}} * \text{Eficiencia} = \text{Carga}_{\text{máxima}} \quad (5)$$

1.3.2 Ecuaciones de Reynolds

El fenómeno se puede describir mediante la ecuación parcial diferencial de Reynolds (6) en donde h es el espesor del filme de fluido, p es la presión, U es la velocidad de deslizamiento del rodamiento, μ es la viscosidad dinámica del fluido y d es la densidad del fluido.

$$\frac{d}{dx} \left(h^3 \frac{dp}{dx} \right) + \frac{d}{dz} \left(h^3 \frac{dp}{dz} \right) = 6U \frac{dh}{dx} + \frac{12\mu}{d} h^2 \frac{dh}{dt} \quad (6)$$

Considerando que el cojinete es de tipo aerostático donde no hay movimiento relativo ($U=0$) ni cambio temporal del espesor $dh/dt = 0$, la ecuación se simplifica considerablemente. [11]

De esta forma, se puede modelar la fuerza generada por la película del fluido mediante la ecuación (7), donde P es la presión relativa aplicada y A el área efectiva.

$$F = \Delta P * A \quad (7)$$

1.4 Configuraciones de prueba

1.4.1 Sistemas Planares

Corresponden a las configuraciones que permiten movimientos traslacionales y rotaciones sobre el plano horizontal (XY), su principal desventaja es que restringe las rotaciones a un solo eje por lo que no se podría simular un sistema ADCS en sus 3 grados de libertad de forma simultánea, sin embargo, dado a que no tiene restricciones de altura podría operar varias configuraciones de CubeSat, se puede apreciar la geometría en la Figura 4.

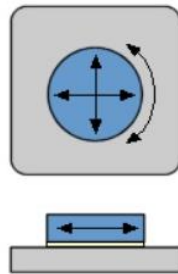


Figura 4 Configuración sistema planar sobre XY [12]

1.4.2 Sistemas Rotativos

Se caracterizan por tener 3 grados de libertad, para esto emplean una superficie curva de rodamiento de aire, el principal usado es el sistema de esfera visto en la Figura 5. Ahora sus desventajas son en primer lugar sus limitaciones geométricas, dado a que las dimensiones de la plataforma escalan con las dimensiones del satélite y limitan la base a operar una sola configuración de CubeSat, en segundo lugar, la masa de la esfera es considerable y dado a que su radio supera al del satélite presenta un elevado momento de inercia que afectaría al desempeño que pueda tener el sistema ADCS. [13]

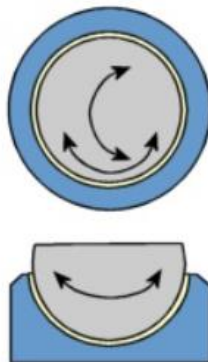


Figura 5 Esfera de Dyson, permite 3 grados de libertad [12]

También se han desarrollado algunos otros sistemas que restringen algunos ángulos de rotación y presentan grandes inconvenientes al desplazar el centro de gravedad del satélite, se desarrollaron durante los 60-70's para satélites más grandes que un CubeSat y requieren un sistema de compensación de masa, se presentan en la Figura 6 [6, 14].

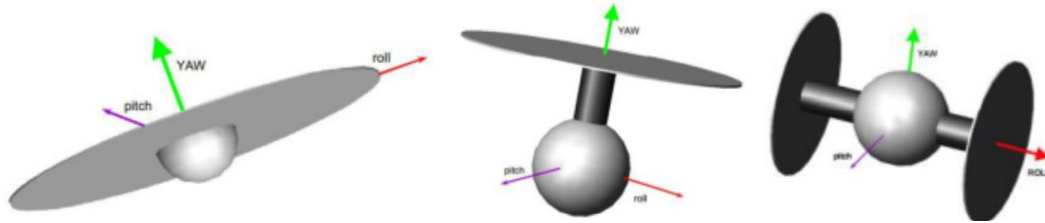


Figura 6 De izquierda a derecha sistemas: Tabletop, Umbrella y Dumbell [14]

1.4.3 Sistemas Combinados

Básicamente es la posibilidad de tener 5 grados de libertad permitiendo así las rotaciones en los 3 ejes y el movimiento traslacional sobre el plano (XY), se obtendría por ejemplo al combinar el sistema de esfera de Dyson y una base planar. Si bien es el sistema más completo presenta dificultades de mayor costo, mayor complejidad de fabricación, mantenimiento y calibración, además de un elevado tamaño.

1.5 Perturbaciones

Las perturbaciones internas que se generen en la mesa de prueba o deben mantenerse a niveles mínimos de forma que no superen la magnitud de las perturbaciones naturales que tendría el CubeSat en órbita, las fuentes de perturbaciones naturales corresponden a efectos gravitatorios, efectos magnéticos, efectos de la radiación solar y efectos atmosféricos. Por otro lado, la fuente de perturbaciones a evitar son fugas de aire, grandes masas inerciales, altos coeficientes de roce o flujos de masa.

1.5.1 Efectos Gravitatorios

La fuerza gravitacional que ejercería la tierra sobre el CubeSat se puede determinar por la ecuación (8) de Newton, sin embargo, esto considera a la masa como partícula, si se piensa que la masa se distribuye no uniformemente a lo largo del satélite se puede usar la ecuación (9) de torque en forma matricial [13].

$$F = -G \frac{m_1 * m_2}{r^3} \vec{r} \quad (8)$$

G es la constante gravitatoria, m1 y m2 son las dos masas puntuales, r es el vector de posición desde m1 hasta m2.

$$T_g = \frac{3\mu_e}{r^3} (\vec{r} \times I_{sat} * \vec{r}) \quad (9)$$

1.5.2 Efectos Atmosféricos

Corresponden a las fuerzas de arrastre producidas por los gases de la atmósfera dados por la ecuación (10), en donde S es el área frontal, C_D el coeficiente de arrastre, ρ la densidad y v la velocidad orbital.

$$F_{arrastre} = S * C_D * \frac{\rho v^2}{2} \quad (10)$$

El torque se produce cuando el centro de presión no coincide con el centro de masa del satélite, sin embargo, dado a que la densidad a grandes alturas es baja los torques producidos son mínimos, se puede calcular mediante la ecuación (11) donde \vec{r}_{aero} es el vector desde el centro de masa al centro de presión.

$$T_{aero} = \vec{r}_{aero} \times F_{arrastre} \quad (11)$$

1.5.3 Efectos Magnéticos

Efecto de una magnetización residual que pueda tener el satélite en su cuerpo formando un dipolo que interactúa con el campo magnético de la tierra induciendo un torque de giro, se puede representar con la ecuación (12), donde M es el dipolo y B el campo magnético terrestre.

$$T_{mag} = M_{sat} \times B_{tierra} \quad (12)$$

1.5.4 Efectos Radiación Solar

Corresponde a presión causada por la luz incidente sobre el satélite, es similar al torque que genera el arrastre aerodinámico dado a que se produce cuando el centro de presión difiere del centro de masa del satélite, se presenta así la fuerza generada en la ecuación (13), en donde I = 1360 [W/m²] la constante solar, S es el área frontal, K es la reflectividad de la superficie del satélite y c la velocidad de la luz. Se da el torque con el vector del centro de masa al de presión generado y la fuerza aplicada con la ecuación (14).

$$F_{sol} = \frac{I * S * (1 + K)}{c} \quad (13)$$

$$T_{sol} = \vec{r}_{sol} \times F_{sol} \quad (14)$$

Finalmente, Irina Gavrilovich [13] realizó la siguiente estimación de los valores de torques para CubeSat de 1 a 3U, presentados en la tabla (1):

CubeSat configuration	Orbit height	Disturbance torques, N·m				Total torque
		Gravity gradient	Aerodynamic	Solar pressure	Magnetic	
1U	300 km	0.6·10 ⁻⁹	1.49·10 ⁻⁶	2.31·10 ⁻⁹	5.0·10 ⁻⁹	1.49·10 ⁻⁶
	600 km	0.53·10 ⁻⁹	1.78·10 ⁻⁸		4.4·10 ⁻⁹	2.27·10 ⁻⁸
3U (conf. 1)	300 km	0.78·10 ⁻⁷	1.26·10 ⁻⁵	1.96·10 ⁻⁸	5.0·10 ⁻⁷	1.32·10 ⁻⁵
	600 km	0.69·10 ⁻⁷	1.51·10 ⁻⁷		4.4·10 ⁻⁷	6.6·10 ⁻⁷
3U (conf. 2)	300 km	0.58·10 ⁻⁷	6.55·10 ⁻⁵	1.02·10 ⁻⁷	5.0·10 ⁻⁷	6.62·10 ⁻⁵
	600 km	0.51·10 ⁻⁷	7.84·10 ⁻⁷		4.4·10 ⁻⁷	1.28·10 ⁻⁶
3U (conf. 3)	300 km	0.56·10 ⁻⁷	2.17·10 ⁻⁵	3.37·10 ⁻⁸	5.0·10 ⁻⁷	2.23·10 ⁻⁵
	600 km	0.49·10 ⁻⁷	2.60·10 ⁻⁷		4.4·10 ⁻⁷	7.49·10 ⁻⁷

Tabla (1). Valores de perturbaciones de torque presentes en Órbita.

1.6 Alternativas Comerciales

En general los valores oscilan según los grados de libertad, capacidades y complejidad requerida. De acuerdo con el benchmarking realizado por Abdullah Mohamed Ali se tienen las siguientes plataformas de prueba en configuración de semiesfera: SRA-200, A-651, A-653, y R-801. [15]

- SRA-200: Su ventaja es el ancho de película de aire de 5 micrones y capacidad de 14 [kg] de carga, pero sus desventajas son el costo estimado de 5.000 USD y una masa de la esfera de 0,88 [kg], con 100 mm de diámetro.
- A-651: Su ventaja es capacidad de 15 [kg] de carga, y masa de esfera de 0,185[kg] pero su costo estimado es de 5820 USD y su diámetro de tan solo 50 mm.
- A-653: Su ventaja es capacidad de 65 [kg] de carga con 100 mm de diámetro, pero con una alta y masa de esfera de 1,025[kg] y un costo estimado de 5820 USD
- R-801: Posee baja masa de esfera de 0,25[kg] pero su costo estimado es de 4800 USD.

Por otro lado, EyasSat comercializa un banco de pruebas de tamaño pequeño que solo permite rotación sobre el plano XY, a un valor de 1249 USD es la alternativa más económica disponible y se presenta en la Figura 7. [16]



Figura 7 Banco de pruebas ADCS – EyeSat

2. Metodología

A continuación, se presenta los medios empleados para cumplir con los objetivos planteados, siguiendo un esquema de diseño técnico. En primer lugar, se recolectará información de los requisitos y limitaciones de la plataforma en base a las necesidades del equipo USM CubeSat Team, luego se seguirá con un desarrollo conceptual mediante CAD y análisis CFD, finalmente se realizará el prototipado mediante impresión 3D, validando el desempeño de la plataforma mediante instrumentación y testeo de un CubeSat de 1U cortesía de USM CubeSat Team.

2.1 Principio de funcionamiento del ADCS del CubeSat USM.

Se procederá a una explicación detallada del funcionamiento de los sistemas de control de actitud del CubeSat desarrollado por el equipo USM CubeSat. Este análisis permitirá evaluar las características y capacidades reales del sistema a probar, así como el proceso mediante el cual dichos sistemas deben ser evaluados. Se establecerán los requisitos y limitaciones necesarios para corregir las desviaciones que puedan surgir debido al banco de pruebas y los medios de testeo empleados.

2.2 Estudio Requerimientos y Diseño Conceptual

El objetivo es desarrollar un banco de pruebas a bajo costo, que permita al menos una rotación y una traslación sobre el plano XY, para CubeSat de 1 a 3U, una capacidad de carga de 6 [kg], y con una geometría que no genere grandes perturbaciones de torque ni inercias a fin de evaluar el rendimiento de los sistemas ADCS con condiciones cercanas a las que se tiene en la órbita terrestre. Respecto a si se utilizara una serie de orificios o material poroso para la restricción de aire del rodamiento se realizará un análisis comparativo de cual tiene mejor eficiencia respecto a el soporte de carga y distribución de aire vs costo y complejidad de fabricación.

2.3 Procedimientos de Diseño CAD

En primer lugar, se desarrollarán 3 variaciones del banco de pruebas basándose en conceptos de tecnología existente, con diferencias principalmente en la geometría y la distribución de los orificios de salida del aire. Para desarrollar los diseños se empleará la suite de Autodesk, utilizando los softwares de AutoCAD, Inventor.

Los diseños serán evaluados mediante análisis CFD para ir refinando la distribución del flujo de aire, por lo que se seguirá un esquema iterativo hasta llegar a un resultado satisfactorio en base a los requerimientos de flujo. De forma simultánea se utilizará un análisis simple mediante el módulo de

simulación de Inventor para verificar la resistencia a los esfuerzos que debiera someterse el banco de pruebas.

Finalmente, se dibujará el prototipo mediante DWG-Inventor y AutoCAD, realizando así los planos de fabricación siguiendo las normas ISO 128.

2.4 Técnica de análisis CFD

Para realizar un análisis del flujo se utilizará Autodesk CFD, importando la geometría desde inventor, a fin de obtener parámetros de velocidad y presión del fluido en las canalizaciones internas. Se utilizará unión de vértices para ángulos menores a 5 grados, simulando solo las canalizaciones internas incluyendo también la interfase de película de aire con una altura aún por definir, así el fluido será aire compresible a temperatura ambiental de 25[C] y con una presión atmosférica en la salida.

