

## Diseño e Implementación de una Plataforma sin Fricción para Pruebas de Sistemas de Control de Orientación de Nanosatélites

Esteban R. Fretes<sup>1</sup>, Aldo J. Galeano<sup>1</sup>, Dr. Jorge H. Kurita<sup>2</sup>, Dr. Diego H. Stalder<sup>2</sup>, Prof. Msc. Sergio R. Toledo<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Alumno, Facultad de Ingeniería. Universidad Nacional de Asunción. San Lorenzo, Paraguay

<sup>2</sup>Orientador, Facultad de Ingeniería. Universidad Nacional de Asunción. San Lorenzo, Paraguay

### Palabras clave:

- Cojinete de Aire
- Sistemas de Determinación y Control de Orientación (ADCS)
- Banco de Pruebas
- Balanceo Automático de Masas

### Resumen

Los Sistemas de Determinación y Control de Orientación (ADCS) de nanosatélites requieren una serie de pruebas de verificación y validación de sus componentes y algoritmos antes de ser lanzados al espacio. Las plataformas sin fricción basadas en cojinetes de aire se han utilizado ampliamente para realizar pruebas en tierra. El presente Trabajo Final de Grado propone el diseño e implementación de un banco de pruebas de ADCS para nanosatélites, a partir del análisis de dos diseños distintos de cojinetes neumáticos esféricos, con la configuración multiflujo. El trabajo también presenta el análisis y el diseño de un prototipo de un sistema de balanceo automático de masas, para lograr un ambiente de pruebas sin pares externos. Este trabajo constituye el primer paso hacia la creación de capacidades en el área de ingeniería espacial, en el Paraguay.

### Keywords

- Air Bearing
- Attitude Determination and Control Systems (ADCS)
- Test Benchs
- Automatic Mass Balancing

### Abstract

Attitude Determination and Control Systems (ADCS) of nanosatellites require a series of verification and validation tests of their components and algorithms before being launched into space. To test an ADCS, air bearings platforms have been widely used. This Final Degree Project proposes the design and implementation of an ADCS test bench for nanosatellites, based on the analysis of two different designs of spherical air bearings, with the multi-flow configuration. The paper also presents the analysis and design of a prototype of an automatic mass balancing system to achieve a testing environment without external pairs. This work constitutes the first step towards capacity building in the area of space engineering in Paraguay.

### 1. Introducción

Desde el Sputnik, los satélites artificiales han evolucionado exponencialmente gracias a los avances de la electrónica, la computación, el control, la mecánica, los sistemas de telemetría, los sensores. Los satélites están compuestos por diferentes subsistemas, cada subsistema realiza funciones específicas. Algunos de los principales subsistemas de un satélite son: (i) energía; (ii) computador de bordo; (iii) control de orientación; (iv) telemetría; (v) carga útil.

La implementación de satélites de varias toneladas demanda una gran cantidad de recursos econó-

micos (e.g. para el desarrollo, certificación y lanzamiento), una infraestructura acorde con el tamaño y peso del mismo, lo cual conlleva miles de horas de verificación e integración de cada subsistema. Durante el siglo pasado esto fue una limitante para que países en vías de desarrollo y universidades accedan a esta tecnología. Los satélites de menor tamaño representan una oportunidad de desarrollo para la tecnología espacial a un bajo costo, además constituyen una herramienta importante para explorar nuevas tecnologías y realizar experimentos científicos [1].

En el contexto de la Ingeniería Mecatrónica este trabajo estudia el subsistema de control de orienta-

ción, el cual contiene una gran cantidad de sensores y actuadores mecánicos. El diseño conceptual de estos subsistemas es una oportunidad ideal para integrar conocimientos y proponer mejoras en los algoritmos, sensores y actuadores tradicionales; y es el primer paso para desarrollar tecnología espacial en el Paraguay [2].

La necesidad de determinar la posición, altitud y orientación para determinar y controlar los satélites es de gran importancia, porque están expuestos a radiaciones de alta energía provenientes del sol y necesitan orientar instrumentos para tomar medidas y proteger sus sensores. Esto se logra mediante sistemas de navegación inerciales; que constan de un conjunto de sensores que miden la aceleración o velocidad angular en cada uno de los tres ejes de movimiento; una computadora o un microcontrolador que procesa la información y determina la orientación del móvil; y una serie de actuadores que corrigen la orientación [3].

Para realizar el desarrollo y las pruebas de funcionamiento de los sistemas del satélite, de manera realista y objetiva, se necesitan de equipos capaces de replicar las condiciones ambientales del espacio exterior, tales como: las vibraciones, el estrés mecánico-térmico del lanzamiento, la microgravedad, las radiaciones de altas energías provenientes del sol y el espacio exterior, el vacío, entre otros. Debido a la incapacidad de simular cada uno de los aspectos anteriores mediante un único sistema son necesarios una gran cantidad de sistemas de testeo automático para garantizar el funcionamiento del satélite en el espacio exterior [4].