2.5 Medios de fabricación para prototipado

En primer lugar, se realizará una impresión 3D de la base de pruebas completa segmentando en varias partes más pequeñas a fin de las limitaciones de las impresoras 3D, el programa a utilizar será Cura Ultimaker, las mallas serán determinadas a fin de tener una estructura liviana y con suficiente rigidez para sostener al CubeSat. Por otro lado, el material a utilizar de forma preliminar será PLA, se evaluará el desempeño de este prototipo y se decidirá si cambiar a un material con mejores propiedades mecánicas o alguna otra configuración de impresión. Finalmente se evaluará si se necesita algún tipo de mecanizado sobre las impresiones realizadas a fin de ajustar ciertas tolerancias dimensionales o acabados superficiales. Para justificar el uso de fabricación por impresión 3D por sobre otros métodos se tiene que permite geometrías más complejas, un rápido desarrollo, bajo costo y alta disponibilidad de equipos dentro de la universidad, la desventaja es limitantes respecto a materiales y tamaños de piezas.

2.6 Instrumentación y mediciones requeridas

En primer lugar, se utilizará un manómetro a fin de poder medir la presión del aire presente en los conductos, por otro lado, el tamaño de la brecha de la película de aire es un parámetro estrechamente ligado al flujo de aire por lo que su medición es principal y es realizada utilizando un indicador de prueba horizontal como el mostrado en la Figura 8. Respecto a las capacidades de carga del sistema se utilizará una balanza digital para la masa y respecto a las perturbaciones se montará un acelerómetro digital a fin de medir un nivel de vibraciones aceptable.



Figura 8 Indicador de prueba, caratula horizontal.

En primer lugar, se hará una gráfica de fuerza de carga versus tamaño de la brecha, ya que esto proporcionará información crucial sobre la rigidez del sistema y la estabilidad. Luego se realizará una gráfica que muestre la relación entre la presión del aire y la fuerza de carga, lo que permitirá evaluar cómo influye la presión del aire en la capacidad de carga del sistema de acuerdo con la fuerza aplicada. Simultáneamente, se analizará la relación entre la presión del aire y el tamaño de la brecha a fin de ver como interactúan estas variables.

Finalmente, se analizará las vibraciones mediante gráficos a distintas condiciones de carga y a fin de evaluar si la plataforma cumple con el nivel de perturbaciones que no interfiera con el desempeño del banco de pruebas.

2.7 Metodología de Experimentación

Se detalla el procedimiento para realizar evaluación del banco de pruebas utilizando un CubeSat de 1U con rueda de reacción en el eje Z a fin de controlar la actitud del sistema:

1. Configuración del Banco de Pruebas Flotante:
 - Verificar que el banco de pruebas flotante esté correctamente nivelado y calibrado para minimizar cualquier influencia externa.
2. Preparación del CubeSat:
 - Verificar que el CubeSat esté completamente funcional, con alimentación interna y listo para la prueba.
 - Verificar el sistema ADCS esté activo y configurado para responder a los comandos de control de actitud.

3. Montaje del CubeSat sobre el Banco de Pruebas:
 - Situar el CubeSat encima del banco de pruebas flotante.
4. Inicio de la Prueba:
 - Iniciar el banco de pruebas flotante y asegurar de que los instrumentos de medición están funcionando correctamente.
5. Registro de Datos:
 - Utilizar los sensores integrados en el CubeSat para registrar datos de actitud, durante la prueba.
 - Registrar datos de instrumentación del banco de pruebas (manómetro, indicador horizontal y acelerómetro).
6. Aplicación de Comandos de Control:
 - Enviar comandos de control al sistema ADCS del CubeSat para realizar maniobras específicas, como cambios en la orientación y la estabilización del CubeSat.
7. Análisis de Resultados:
 - Analizar los datos registrados para evaluar el desempeño del banco de pruebas flotante y la capacidad del sistema ADCS del CubeSat para mantener la actitud deseada.
 - Evaluar la precisión, la estabilidad y la respuesta del sistema ADCS.
8. Iteración y Mejora:
 - Utilizar los resultados de la prueba para identificar áreas de mejora tanto en el banco de pruebas flotante como en el sistema ADCS del CubeSat.
 - Realizar ajustes y modificaciones según sea necesario y repetir la prueba para validar las mejoras implementadas.
9. Documentación de Resultados:
 - Documentar los resultados de la prueba, incluyendo cualquier problema encontrado, las soluciones implementadas y las lecciones aprendidas para futuras pruebas y desarrollos.

3. Análisis de diseño

3.1 Principio de funcionamiento del ADCS del CubeSat USM

El sistema es controlado a través de un algoritmo bajo el concepto de retroalimentación con control proporcional, presentado en el trabajo del Dr. Weck en el curso "Desarrollo de Productos de Sistemas Espaciales" [17]. El sistema de esta forma realiza una comparación entre ángulo medido (señal de error) con el ángulo deseado (punto cero de actitud), la diferencia entre estos dos ángulos se amplifica por un valor de ganancia determinado de forma experimental que determina la señal de salida que es enviada al sistema de control de la rueda de reacción, se presenta lo anterior descrito en la Figura 9.

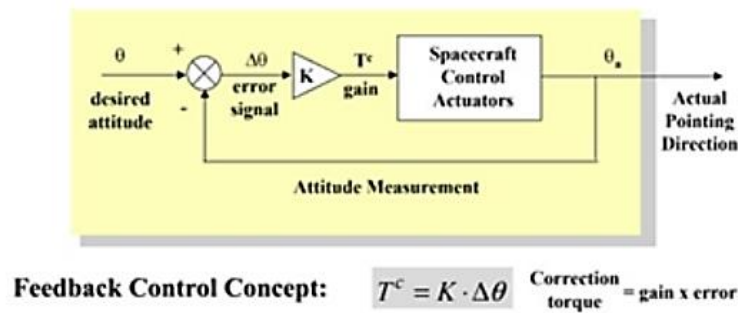


Figura 9: Esquema de control desarrollado por Dr. Weck's 16.684 "Space Systems Product Development - Spring 2001"

Por otro lado, el sistema de detección cuenta con un sensor IMU de 6 ejes cuya función es entregar los vectores de posición locales del cubo y entrega la señal de error del algoritmo de control que corresponde al valor del ángulo medido sobre el eje Z (Figura 10).

En cuanto a las tareas de detección externas, se emplea un par de sensores LDR (Figura 11). Estos sensores capturan señales analógicas que se convierten en señales digitales. Los dos LDR se colocan en el centro de 2 caras laterales opuestas, sirviendo como el sistema de medición principal para el vector de referencia que permite detectar la fuente de luz más potente (lo que permite saber la posición del sol si el CubeSat se encuentra en órbita). Inicialmente, se requiere un movimiento de 180 grados para la calibración de los valores máximos del umbral de luminosidad en el entorno del cubo, para esto se acciona brevemente el sistema actuador de rueda de reacción.

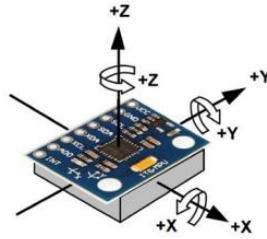


Figura 10. Módulo IMU con sus ejes principales.

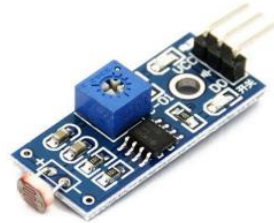


Figura 11. Módulo LDR con convertor análogo a digital.

Como actuador el sistema cuenta con una rueda de reacción que está compuesta por un disco de aluminio AW2017A con un diámetro de 65 mm, impulsado por un motor de corriente continua modelo RF-310T (Figura 12). El sistema de ajuste de velocidad se realiza a través de un puente H modelo L293D, este módulo recibe la señal digital de velocidad generada por el algoritmo de control en la Raspberry Pi. De esta forma el puente H ajusta el voltaje de alimentación recibido por las baterías de 7.4V a los valores proporcionales según la señal recibida. El código de control en lenguaje de Arduino se encuentra en el anexo 1.

En síntesis, la función de la rueda de reacción es aplicar un momento de rotación alrededor del eje Z hasta alcanzar el ángulo deseado, de acuerdo con la medición de error que detecta la unidad IMU.

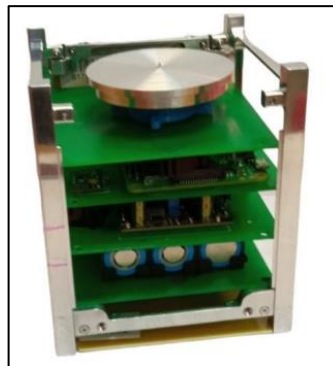


Figura 12: Vista lateral del CubeSat con la rueda de reacción arriba.

3.2 Requisitos y limitaciones

El objetivo es desarrollar un banco de pruebas a bajo costo, que permita al menos una rotación y una traslación sobre el plano XY, para CubeSat de 1 a 3U, una capacidad de carga máxima de 6 [kg], y con una geometría que no genere grandes perturbaciones de torque ni inercias a fin de evaluar el rendimiento de los sistemas ADCS con condiciones cercanas a las que se tiene en la órbita terrestre.

Respecto a si se utilizara una serie de orificios o material poroso para la restricción de aire del rodamiento se presenta el análisis comparativo de cual es más apropiado para el banco de pruebas a realizar.

En los sistemas de Orificios el aire presurizado se suministra a través de un pequeño número de orificios de tamaño preciso. Estos orificios están estratégicamente colocados para distribuir el aire lo más uniformemente posible.

Ventajas:

- Simplicidad en el diseño y la fabricación.
- Posibilidad de ajustar rápidamente los parámetros de tamaño y ubicación de los orificios.
- Menor costo inicial comparado con los materiales porosos.

Desventajas:

- Vulnerabilidad a fallos por daños en los orificios o surcos de distribución, lo que puede causar la pérdida de presión y el colapso del rodamiento.
- Mayor susceptibilidad al efecto de martilleo neumático, que puede llevar a comportamientos resonantes y fallos del rodamiento.
- Limitaciones en la capacidad de precarga debido a la menor capacidad de levantamiento inicial.

En los sistemas de Material Poroso el aire se suministra a través de toda la superficie, utilizando materiales porosos que controlan y restringen el flujo de aire de manera uniforme. Estos materiales tienen millones de agujeros submicrónicos que permiten una distribución uniforme del aire.

Ventajas:

- Mayor uniformidad en la presión del aire a lo largo de toda la superficie de rodamiento.
- Mayor resistencia al desgaste y a los daños, ya que el aire sigue fluyendo incluso si algunas áreas se obstruyen o dañan.
- Mejor capacidad para mitigar el efecto de martilleo neumático, proporcionando una presión de aire uniforme y estable.
- Mayor capacidad de precarga y estabilidad en el momento de inclinación debido a la presión continua en toda la superficie.

Desventajas:

- Mayor complejidad y costo de fabricación debido a la necesidad de materiales especializados como el grafito.
- Menor flexibilidad en el ajuste de parámetros de diseño debido a las limitaciones de diámetro de los materiales porosos.
- Requiere una inversión inicial más alta y mayor tiempo de desarrollo.

En síntesis, considerando las limitaciones de tiempo y costo asociadas al desarrollo de una plataforma mediante materiales porosos, se prefiere optar por un desarrollo a través de orificios canalizados. Esta decisión se justifica en la simplicidad del desarrollo y la capacidad de ajustar rápidamente los parámetros de tamaño y ubicación de los orificios.

Por otro lado, aunque los rodamientos de material poroso ofrecen ventajas significativas en términos de distribución de aire y resistencia a fallos, la mayor complejidad de fabricación debido a que la geometría del banco de pruebas tomara varios procesos de rediseño se necesitaría una gran cantidad de material y tiempo mecanizando las formas con materiales porosos, además de una mayor complejidad en las simulaciones de flujo mediante CFD. Lo anterior hace que los rodamientos de orificios sea la opción más práctica para el desarrollo de este banco de pruebas.

Ahora pasando al apartado de las dimensiones de CubeSat (Figura 13) se identifica que la base en cuestión deberá tener las siguientes características geométricas: Considerando soportes que sostengan el CubeSat desde los pilares que poseen 100 mm de distancia entre sus extremos, la base al menos deberá poder contener esto por lo que se establece que debe poseer 145 mm de diámetro (considerando la diagonal formada), además se debe considerar la adecuada resistencia de los soportes, considerando que estos sean reforzados con nervios por lo que se calculan 165 ± 1 mm de diámetro para la base circular.