Con el objetivo de probar sistemas de control para la orientación de satélites y naves espaciales en general se utilizan simuladores sin fricción. Una revisión de la literatura [5] muestra que, este tipo de bancos de pruebas para la verificación tanto de hardware como de software son utilizados desde hace poco más de 60 años, casi simultáneamente a los inicios de la carrera espacial. Estas plataformas sin fricción basados en cojinetes de aire permiten manipular hardware en un entorno de pares mínimos, sin excesiva complejidad tecnológica.

En este contexto este Trabajo Final de Grado propone el diseño e implementación de una plataforma sin fricción, de tres grados de libertad rotacional, para ensayos de subsistemas de control de orientación de nanosatélites.

## 2. Objetivos

### 2.1. Objetivo General

Diseñar e implementar una plataforma sin fricción para ensayos de los subsistemas de control de orientación de nanosatélites.

### 2.2. Objetivos Específicos

- Definir los requerimientos mínimos del banco de pruebas en función a la masa y volumen de los satélites.
- Comparar dos diseños distintos de cojinetes neumáticos esféricos de tres grados de libertad.
- Realizar simulaciones del diseño de la plataforma.
- Construir el banco de pruebas sin fricción rotacional con el diseño elegido.
- Analizar la implementación de un sistema de balanceo de masas para el banco de pruebas.

## 3. Alcance y limitaciones

Este trabajo propone el diseño e implementación de una plataforma sin fricción rotacional de tres grados de libertad de bajo costo. Su propósito es el de simular un entorno libre de fricción necesario para realizar pruebas de sistemas de control de orientación. Los requisitos del cuerpo de prueba serán evaluados a partir de que será para nanosatélites (de un peso máximo de 10kg). Además, se analizará la implementación de un sistema de balanceo de masas para que el centro de rotación coincida con el centro de masa, de tal forma a ofrecer un ambiente de casi sin pares externos.

## 4. Conceptos Teóricos

### 4.1. Nanosatélites

Los CubeSats son un tipo de nanosatélites, los cuales lograron su estandarización a través de la publicación del CubeSat Design Specification (CDS). Las masas de estos varían desde 0.10 kg hasta 10 kg [6]. El mismo fue propuesto en el año 2000, con satélites de masa menor a 1 kg y el tamaño de un cubo de 10 cm de arista, gracias a una cooperación entre la Universidad Politécnica del Estado de California (Cal Poly) y la Universidad de Stanford. Poco después, este concepto evolucionó a una plataforma unificada de nanosatélites llamadas CubeSat que suele contar de una (1U) o múltiples (0.5U, 2U, 3U, etc.) unidades cúbicas estandarizadas de 100x100x113.5 mm con una masa que no excede de 1.33 kg por unidad cúbica.

Los nanosatélites y el estándar CubeSat permiten que el usuario se enfoque en el desarrollo de la misión, para ellos consta de un conjunto de subsistemas, tales como [7]:

- Manejo de comandos y datos.
- Sistema de telecomunicaciones.
- Sistema de energía eléctrica.

- Telemetría, tracking y telecomando (TT&C).
- Control térmico.
- Sistema de Determinación y Control de Orientación (ADCS).
- Estructura y mecanismos.
- Propulsión

Uno de los subsistemas que garantiza la seguridad en las primeras etapas de operación en órbita de este tipo de satélite es el subsistema ADCS, que está a cargo de estimar y controlar la orientación del satélite mediante sensores y actuadores. Permite estabilizar y modificar la orientación para garantizar la comunicación con la estación terrena, apuntar instrumentos de la carga útil, entre otras funciones.

#### 4.2. Pruebas en tierra

El objetivo del proceso de verificación es demostrar que el producto espacial cumple con los requisitos especificados y es capaz de mantener su función operativa. Esta verificación se realiza tanto para el software como para el hardware. Esto lleva a la necesidad de pruebas en tierra, que tienen el objetivo de demostrar la operabilidad del satélite (y sus subsistemas y componentes) mientras se simulan las condiciones cercanas a las que el satélite experimenta en órbita [8].

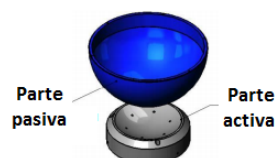
Considerando las distintas pruebas requeridas para los sistemas ADCS, es necesario simular el entorno espacial funcional. Los satélites están sujetos a distintas fuerzas que producen pares de perturbación, el simulador debe minimizar y compensar esos pares [9]. Dos aspectos a tener en cuenta en el entorno espacial, que son relevantes para el rendimiento de los ADCS, son la ausencia de pares de gravedad y la eliminación de los pares de resistencia a la fricción debido al vacío.

La ausencia virtual de los efectos de la gravedad y de la fricción puede ser simuladas mediante diversas técnicas fundamentalmente distintas, que se han venido desarrollando desde los inicios de la era espacial [5].

#### 4.3. Cojinetes de aire esféricos

Los cojinetes de aire esféricos son uno de los dispositivos comúnmente utilizados porque (idealmente) proporcionan movimiento rotacional sin restricciones [10]. Existe una gran variedad, pero todos usan el mismo principio operacional: un flujo de aire presurizado a través de un cierto número de pequeños orificios en la bancada del cojinete (parte activa) que provee un colchón de aire que soporta el peso de la semiesfera flotante (parte pasiva) sin contacto entre las superficies, además, el colchón de aire sirve de lubricante creando fuerzas de fricción despreciables[8].

Las dos secciones del rodamiento son porciones de esferas concéntricas, como indica la Figura 1, mecanizadas y laminadas a pequeñas tolerancias. Una sección esférica gira sobre un colchón de aire relativa a la otra sección con tres grados de libertad.

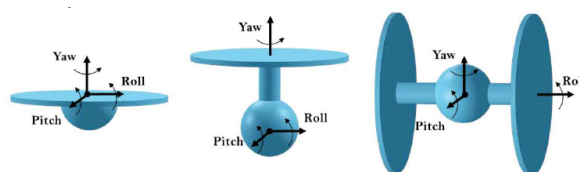


**Figura 1:** Cojinete de aire de Nelson Air Corp. **Fuente:**[10]

Hay dos fuerzas significativas que actúan en el sistema: la fuerza gravitatoria y la fuerza hacia arriba generada por el aire presurizado. Tales fuerzas poseen magnitudes iguales, por lo que la carga útil se encuentra “sin carga” [8]. Como el objetivo es simular que el satélite o el ADCS mismo se encuentra en un entorno microgravitacional, es necesario minimizar los pares que puedan ser generados por las fuerzas mencionadas. En la búsqueda de tal fin las plataformas usualmente permiten un balanceo del centro de masa del sistema, para minimizar su distancia con el centro de rotación, evitando el efecto péndulo causado por el peso. Hay tres tipos de plataformas sin fricción basadas en cojinetes de aire, cada uno permite determinados movimientos de la carga útil y poseen distintos grados de libertad.

#### 4.4. Plataformas sin fricción

La utilización de una plataforma sin fricción basado en cojinetes de aire como banco de pruebas en tierra permite rotación ilimitada alrededor de tres ejes ortogonales, más en la práctica, la configuración del propio cojinete y el volumen de la carga útil limitan la rotación a unos valores máximos y mínimos. Estas plataformas sin fricción pueden clasificarse en tres grupos, como indica la Figura 2: tabletop, umbrella y dumbell.



**Figura 2:** Configuraciones tabletop, umbrella y dumbell. **Fuente:**[8]

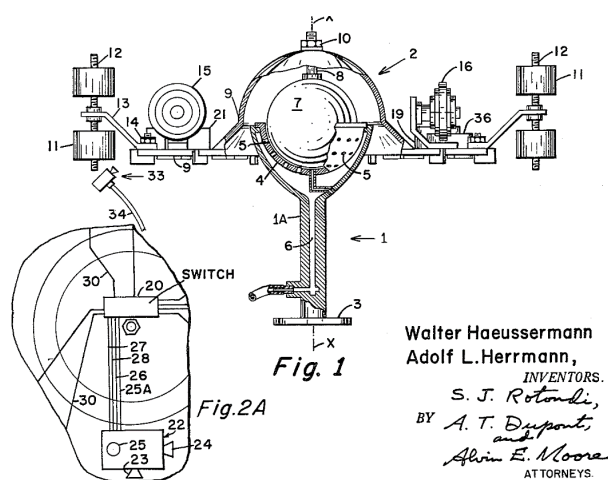
Las plataformas de tipo tabletop y umbrella permiten rotación ilimitada alrededor del eje de guiñada,

pero los movimientos alrededor de los ejes de cabeceo y balanceo se encuentran restringidas a valores usualmente menores a 90 grados[5].

## 5. Estado del arte

Las primeras plataformas sin fricción basadas en cojinetes neumáticos esféricos fueron destinados para realizar pruebas de control de orientación de grandes satélites y naves espaciales, siendo la NASA uno de los pioneros. Se avanzó gradualmente hacia los institutos y universidades con fines de investigación, pero con el avance de las tecnologías y la miniaturización de los satélites en sí, se modificaron estas plataformas de acuerdo a las necesidades y requerimientos de tamaño.