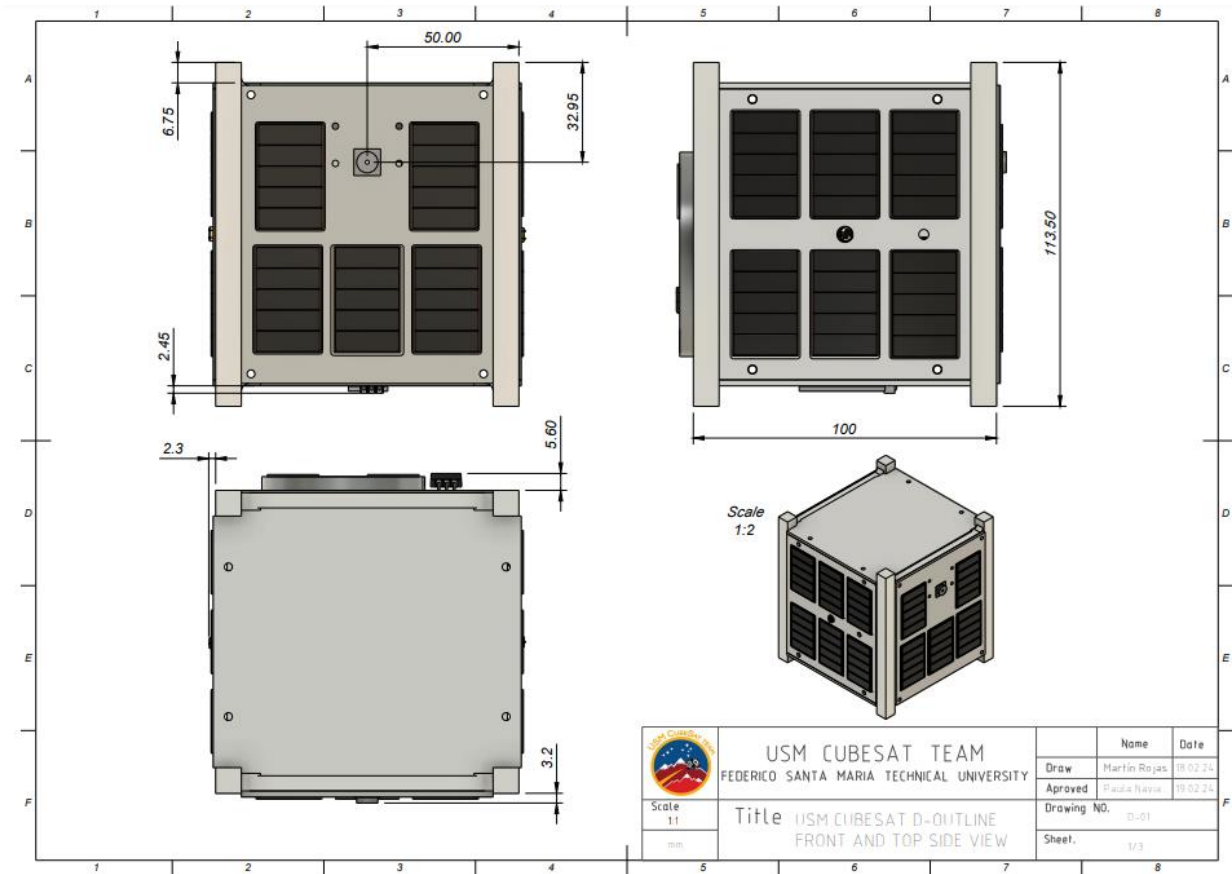


Figura 13. Plano de dimensiones externas principales del CubeSat USM [18].

Otros requerimientos para los procesos de evaluación y calibración del banco de pruebas son los siguientes:

1. Sistemas de Medición:

- Sensores de Posición: Integrar giroscopios en la base para medir la rotación y traslación en el plano XY con alta precisión. Además de medir el nivel de vibraciones o perturbaciones en general para contrastar la información con el sensor a bordo del cubo.

2. Calibración:

- Procedimientos de Calibración: Establecer procedimientos claros para calibrar la base y ajustar el sistema de distribución de aire, poseer un caudal/presión ajustable en función de la rigidez /peso requerido en particular, además de poder cambiar de formatos de CubeSat de forma simple.
- Herramientas de Calibración: Poseer un montaje para herramientas precisas de medición como reloj comparador, niveles e indicador de prueba horizontal, para asegurar que el CubeSat esté correctamente posicionado y balanceado.

3. Facilidad de Uso:

- Usuario: Desarrollar un control intuitivo para usar y monitorear el banco de pruebas.
- Manual de Usuario: Proveer un manual detallado con instrucciones de operación, calibración y mantenimiento del sistema.

Por otro lado, el equipo de CubeSat USM cuenta con procesos estandarizados para la realización de pruebas de funcionamiento del sistema ADCS, presentes en el CDR del prototipo realizado [18].

Procedimiento detección de luz: El sistema de detección de luz del CubeSat será expuesto a diferentes niveles de luz en un entorno controlado. La prueba implicará cambiar la intensidad y dirección de las fuentes de luz mientras se monitorea la respuesta del sistema de detección de luz. El CubeSat se colocará en diferentes orientaciones con respecto a la fuente de luz para evaluar la sensibilidad y precisión del sistema.

Criterios de Aceptación: El sistema de detección de luz debe detectar con precisión los cambios en la intensidad y dirección de la luz según lo esperado. Debe ser capaz de distinguir entre diferentes niveles de luz y orientaciones, proporcionando datos confiables para propósitos de orientación y navegación. El sistema debe demostrar consistencia y repetibilidad en sus mediciones a lo largo de múltiples ejecuciones de prueba.

Procedimiento mediciones IMU: La Unidad de Medición Inercial (IMU) del CubeSat será sometida a rotaciones controladas en los tres ejes para verificar su capacidad de medir con precisión

la orientación espacial. El IMU se colocará en diferentes orientaciones con respecto a un marco de referencia, y su salida se comparará con ángulos de referencia conocidos para evaluar su precisión.

Criterios de Aceptación: El IMU debe medir con precisión la orientación espacial dentro de un margen de error aceptable. Los ángulos medidos deben coincidir estrechamente con los ángulos de referencia conocidos para cada orientación, demostrando la capacidad del IMU para proporcionar datos confiables de orientación para el control de actitud y navegación.

Procedimiento Prueba de motor: El motor de corriente continua (CC) del CubeSat se someterá a dos pruebas:

Prueba Preliminar: Las capacidades de torque y apuntamiento del motor se probarán usando una base giratoria a través de un rodamiento. Se ordenará al motor que gire a diferentes ángulos, y se evaluará su capacidad para apuntar con precisión al ángulo deseado.

Prueba Simplificada: El CubeSat será suspendido por cuerdas, simulando su orientación en el espacio. Luego se ordenará al motor que apunte a un ángulo específico, y se evaluará su rendimiento para mantener ese ángulo contra las fuerzas gravitacionales.

Criterios de Aceptación: En ambas pruebas, el motor de CC debe apuntar con precisión al ángulo deseado dentro de un margen de error aceptable. Debe demostrar suficiente torque para superar fuerzas externas y mantener su posición contra los efectos gravitacionales. Además, no debe haber ruido o vibración anormal durante la operación del motor.

De esta forma el banco de pruebas debe minimizar la interferencia en los sensores de medición de luz, teniendo un rango de visión amplio en las zonas laterales. Además, debe poseer una base que permita la medición de ángulos de forma graduada a fin de asegurar la repetibilidad en las mediciones del IMU. Finalmente, se destaca la relevancia de la prueba de motor, en la cual el banco de pruebas deberá sustituir a los métodos tradicionales de base giratoria con rodamientos, reduciendo así la fricción. Además, deberá presentar menos perturbaciones que el método de suspensión en cuerda, el cual enfrenta varias dificultades. Entre estas dificultades se encuentran la sujeción no uniforme y, principalmente, los efectos del enrollamiento de la cuerda, que generan torques indeseados y limitan la cantidad de vueltas libres que el sistema puede realizar.

3.3 Diseño del banco de pruebas

Existen 2 opciones principales para la confección de la base, de acuerdo con las necesidades presentadas.

1. Una base plana, de geometría circular, al no tener limitaciones de altura permitiría operar CubeSat de 1U a 3U, pero solo con movimiento rotacional sobre el plano XY.

2. Una base de semiesfera que sostiene a través de la película de aire a una bola con el CubeSat en su interior, acá las limitaciones serían de tamaño dado a que para un CubeSat de 1 U se necesitaría un diámetro diferente que con un CubeSat de 3 U por tanto se requeriría un adaptador o base para cada tipo de formato de CubeSat. La ventaja es la posibilidad de tener movimiento rotacional en los 3 ejes.

Actualmente el equipo de CubeSat solo posee un CubeSat de 1U que solo puede realizar rotaciones sobre el plano XY, objetivos de cara a futuros desarrollos plantean CubeSat de 3U, sin embargo, aún está en etapa de estudio.

Aunque ambas opciones pueden satisfacer parcialmente los requisitos el diseño esférico presenta mayores complejidades, dado a que no podría adaptarse de forma sencilla a los diversos tamaños de CubeSat lo que implica diseñar y fabricar adaptadores o bases específicas para cada formato, lo que añade complejidad y costos al sistema. También posee mayor inercia debido a la mayor cantidad de masa que aportara al sistema lo que también afecta al rendimiento a medida que se utilizan tamaños más grandes.

De esta forma el diseño plano es mecánicamente más sencillo de construir y ensamblar, lo que reduce el tiempo y los recursos necesarios para su manufactura. Además, al tener una estructura más ligera, la inercia es menor en comparación con un diseño esférico y puede ser adaptado sin requerir cambios significativos en su configuración para un CubeSat de 3U.

En las Figura 14, Figura 15, y Figura 16 se presentan las piezas luego ensambladas visto en la Figura 17. Correspondiente a los diseños básicos para el banco de pruebas plano cuenta con 106 orificios distribuidos de forma radial de 3 [mm] de diámetro. Mientras que en la Figura 18, Figura 19 y Figura 20 se presentan los diseños para el banco de pruebas esférico, con 192 orificios de canal recto distribuidos sobre la superficie en un patrón personalizado similar a uno radial.

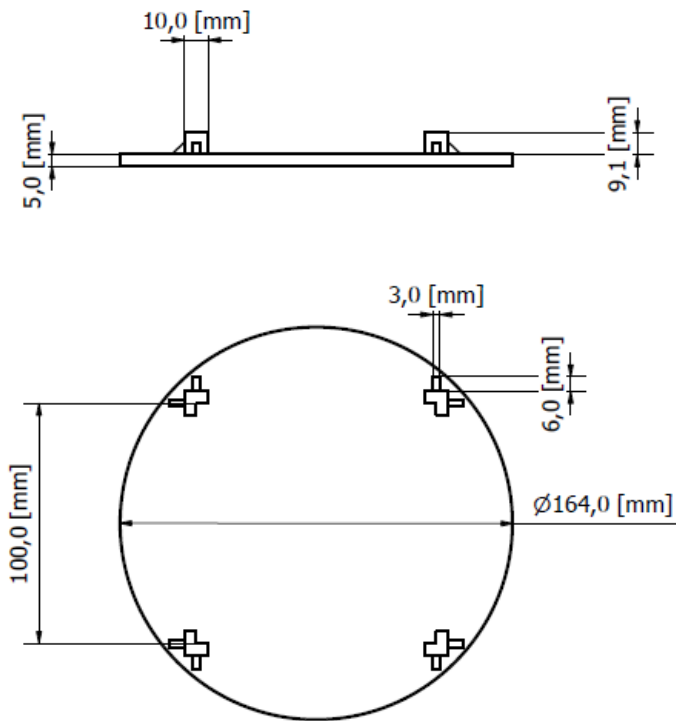


Figura 14. Base para apoyar el CubeSat en el banco de pruebas plano

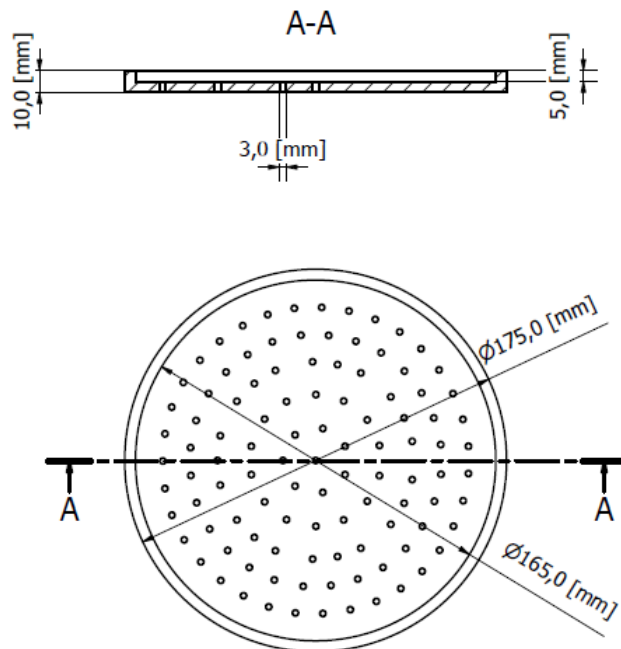


Figura 15. Pieza de distribución por orificios del banco de pruebas plano.

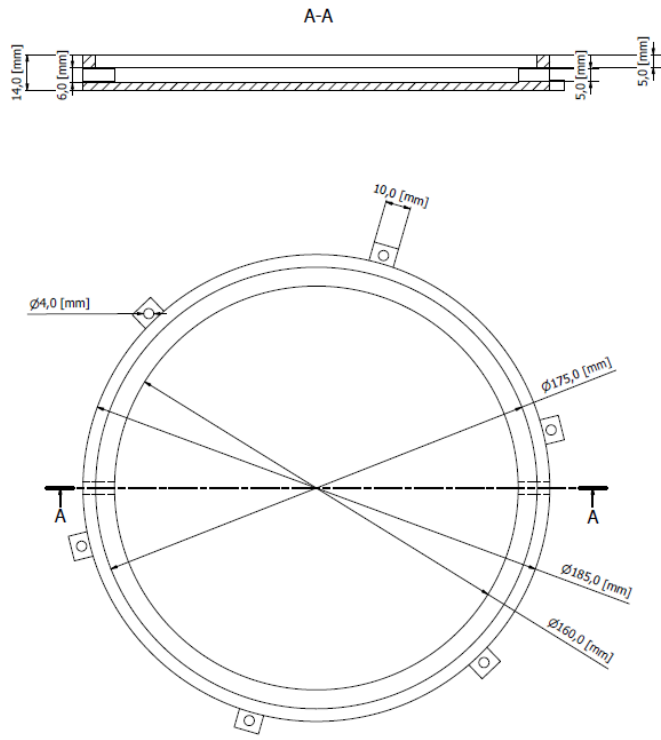


Figura 16. Pieza de entrada de aire del banco de pruebas plano y esférico.

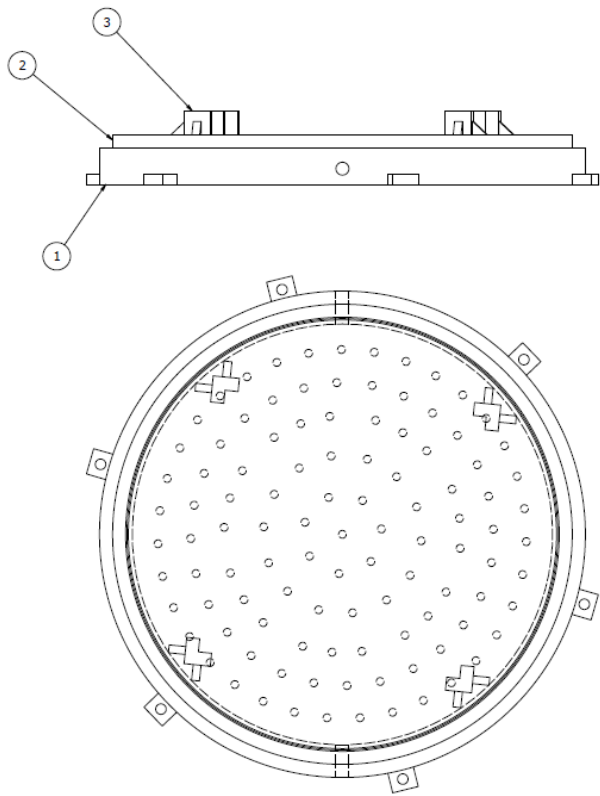


Figura 17. Ensamblaje preliminar banco de pruebas plano.

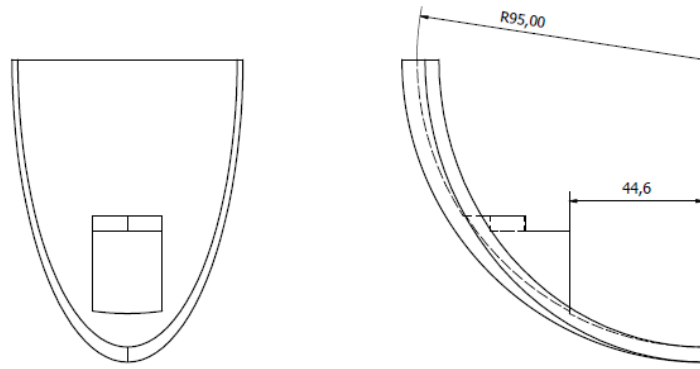


Figura 18. Diseño de pieza principal para sostener el CubeSat en base esférica

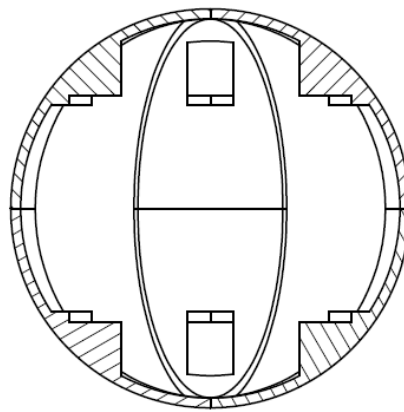


Figura 19. Diseño para sostener el CubeSat en base esférica vista de ensamble.

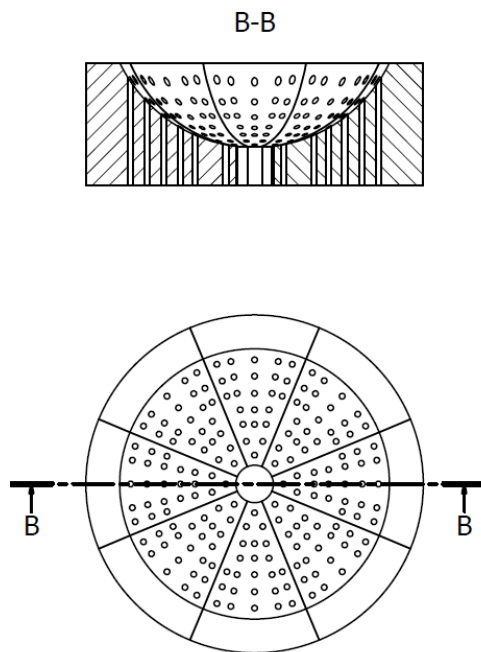


Figura 20. Base de semiesfera para la distribución de película de aire.

3.4 Primera iteración del banco de pruebas

Con las primeras impresiones para la base plana, se ha identificado la necesidad de mejorar el acabado superficial mediante un lijado suave. Este proceso eliminará las imperfecciones típicas de la impresión 3D, como las líneas de capa visibles, proporcionando una superficie más uniforme y profesional, también la mayoría de los orificios necesitan ser repasados para eliminar plástico entremedio de los conductos.

Además, para asegurar que las piezas impresas se mantengan correctamente ensambladas y funcionales, es necesario emplear algún tipo de fijación en la base y también algún pegamento para las uniones y evitar que el aire tenga fugas. Esto garantizará que el banco de pruebas mantenga su integridad estructural durante su uso.

En cuanto al patrón de impresión, se ha observado que no existen diferencias significativas en términos de resistencia o acabado entre las piezas impresas con un patrón en línea y aquellas impresas con un patrón cúbico. Por lo que no es relevante a la hora de diseñar estas piezas en particular.

Aunque la segmentación de algunas partes es necesaria debido a las limitaciones de tamaño de la impresora, las dimensiones máximas de impresión de 200 x 200 mm de la Ender 3V2 han tenido un resultado mejor que el pensado en primera instancia, siendo suficientes para realizar las piezas de la base plana de 1U en pocas piezas. Esto ha permitido simplificar el proceso de ensamblaje y mejorar la integridad de la estructura final.

Respecto a las restricciones de inercia y masa de las piezas, la base con la que se espera sostener al CubeSat aportará un estimado de 117 gramos, y con una inercia de 400 [kg mm²] se evalúa a continuación si este valor está dentro de los límites de perturbaciones esperada.

De acuerdo con el análisis físico de Inventor presente en la tabla 2 considerando un CubeSat de peso de 1,986 kg junto a la base de 0,117 kg. Se evidencia que existe aumento considerable alrededor del eje vertical de la inercia correspondiente a un 12% más aportado por la base de PLA.

Esto se traduce en que el trabajo requerido por la rueda de reacción sea mayor al que tendría en condiciones del espacio, no obstante, comparado con las alternativas comerciales en donde la serie A-653 con diámetro de 100 mm, masa de 1,025 [kg] se tiene una inercia sin carga de 580 [kg mm²] por lo que los valores obtenidos presentan una mejor alternativa que los bancos de prueba esféricos comerciales, y justifica la decisión de utilizar una base plana.

Una forma de reducir la inercia es considerar una placa más delgada con solo 2 mm de espesor lo que se traduciría en que la masa descendería a 0,06 kg y la inercia a 213[kg mm²]. De esta forma el porcentaje de variación bajaría a 6,5% lo que puede ser más aceptable dentro de las limitaciones físicas.

Criterio	CubeSat	CubeSat + Base	Delta inercia	Var. %
Masa [kg]	1,986	2,102	0,116	5,84
Ixx [kg mm ²]	11117,869	11317,832	199,963	1,80
Iyy [kg mm ²]	3310,417	3708,418	397,993	12,02
Izz [kg mm ²]	11117,869	11317,848	199,979	1,80

Tabla (2) Calculo de aporte en los momentos masicos de inercia en el banco de pruebas plano.

Por otro lado, la impresión 3D con PLA utilizando la Ender 3V2 ofrece una solución práctica para la fabricación del banco de pruebas, combinando facilidad de uso, costo accesible y la capacidad de realizar ajustes posteriores para mejorar el acabado de las piezas. Se presenta las impresiones realizadas en la Figura 21. Impresiones 3D diseño preliminar base Plana., se destaca que debido al proceso de impresión se presentan algunas líneas de trabajo rectas en las curvas, lo que hace necesario lijar la superficie para refinar los bordes y asegurar un acople adecuado entre las piezas.



Figura 21. Impresiones 3D diseño preliminar base Plana.

Aplicando la ecuación de fuerza, si se considera un delta de presión de 800.000 [Pa] (8 [bar]) y el área total considerando los 106 orificios es 0,000749*[m²], se tiene una fuerza aplicada de 599[N] lo que se traduce en una capacidad de carga cercana a los 60 [kg], sin embargo es necesario considerar las pérdidas de carga debido a la fricción y condiciones de la formación de película de aire, por lo que

la capacidad real debe verificarse de forma experimental y ajustar la presión/caudal del flujo de aire suministrado.

Respecto al comportamiento del flujo se ha observado que la entrada de aire por un costado ocasiona una distribución no uniforme del caudal y un alto nivel de vibraciones por la turbulencia generada dentro del compartimento interior del sistema.

Para abordar estos problemas, se propone mejorar la distribución del aire mediante una conexión de entrada en el centro de la base desde abajo, con el fin de generar una dispersión radial, con un flujo más equilibrado y uniforme del aire. Además de la incorporar una pieza de distribución que reparta la entrada de aire en las 4 direcciones del plano como se presenta en la Figura 22.

Finalmente, se aumentará el tamaño de la sección interna, lo que permitirá un mayor volumen a fin de que el flujo pueda desarrollarse completamente y cubrir todas las salidas de aire de forma con una velocidad uniforme.

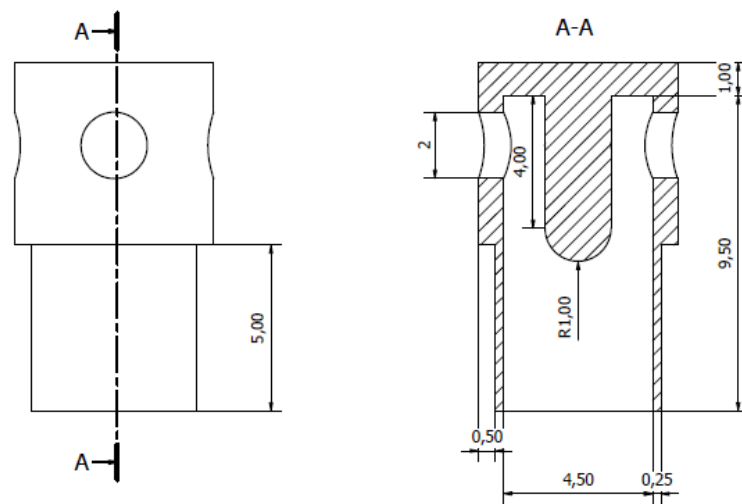


Figura 22. Boceto de pieza de distribución.

4. Modelado CAD

A continuación, se presentan los diagramas de las piezas realizadas utilizando el software Autodesk Inventor, en la Figura 23, Figura 24 y la vista isométrica en la Figura 25.

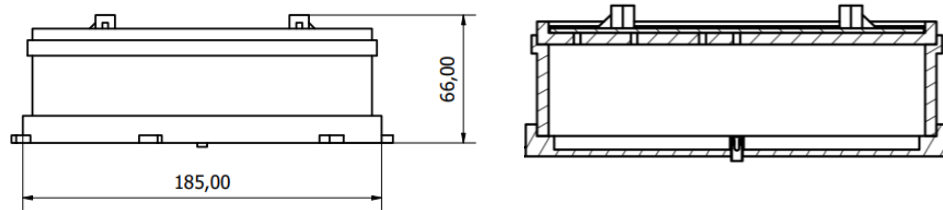


Figura 23. Vista Lateral y vista en corte lateral de la base de pruebas

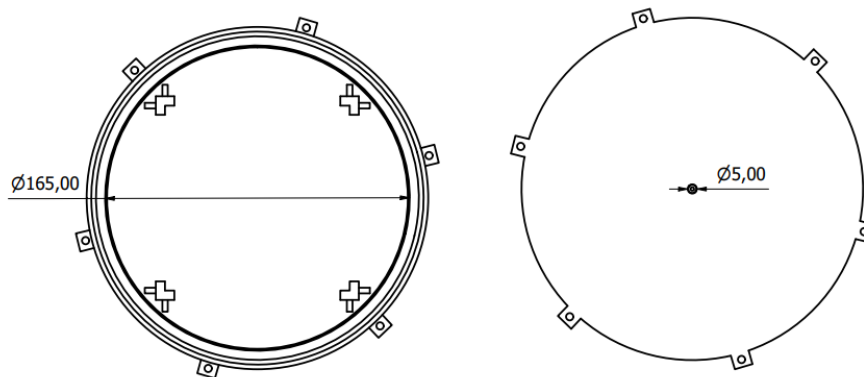


Figura 24. Vista superior e inferior de la plataforma de pruebas.

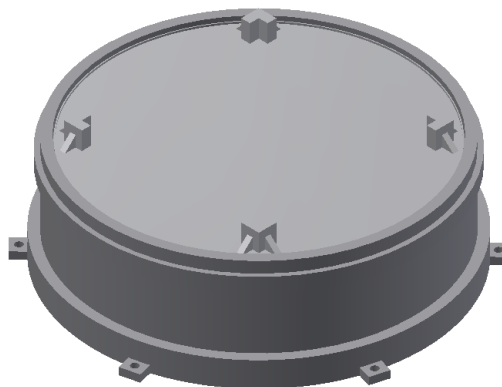


Figura 25. Vista Isométrica del modelo de la base de pruebas

5. Simulación CFD

De acuerdo con pruebas preliminares las piezas más críticas son la base de la entrada del aire y las de distribución (A Y B), las simulaciones se realizaron mediante Autodesk CFD 2024 con los siguientes parámetros:

- Condiciones de borde entrada: caudal de 45 [L/min], presión relativa 8 [bar]
- Condiciones iniciales en orificios de salida: Presión atmosférica.
- Temperatura del aire: 25 °C
- Fluido: aire
- Sólidos de material: plástico ABS
- Modelo de solución estacionario, 100 iteraciones, fluido compresible.

Continuando con el proceso de prototipado preliminar, se realizó un modelo en Autodesk CFD que reveló que la distribución de aire en la pieza que se tenía prevista inicialmente posee alta turbulencia y distribución dispareja del flujo/ película de aire en los conductos, frente a esto en primera instancia se buscara refinar las condiciones del modelo del programa con especial foco en las condiciones de contorno y las condiciones iniciales del modelo, así como una refinación más óptima de la malla en los puntos de interés. En segundo lugar, se reevaluará la pieza y se buscaran modificaciones geométricas que permitan mejores condiciones de flujo al interior de la pieza del banco de pruebas.

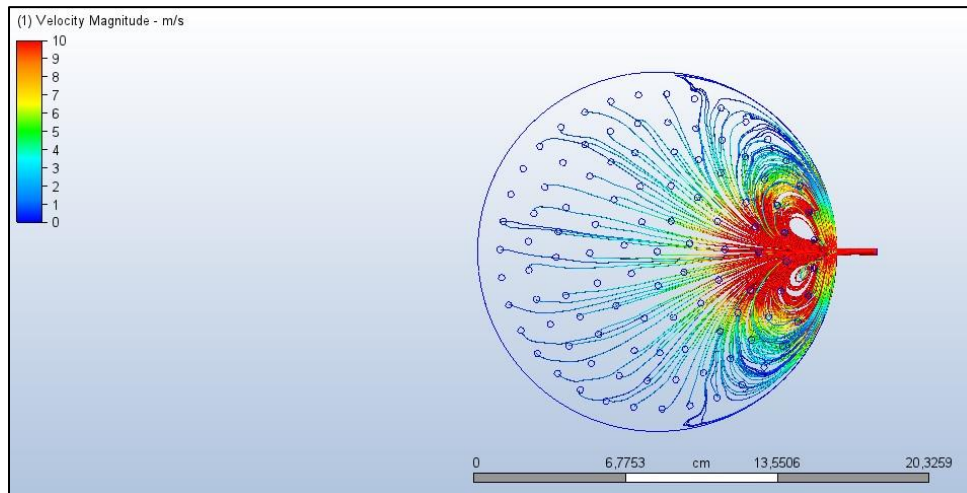


Figura 26 “Vista superior de las trazas de aire y su magnitud de velocidad con entrada por costado”

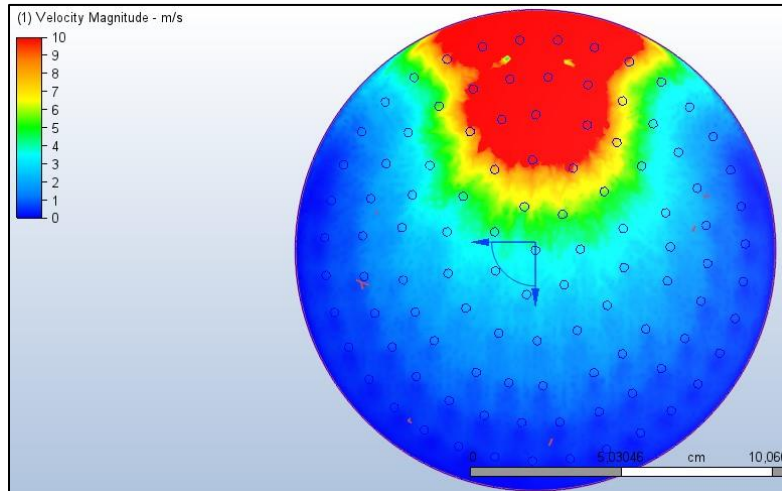


Figura 27 “Mapa de color de distribución de la velocidad absoluta, entrada por costado”

En la Figura 26 se puede apreciar las líneas de flujo con la aparición de vórtices a los costados de la entrada de aire, a su vez debido al ingreso por el costado la distribución de la velocidad vista en Figura 27 demuestra una distribución no uniforme con alta velocidad en las inmediaciones de la entrada de aire. Para evaluar el efecto de una entrada más uniforme se realiza simulación con la entrada a través de 4 orificios situados a los costados de forma perpendicular. En la Figura 28, se aprecia la vista isométrica de las líneas del flujo pudiendo evidenciarse la generación de un vórtice a lo largo del plano vertical.

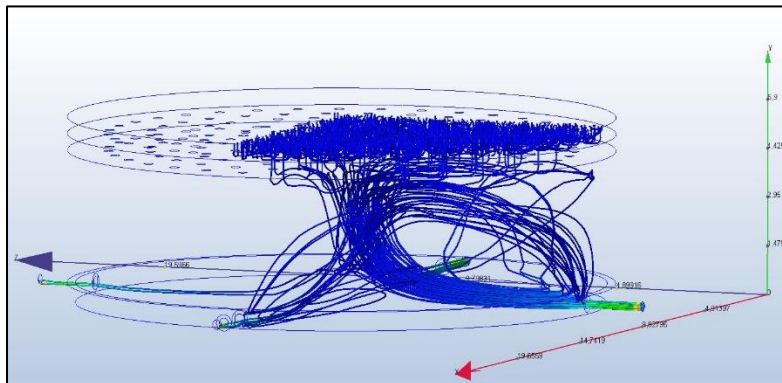


Figura 28 “Vista isométrica de las trazas de flujo entrada por costado”

De esta forma, los resultados de la simulación en las primeras versiones realizadas demostraron que existía un mal flujo de entrada y una distribución no uniforme en la velocidad de salida del aire, debido a esto se propuso la solución mediante la pieza de distribución, y se volvieron a realizar las simulaciones obteniendo los siguientes resultados.

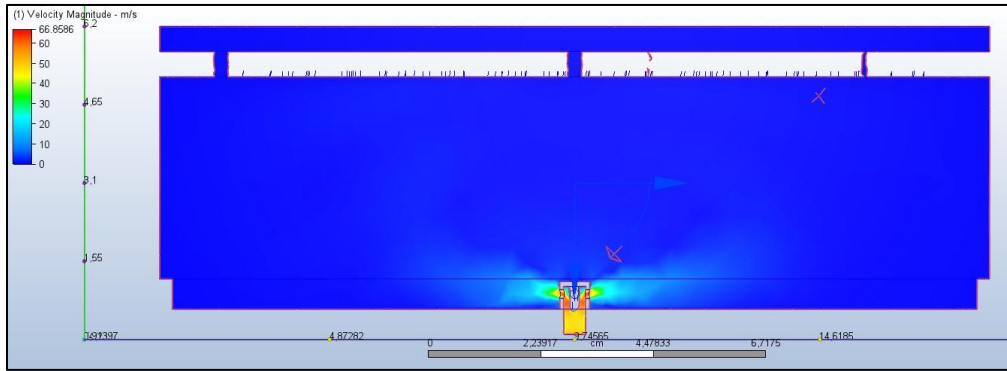


Figura 29 “magnitud de velocidad absoluta vista de corte central, entrada con distribuidor”

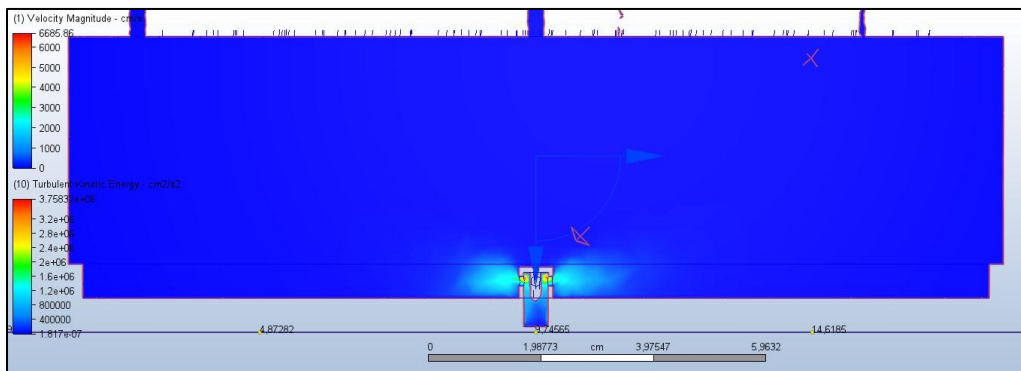


Figura 30 “energía cinética turbulenta, vista de corte central entrada con distribuidor”

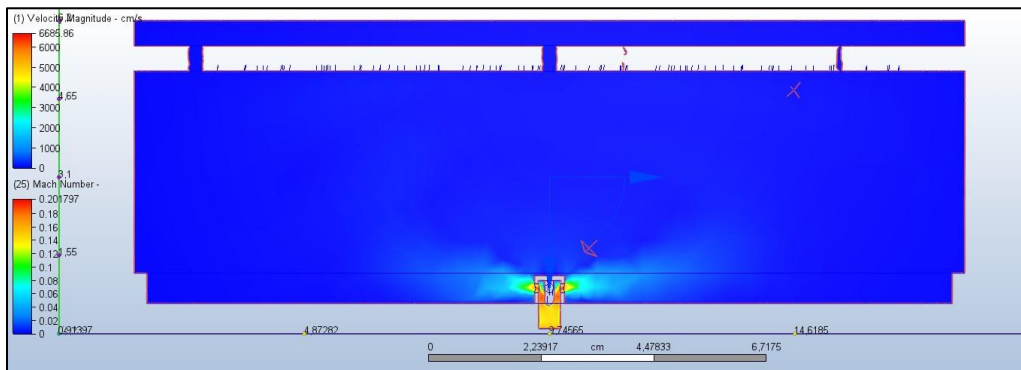


Figura 31 “N mach, vista de corte central, entrada con distribuidor ”

La Figura 29 incorpora la vista de corte con la velocidad a la entrada de la pieza para distribución de aire, se aprecia que la salida es más consistente, además la Figura 30 indica que no existe gran pérdida de energía asociada a vórtices. Mientras que en la Figura 31 se aprecia que el N° de mach es bajo con un máximo de 0,2 en la entrada de aire, por lo que el fluido se comporta como un flujo incompresible y los efectos de compresibilidad pueden despreciarse, de todas formas, se asume la

condición de fluido compresible para la generación de la simulación con el fin de no limitar los resultados obtenidos.

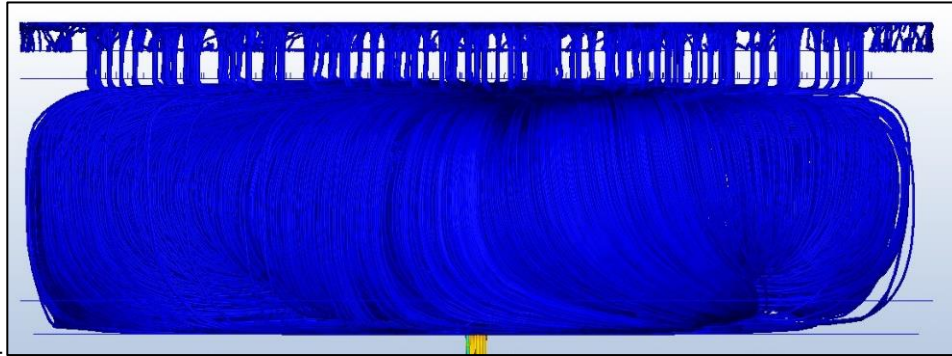


Figura 32 Vista lateral de las trazas de flujo, entrada con distribuidor

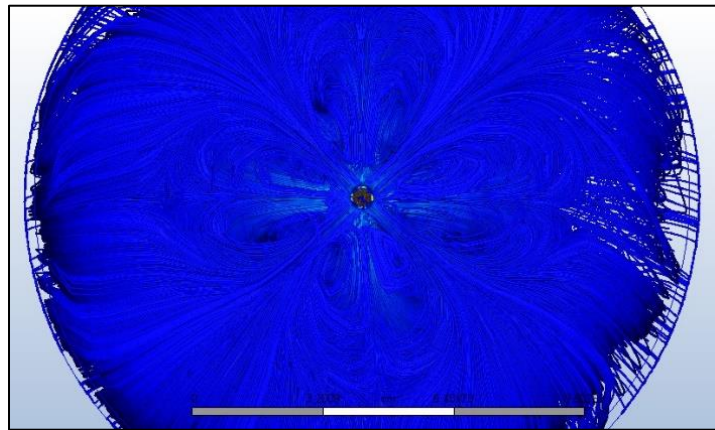


Figura 33 Vista inferior de las trazas de flujo, entrada con distribuidor

En la Figura 32 y Figura 33 es posible todavía observar algunas líneas que indican vórtices en las salidas del distribuidor sin embargo la distribución de velocidad es más uniforme a largo de la cámara interna de la base. De esta forma, los resultados obtenidos en las simulaciones muestran una mejora significativa en la distribución del flujo de aire con la pieza de distribución al mitigar los vórtices principales observados previamente, logrando una menor pérdida de energía asociada a turbulencias y una mejor regulación del flujo en las salidas. Además, en flujos de baja velocidad y número de Mach bajo, es posible que las simulaciones puedan amplificar los efectos de vorticidad debido a limitaciones en la resolución de la malla (escala) y limitaciones en los modelos de turbulencia numérico utilizado. [21] Por tanto, se debe realizar prueba física para validar las condiciones reales del flujo y confirmar las condiciones reales del flujo.

6. Prototipado

El prototipado final arrojó la siguiente configuración del banco de pruebas Figura 34, con esto se decidió situar los componentes en una base rectangular de 270 x 190 [mm], la base cuenta con un agujero en el centro y al costado de 15 [mm] para que pase a través las conexiones neumáticas. A su vez, se debe instalar un sensor IMU en la base y un indicador de prueba horizontal, que será sostenido por un atril ajustable instalado al costado de la base.

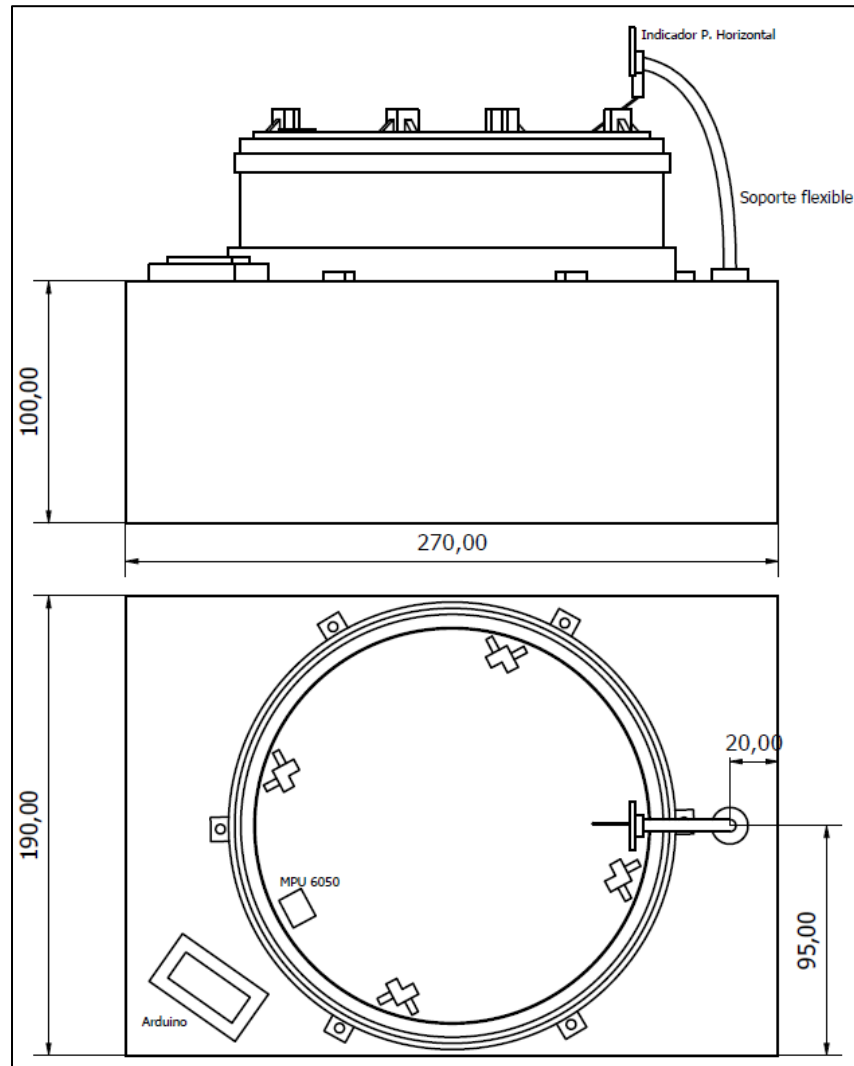


Figura 34. CAD 3D del prototipo armado

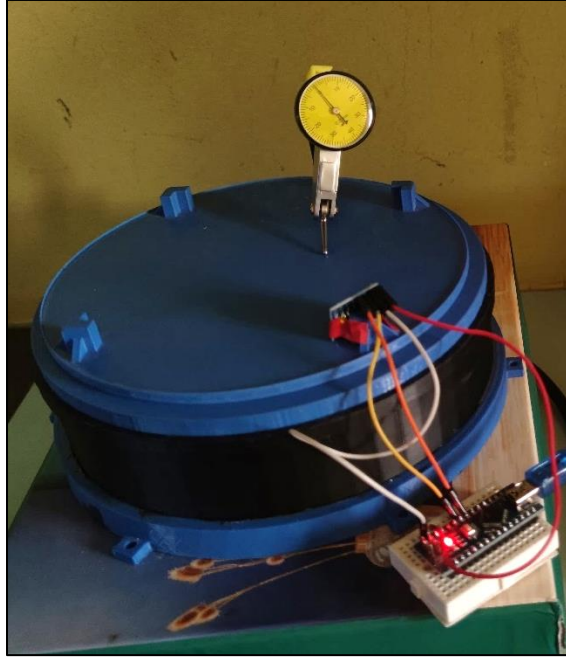


Figura 35. Prototipo del banco de pruebas armado



Figura 36. Vista superior del prototipo

Para la medición de la presión suministrada se utiliza directamente el manómetro instalado en el compresor, que posee las siguientes características vistas en Figura 37.



Figura 37. Ficha Compresor

Para realizar mediciones acerca del rendimiento del banco de pruebas se instaló los siguientes sensores: IMU de 6 ejes MPU6050, para la toma de datos se espera el siguiente esquema de funcionamiento:

1. Inicio:

- Configurar la velocidad del puerto serie a 57600 baudios.
- Configurar variables para lectura de datos del sensor.

2. Inicialización del sistema:

- Iniciar la comunicación I2C.
- Inicializar el sensor MPU6050.

3. Bucle principal:

- Leer las aceleraciones (a_x , a_y , a_z) y velocidades angulares (g_x , g_y , g_z) desde el sensor MPU6050 (opcional).

4. Exportar datos al puerto serie:

- Enviar los datos en formato separado por comas.
- Guardar los datos medidos en una nueva línea del archivo CSV.

5. Esperar un tiempo (delay):

- Pausar por 1000 ms para controlar la frecuencia de muestreo.

6. Repetir bucle:

- Regresar al paso 4 para continuar monitoreando y registrando datos.

El código completo se encuentra en el Anexo 2, siendo una modificación del código de ejemplo de la librería MPU6050.h para visualizar los máximos valores medidos para los ejes de aceleración (y rotación en caso de requerirse).

Para el caso del indicador de prueba horizontal este cuenta con una resolución de 0.01 [mm] y los valores de visualización se encuentran en micrómetros, por tanto, se considerará un error de 5 micrómetro (0.005 [mm]) para efectos de la toma de valores, el indicador usado se presenta en la Figura 38.



Figura 38. Indicador de prueba horizontal, 0,01[mm].

7. Resultados

El compresor suministro una presión inicial de 8 [bar] descendiendo gradualmente hasta los 4 [bar] a medida que el estanque se vaciaba, esta prueba se desarrolló en promedio entre 20 y 30 segundos con el 60% de apertura de la válvula de control de flujo del compresor.

Para la primera prueba se realiza una medición solo con la base de soporte de 0,117 [kg] y Se sitúa el indicador de prueba horizontal procurando dejar el contacto con la base y ajuste del indicador en cero, al realizar la apertura del suministro de aire el indicador registro un máximo de $37 \pm 5 \mu\text{m}$.



Figura 39. Manómetro del compresor cargado.

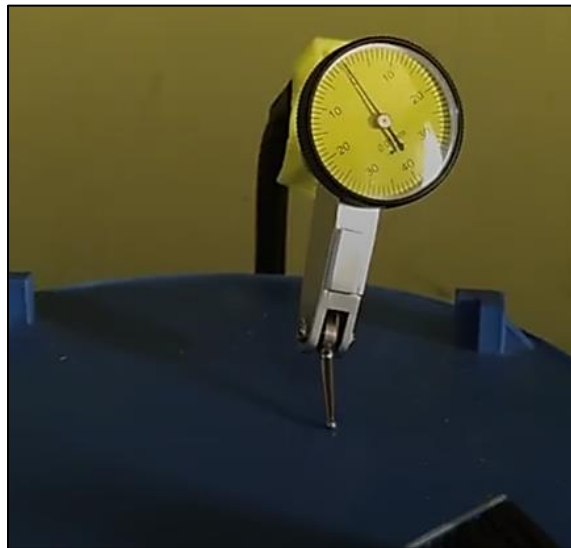


Figura 40. Medición indicador de prueba en cero.



Figura 41. Medición altura sin carga (0,117[kg]) 37 micrómetros.

En relación con las mediciones obtenidas del sensor IMU, se lleva a cabo una medición inicial con el sensor colocado sobre una base estable y se registra la gráfica correspondiente vista en la Figura 42. En esta medición durante reposo, el "value1" representa la aceleración vertical registrada, la cual se establece en un valor de $-9.6 \text{ [m/s}^2\text{]}$, que corresponde a la aceleración debida al efecto de la gravedad (la constante gravitacional). Por otro lado, "value2" y "value3" reflejan las aceleraciones detectadas en el plano horizontal, es decir, las aceleraciones a lo largo de los ejes X e Y.

Durante la prueba, la placa que sostiene el sensor se eleva ligeramente y se desplaza hacia los costados, generando variaciones en las mediciones. Los valores máximos y mínimos registrados en el eje vertical (valor de "value1") oscilan entre $-8.66 \text{ [m/s}^2\text{]}$ y $-10.6 \text{ [m/s}^2\text{]}$, lo que indica una variación de aproximadamente $1 \text{ [m/s}^2\text{]}$ respecto al valor esperado de la gravedad. En cuanto a los valores de medición en el plano horizontal (representados por "value2" y "value3"), las fluctuaciones registradas son de entre $0.5 \text{ [m/s}^2\text{]}$ y $1 \text{ [m/s}^2\text{]}$, siendo este el rango máximo registrado.

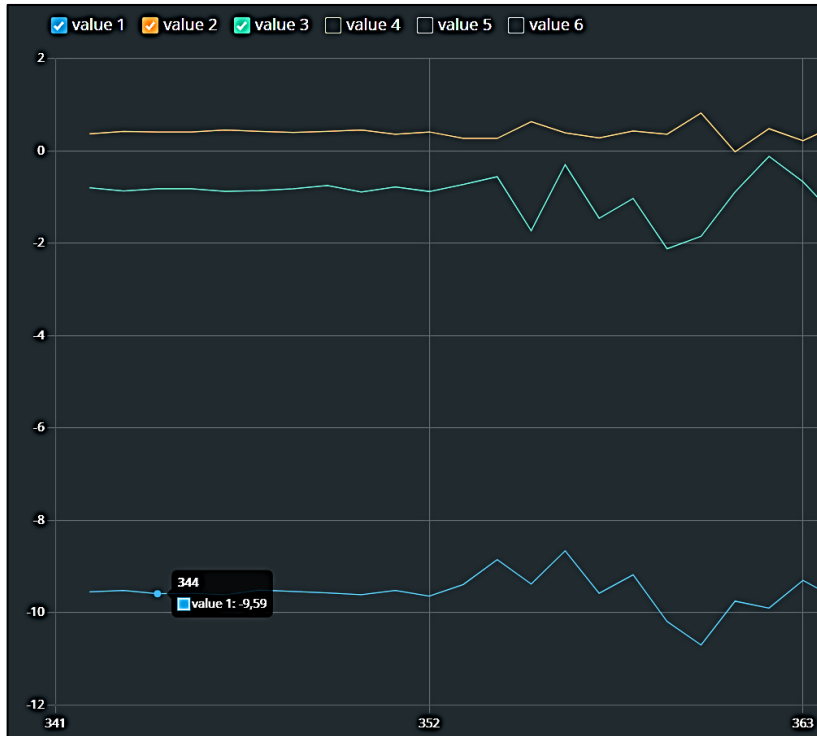


Figura 42. Mediciones IMU, prueba solo base 0,117 [kg]

Se repite las pruebas agregando una masa de 1.041 ± 0.005 [kg] vista en la figura, por lo que la carga total es de 1,158 [kg] considerando la base. Para esta carga la elevación registrada por el indicador de prueba oscila en torno a 25 ± 5 [μm] que permite el desplazamiento de la base sin roce considerable (Figura 45).



Figura 43. Masa de prueba



Figura 44. Indicador antes de la prueba.



Figura 45. Medición altura máxima a carga de 1,041[kg].

Se realiza la prueba utilizando el Cubesat que posee una masa de $0,668 \pm 0.005$ [kg], teniendo así una carga total de $0,785$ [kg] sobre el sistema (Figura 46). La elevación registrada por el indicador de prueba horizontal en este caso fue de 28 ± 5 [μm] como se aprecia en la Figura 47. Figura 47.



Figura 46. Configuración prueba estática Cubesat.

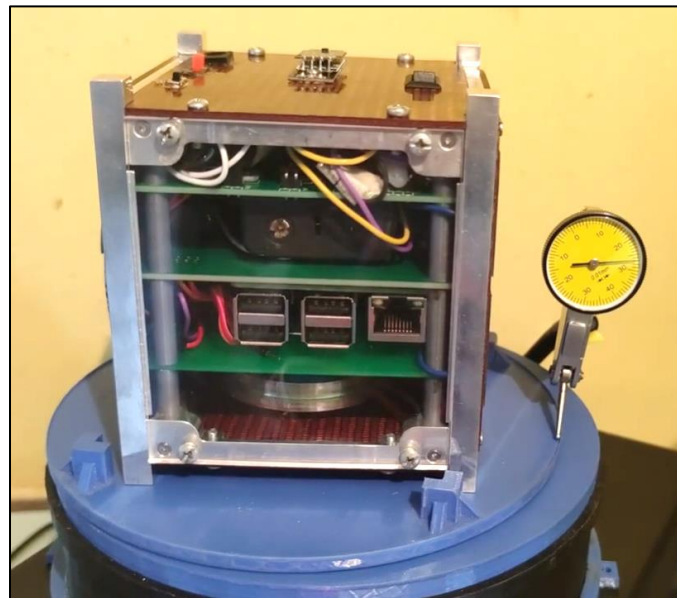


Figura 47. Máxima elevación prueba estática Cubesat.

Para esta configuración los valores peak máximos registrados son -8.5 y -11.6 [m/s^2], por lo que se establece que las aceleraciones están dentro de 1 [m/s^2] como se ve en la Figura 48.

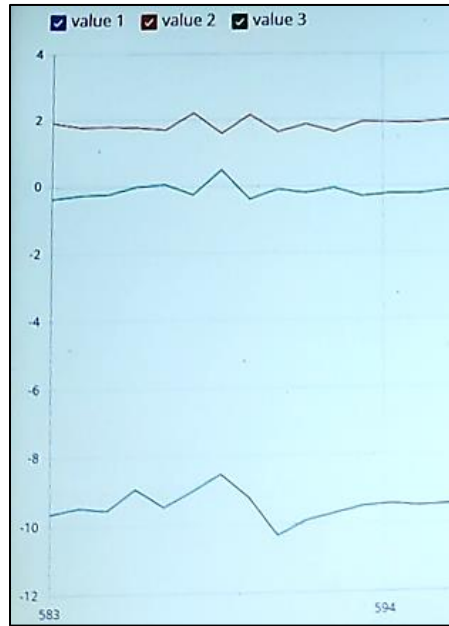


Figura 48. Aceleraciones registradas en prueba estática con Cubesat.

Durante la realización de las pruebas del sistema ADCS, el CubeSat no pudo recibir ni transmitir comandos por telemetría debido a problemas técnicos. Se adaptó la rueda de reacción para mantenerse encendida en una dirección específica. Durante el desarrollo de la prueba, se activó la rueda de reacción y se abrió el suministro de aire, lo que permitió que la plataforma se levantara y el CubeSat se desplazara. Sin embargo, este no logró mantenerse en el centro de la plataforma, desplazándose hacia los costados, lo que provocó que la película de aire no se mantuviera de forma estable, como se puede apreciar en la Figura 49.



Figura 49. Prueba de ADCS Cubesat, fallo por desplazamiento hacia el borde izquierdo.

Tras esto se utiliza el acelerómetro para registrar las perturbaciones sobre el cubo ocasionadas por la rueda de reacción (Figura 50), se evidencia que la rueda de reacción provoca grandes vibraciones teniendo el máximo peak de aceleración sobre el eje vertical oscilando entre 0 a -20 [m/s²] vistas en la Figura 51.

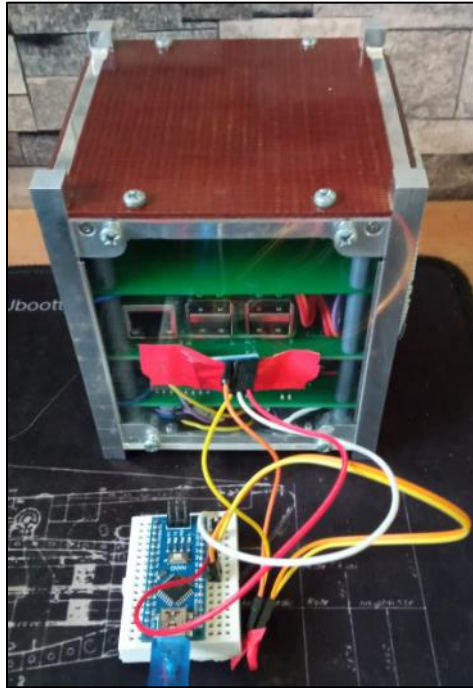


Figura 50. Registro de aceleraciones por funcionamiento del ADCS.

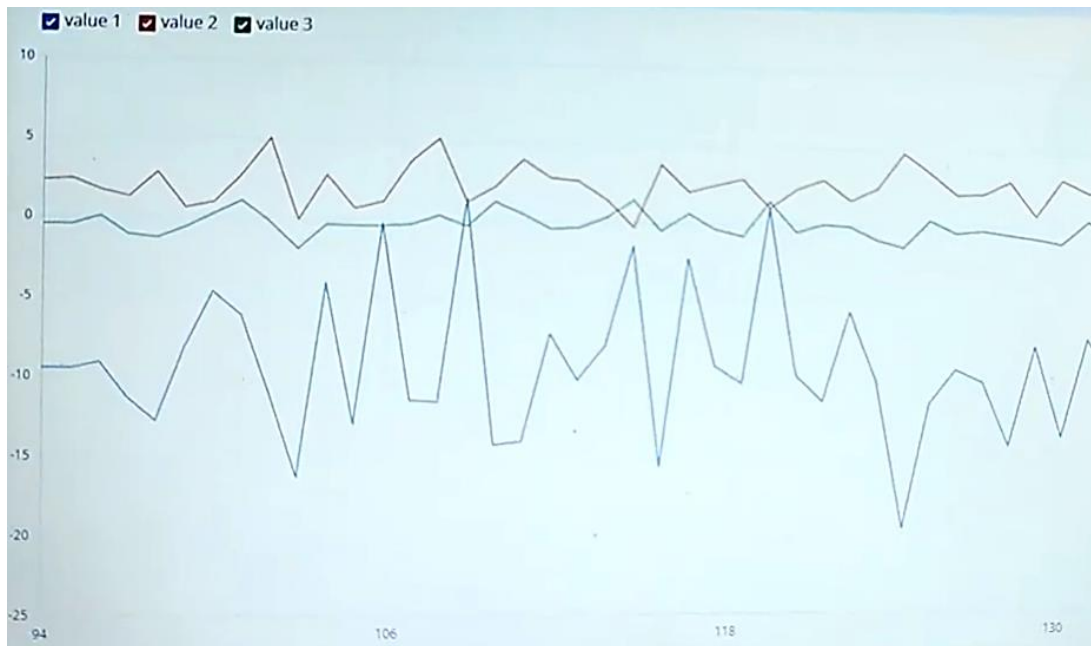


Figura 51. Medición perturbaciones por la rueda de reacción

A cargas mayores, con 2 [kg] la base ya no es capaz de levantar de forma consistente y se produce fuertes vibraciones con movimientos bruscos y ruido perceptible sobre la mesa del banco de pruebas. Los resultados de las mediciones se sintetizan en la Tabla (3), se grafica los valores obtenidos para para comparación de rigidez en el Gráfico 1.

Prueba	Carga [kg]	Altura película de aire [μm]	Presión media [bar]	Máx. Aceleración [m/s^2]
Sin carga	0,117	37 ± 5	6	1.0 ± 0.1
Masa 1 kilo	1,158	25 ± 5	6	1.0 ± 0.1
Cubesat	0,785	28 ± 5	6	1.0 ± 0.1
Masa 2 kilos	2	0	6	-

Tabla (3). Resultados pruebas de efectividad.

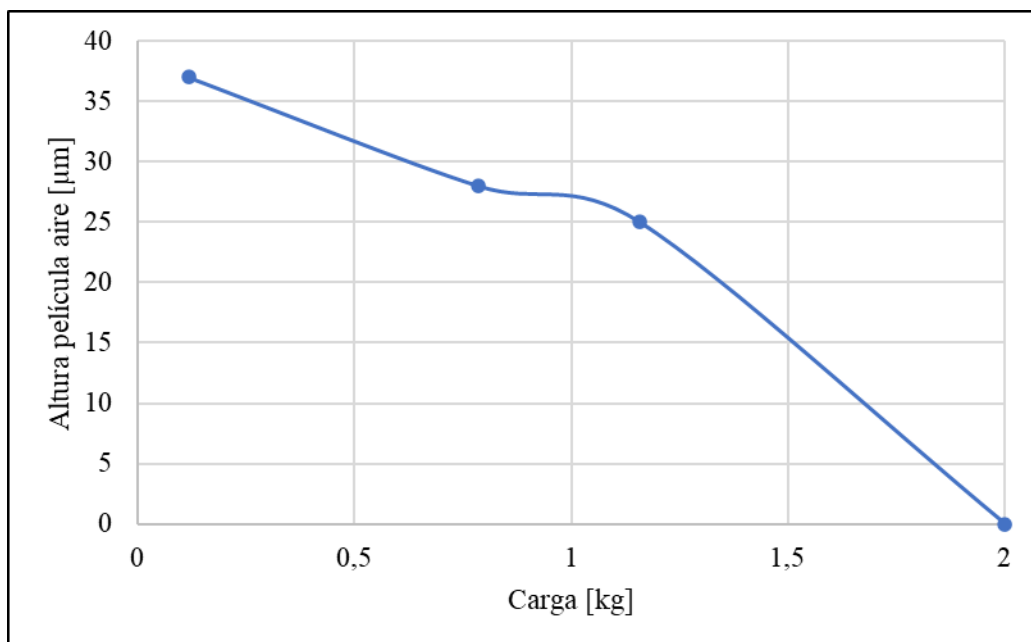


Gráfico 1. Altura de película de aire vs Carga

8. Conclusiones

Se demuestra que es factible técnica y económicamente desarrollar un banco de pruebas que emule condiciones de micro fricción similares a la esperada en la órbita terrestre utilizando los principios de las películas de aire siguiendo un diseño similar a un cojinete aerostático. Sin embargo, el diseño no permite ser usado para validación de sistemas ADCS de un CubeSat debido a que no es capaz mantener la plataforma de pruebas centrada y nivelada, además de limitaciones en la carga no pudiendo elevar cargas mayores a 1[kg].

Las simulaciones CFD evidenciaron la importancia de una buena distribución y configuración de la entrada de aire con el fin de lograr una formación de película a lo largo de toda la base, considerando evitar geometrías que causen vorticidad y pérdidas de carga. Permitiendo llegar a un prototipo capaz de conformar películas entre 25 a 37 [μm].

Dentro de la etapa de diseño se destaca que el uso de impresión 3D permite un desarrollo simple a bajo costo, aunque se debe considerar que la precisión no es tan alta respecto a la planitud de las superficies, por tanto, se recomienda realizar piezas mecanizadas para mayor exactitud a la hora de realizar mediciones una vez que se tenga un diseño totalmente funcional.

Respecto a las mediciones se recomienda contar con instrumentos de mayor precisión, esto dado a que el indicador de prueba horizontal no contaba con una muy buena resolución, además de que la base sobre la que montar el indicador debe ser más estable y calibrada de forma óptima a fin de obtener mejores resultados en futuros trabajos. Se debería considerar usar un medidor de vibraciones profesional en lugar de un acelerómetro IMU dado a que este solo entrega una referencia visual y no permite comparar el nivel de perturbaciones con la teoría de efectos de torque esperados en el espacio.

Se plantea que una desventaja de las bases planas frente a las esféricas es la capacidad de mantener la carga en el centro del banco de pruebas de forma más simple, por lo que es posible que esta alternativa pueda tener mejores resultados considerando este factor obtenido versus el diseño más complejo de la geometría de semiesfera.

En síntesis, la plataforma desarrollada representa una opción prometedora para futuros trabajos dado a que se validó la capacidad de generar una película de aire y condiciones de micro fricción. Se debe continuar en el perfeccionamiento del diseño y mejora en componentes a fin de que el banco de pruebas permita poder tener movimientos rotacionales sobre la base y validar los sistemas de CubeSats a un bajo costo de desarrollo de la plataforma.

Referencias:

- [1] J. Carnahan, "CubeSat Design Specification," Rev. 14.1. CubeSat Program, Cal Poly SLO.
- [2] E. Kulu. Nanosats Database. URL: <https://www.nanosats.eu/>, 2024.
- [3] Theoret, Nicolas, "Attitude Determination Control Testing System (Helmholtz Cage and Air Bearing)" (2016). Honors Theses. 2783. https://scholarworks.wmich.edu/honors_theses/2783
- [4] Sebestyen, G., Fujikawa, S., Galassi, N., & Chuchra, A. (2018). Low Earth Orbit Satellite Design.
- [5] Swartwout, M., & Jayne, C. (2017). University-Class Spacecraft by the Numbers: Success, Failure, Debris. (But Mostly Success.).
- [6] J. Schwartz, M. Peck, and C. Hall. Historical review of air-bearing spacecraft simulators. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 26, 05 2003. doi: 10.2514/1.1035.
- [7] D. Pignatelli, "Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk. III Rev. E User Guide". CubeSat Program, Cal Poly SLO.
- [8] B. Howley, "Overview of Spacecraft Attitude Determination and Control." Lockheed Martin Space Systems Company
- [9] Maxim Clarke, (2016) "Cost Effective Attitude Control Validation Test Methods for CubeSats Applied to PolarCube."
- [10] IBS Precision Engineering. Air Bearing Application Guide. 2023
- [11] Study Smarter "Fluid Bearing" Consultado el 02.04.2024 de <https://www.studysmarter.co.uk/explanations/engineering/engineering-fluid-mechanics/fluid-bearing/>
- [12] PI Nelson Air Corp, "What are Air Bearings - How Do They Work?" Consultado el 02.04.2024 de http://www.nelsonair.com/NA_primer.htm
- [13] Irina Gavrilovich. (2016) "Development of a robotic system for CubeSat Attitude Determination and Control System ground tests. Automatic." Université Montpellier. English. ffNNT: 2016MONTT329ff. fftel-01816985
- [14] Hammerly M Valencia (2019) "Diseño e implementación de plataforma de pruebas para sistema de control y determinación de actitud de pico-satélite cubesat"
- [15] Abdullah Mohamed Ali (2022) "Development of an Experimental Setup for CubeSat Attitude Determination and Control"
- [16] CubeSat Shop. Consultado el 02.04.2024 de <https://www.cubesatshop.com/>
- [17] Dr. Weck's (2001) 16.684 "Space Systems Product Development - Spring 2001" - MIT
- [18] Fuentes, A., Hernández, A., Rojas, M., González, O., & Navia, P. (2024). "Critical Design Review of Cubesat 1U" [Documento de uso interno] USM CUBESAT TEAM.
- [19] Specialty Components - Spherical Air Bearings SRA200-R30 / 620-39224 Consultado el 02.04.2024 de <https://www.specialtycomponents.com/Products/sra200-r30/>

[20] PIglide (2021) "PIglide HB: Hemispherical Air Bearing Module" URL: https://www.physikinstrumente.com/fileadmin/user_upload/physik_instrumente/files/datasheets/A-65x-Datasheet.pdf

[21] Moin, Parviz & Mahesh, Krishnan. (1998). Direct Numerical Simulation: A Tool in Turbulence Research. Annu. Rev. Fluid Mech. 30. 539-578. 10.1146/annurev.fluid.30.1.539.

Anexos

Anexo 1. Código rueda de reacción CubeSat para Arduino.

```
#include <Wire.h>

#include "RTIMUSettings.h"
#include "RTIMU.h"
#include "RTFusionRTQF.h"

// Declaración de objetos para la IMU, fusión de datos y configuración
RTIMU *imu;           // Objeto que representa la unidad de medición inercial (IMU)
RTFusionRTQF fusion; // Objeto para la fusión de datos de los sensores
RTIMUSettings settings; // Objeto para la configuración de la IMU

// Definición de parámetros para la interfaz serie y el intervalo de visualización
#define DISPLAY_INTERVAL 100 // Intervalo para la visualización de los datos (en milisegundos)
#define SERIAL_PORT_SPEED 115200 // Velocidad de la comunicación serie (en baudios)
unsigned long lastDisplay; // Variable para almacenar el tiempo de la última visualización

// Variables para las lecturas de los sensores LDR (resistencias dependientes de luz)
int lectura0 = 0; // Lectura de la primera resistencia LDR
int lectura1 = 0; // Lectura de la segunda resistencia LDR
int lectura2 = 0; // Lectura de la tercera resistencia LDR
int lectura3 = 0; // Lectura de la cuarta resistencia LDR

// Definición de pines para el control del puente H en el Arduino
int PWM = 6; // Pin para controlar la señal PWM del motor
int in1 = 5; // Pin de control del primer canal del puente H
int in2 = 4; // Pin de control del segundo canal del puente H

// Variable para almacenar el azimut calculado
float nuevoAzimut = 0.0; // Variable para el azimut calculado basado en la IMU
float azimutInicial = 0.0; // Valor del azimut inicial (cuando el sistema se alinea con la luz)

// Variables para el control del azimut (control proporcional)
int VEL = 255; // Velocidad máxima para el control del motor
int Setpoint = 0; // Azimut objetivo (punto de referencia)
int Error = 0; // Error en el azimut calculado respecto al Setpoint
```

```

void setup() {
  // Configuración inicial de la comunicación serie y los dispositivos
  Serial.begin(SERIAL_PORT_SPEED);          // Inicializa la comunicación serie con la velocidad especificada
  Wire.begin();                             // Inicializa la comunicación I2C
  imu = RTIMU::createIMU(&settings);        // Crea el objeto IMU con la configuración especificada
  // Imprime el nombre del dispositivo IMU en la consola serie
  Serial.print("ArduinoIMU starting using device ");
  Serial.println(imu->IMUName());
  int errcode;
  if((errcode = imu->IMUInit()) < 0) {       // Inicializa la IMU, si falla imprime el código de error
    Serial.print("Failed to init IMU: ");
    Serial.println(errcode);
  }
  // Verifica si los datos de calibración del magnetómetro están disponibles
  if (imu->getCalibrationValid())
    Serial.println("Using compass calibration");
  else
    Serial.println("No valid compass calibration data");
  // Configuración de la fusión de datos: se activa el uso del giroscopio y acelerómetro
  fusion.setSlerpPower(0.02);              // Ajusta el poder de interpolación (Slerp) para la fusión de datos
  fusion.setGyroEnable(true);              // Activa el uso del giroscopio
  fusion.setAccelEnable(true);              // Activa el uso del acelerómetro
  fusion.setCompassEnable(false);          // Desactiva el uso del magnetómetro debido a problemas de calibración
  // Configuración de los pines del puente H para controlar el motor
  pinMode(PWM, OUTPUT);                    // Configura el pin PWM como salida
  pinMode(in1, OUTPUT);                    // Configura el pin de control in1 como salida
  pinMode(in2, OUTPUT);                    // Configura el pin de control in2 como salida
  digitalWrite(in1, LOW);                  // Inicializa el pin in1 en bajo (sin señal)
  digitalWrite(in2, LOW);                  // Inicializa el pin in2 en bajo (sin señal)
}
int max0 = 0;                              // Máximos de las lecturas de las LDR (inicializados en 0)
int max1 = 0;                              // Máximos de las lecturas de las LDR (inicializados en 0)
int max2 = 0;                              // Máximos de las lecturas de las LDR (inicializados en 0)
int max3 = 0;                              // Máximos de las lecturas de las LDR (inicializados en 0)
void loop() {
  // Configura la velocidad del motor (PWM)

```

```

analogWrite(PWM, VEL);
unsigned long now = millis();           // Obtiene el tiempo actual en milisegundos
delay(200);                             // Retraso para evitar lecturas demasiado rápidas
// Lecturas de los sensores LDR (resistencias dependientes de luz)
lectura0 = analogRead(A0);              // Lee la resistencia LDR en el pin A0
lectura1 = analogRead(A1);              // Lee la resistencia LDR en el pin A1
lectura2 = analogRead(A2);              // Lee la resistencia LDR en el pin A2
lectura3 = analogRead(A3);              // Lee la resistencia LDR en el pin A3
int loopCount = 1;                      // Contador para la lectura de la IMU
while (imu->IMURead()) {                 // Lee los datos de la IMU
  if (++loopCount >= 10)                 // Si se han leído 10 veces, continúa sin procesar los datos
    continue;
  // Actualiza los datos de la fusión con los nuevos datos de la IMU
  fusion.newIMUData(imu->getGyro(), imu->getAccel(), imu->getCompass(), imu->getTimestamp());
  if ((now - lastDisplay) >= DISPLAY_INTERVAL) { // Si ha pasado el intervalo para mostrar datos
    lastDisplay = now;
    // Obtiene la orientación en los tres ejes (X, Y, Z) en grados
    float fusionPoseY = ((RTVector3&)fusion.getFusionPose()).y() * RTMATH_RAD_TO_DEGREE;
    float fusionPoseX = ((RTVector3&)fusion.getFusionPose()).x() * RTMATH_RAD_TO_DEGREE;
    float fusionPoseZ = ((RTVector3&)fusion.getFusionPose()).z() * RTMATH_RAD_TO_DEGREE;
    // Identifica cuál LDR está detectando luz y ajusta el azimut inicial en consecuencia
    if (lectura0 > 800) { azimutInicial = fusionPoseZ; // Establece el azimut inicial si LDR 0 detecta luz
      Serial.println(lectura0); }
    else if (lectura1 > 800) { azimutInicial = fusionPoseZ + 90; // Establece el azimut inicial si LDR 1 detecta luz
      Serial.println(lectura1); }
    else if (lectura2 > 800) { azimutInicial = fusionPoseZ + 180; // Establece el azimut inicial si LDR 2 detecta luz
      Serial.println(lectura2); }
    else if (lectura3 > 800) { azimutInicial = fusionPoseZ - 90; // Establece el azimut inicial si LDR 3 detecta luz
      Serial.println(lectura3); }
    // Calcula el nuevo azimut basado en el azimut inicial y el valor de fusión
    float nuevoAzimut = azimutInicial - fusionPoseZ;
    // Ajusta el nuevo azimut para asegurarse de que se mantenga dentro del rango [-180, 180] grados
    if (nuevoAzimut > 180) { nuevoAzimut = nuevoAzimut - 360.0;
    } else if (nuevoAzimut < -180) {
      nuevoAzimut = nuevoAzimut + 360.0; }
    // Imprime los datos de orientación en los tres ejes y el azimut calculado

```

```

Serial.print(fusionPoseY);

Serial.print(';');

Serial.print(fusionPoseX);

Serial.print(';');

Serial.print(fusionPoseZ);

Serial.print(';');

Serial.println(nuevoAzimut);

// Calcula el error entre el azimut actual y el setpoint (azimut objetivo)

Error = abs(nuevoAzimut - Setpoint);

// Control proporcional para ajustar el azimut del sistema moviendo el motor según el error

if (nuevoAzimut > (Setpoint + 5)) {    digitalWrite(in1, HIGH);

    digitalWrite(in2, LOW);

    delay(200);    }

else if (nuevoAzimut < (Setpoint - 5)) {    digitalWrite(in2, HIGH);

    digitalWrite(in1, LOW);

    delay(200);    }

else {    digitalWrite(in2, LOW);

    digitalWrite(in1, LOW);

    delay(200);    }

}

}

}

```

Anexo 2. Código medición vibraciones para Arduino.

```

#include "I2Cdev.h"

#include "MPU6050.h"

#include "Wire.h"

// La dirección del MPU6050 puede ser 0x68 o 0x69, dependiendo
// del estado de AD0. Si no se especifica, 0x68 estará implícito

MPU6050 sensor;

// Valores RAW (sin procesar) del acelerómetro y giroscopio en los ejes x, y, z

int ax, ay, az; // Aceleraciones en X, Y, Z

int gx, gy, gz; // Velocidades angulares (giroscopio) en X, Y, Z

long tiempo_prev, dt;

```

```

float girosc_ang_x, girosc_ang_y, girosc_ang_z;
float girosc_ang_x_prev, girosc_ang_y_prev, girosc_ang_z_prev;

const float GRAVITY = 9.81; // Aceleración debida a la gravedad en m/s2
const float ACC_SCALE = 16384.0; // Escala para ±2g (16384 LSB/g)

void setup() {
  Serial.begin(57600); // Iniciando puerto serial
  Wire.begin(); // Iniciando I2C
  sensor.initialize(); // Iniciando el sensor

  if (sensor.testConnection()) {
    Serial.println("Sensor iniciado correctamente");
  } else {
    Serial.println("Error al iniciar el sensor");
  }
  tiempo_prev = millis();
}

void loop() {
  // Leer las aceleraciones
  sensor.getAcceleration(&ax, &ay, &az);

  // Convertir las mediciones de aceleración *raw* a m/s2
  float ax_m_s2 = (ax / ACC_SCALE) * GRAVITY;
  float ay_m_s2 = (ay / ACC_SCALE) * GRAVITY;
  float az_m_s2 = (az / ACC_SCALE) * GRAVITY;

  // Leer las velocidades angulares (rotaciones)
  sensor.getRotation(&gx, &gy, &gz);

  // Calcular los ángulos de rotación:
  dt = millis() - tiempo_prev;
  tiempo_prev = millis();

  girosc_ang_x = (gx / 131.0) * dt / 1000.0 + girosc_ang_x_prev;

```

```

girosc_ang_y = (gy / 131.0) * dt / 1000.0 + girosc_ang_y_prev;
girosc_ang_z = (gz / 131.0) * dt / 1000.0 + girosc_ang_z_prev;

girosc_ang_x_prev = girosc_ang_x;
girosc_ang_y_prev = girosc_ang_y;
girosc_ang_z_prev = girosc_ang_z;

// Enviar las variables en el formato adecuado para el Serial Plotter:
//Serial.print("Ax: ");
Serial.print(ax_m_s2); // Aceleración en m/s²
Serial.print(","); // Separador entre variables

//Serial.print("Ay: ");
Serial.print(ay_m_s2); // Aceleración en m/s²
Serial.print(","); // Separador entre variables

//Serial.print("Az: ");
Serial.println(az_m_s2); // Aceleración en m/s²
//Serial.print(","); // Separador entre variables

//Serial.print("Gx: ");
//Serial.print(girosc_ang_x); // Ángulo en grados o radianes
//Serial.print(","); // Separador entre variables

//Serial.print("Gy: ");
//Serial.print(girosc_ang_y); // Ángulo en grados o radianes
//Serial.print(","); // Separador entre variables

//Serial.print("Gz: ");
//Serial.println(girosc_ang_z); // Ángulo en grados o radianes

delay(1000); // Esperar 1 segundo antes de la siguiente lectura
}

```