El primer sistema del cual hay información completa es un cojinete de aire esférico con tres grados de libertad rotacionales desarrollado en 1959 en el U.S. Army Ballistic Missile Agency (esta instalación se fusionó con el Centro Marshall de Vuelo Espacial en 1960), como muestra la Figura 3. Este sistema de estilo umbrellita tenía la capacidad de proporcionar giro total alrededor de la guiñada y hasta 120° alrededor de los ejes de cabeceo y balanceo a una carga útil de hasta 900 lb [5].



**Figura 3:** Patente del cojinete de aire del Centro Marshall de Vuelo Espacial de 1960. **Fuente:**[11]

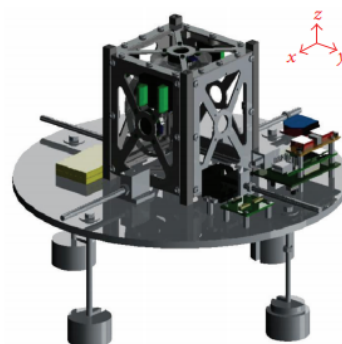
Si bien la mayoría de las plataformas rotativas basadas en cojinetes de aire son de la configuración tabletop, hay varios ejemplos de sistemas dumbell.

Dentro del programa de Projectiles ExoAtmosféricos Livianos del Ejército (Army Lightweight ExoAtmospheric Projectile LEAP), en los años 80, esta clase de simuladores con soporte de aire se utilizaron para pruebas en tierra de tecnologías de peso ligero para energía cinética de vehículos de aviación [12]. En los 90, la Universidad de Michigan y el Instituto de Tecnología de la Fuerza Aérea de los EE. UU. (junto con Space Electronics, Inc.) desarrollaron sistemas

dumbell para el estudio de control de orientación por satélite.

La mayoría de las plataformas rotativas de cojinetes neumáticos tienen ciertas limitaciones de movimiento, de acuerdo a su configuración, y se necesitan esfuerzos adicionales para aumentar levemente el rango de posibles ángulos de rotación. La configuración dumbell es la que posee mayor rango de libertad de movimiento, entre las tres configuraciones ya mencionadas anteriormente. Sin embargo, existen sistemas capaces de proporcionar aún más libertad de movimiento.

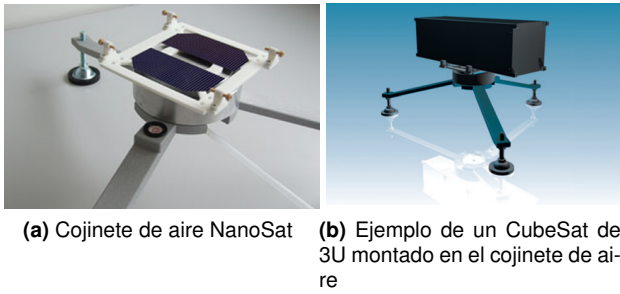
En la Universidad de York se utiliza un simulador de cojinetes de aire diseñado para pruebas de control de orientación de CubeSats [13], desarrollado en el 2013. Consiste en un cojinete de aire, un sistema de equilibrio manual, una Unidad de Medición Inercial (IMU por sus siglas en inglés), un transceptor inalámbrico y un conjunto de baterías de iones de litio. La carga útil de ADCS incluye magnetómetros, magnetorquers y ruedas de reacción, como se muestra en la Figura 4. El simulador proporciona una rotación libre sobre el eje de guiñada y una inclinación de  $\pm 45^\circ$  en el balanceo y cabeceo. En la siguiente etapa del desarrollo del simulador, se completó con una jaula Helmholtz para probar el rendimiento de los métodos de control magnético. Además se puede extender el hardware para que sea capaz de realizar pruebas de CubeSats de 2U o 3U.



**Figura 4:** Simulador de cojinete de aire de la Universidad de York. **Fuente:**[13]

Además de existir distintos diseños y configuraciones de plataformas sin fricción basados en cojinete de aire desarrollados en universidades, institutos y demás; hay varias compañías y/o empresas dedicadas a la ingeniería espacial que comercializan bancos de pruebas y simuladores, desde simplemente cojinetes de aire esféricos, hasta plataformas sin fricción que se utilizan directamente para pruebas de ADCS de nanosatélites.

Uno de los pocos bancos de pruebas existentes para verificación de ADCS de nanosatélites es el NanoSat Air Bearing que fue desarrollado por Berlin



**Figura 5:** Cojinete neumático NanoSat desarrollado por Berlin Space Technologies. **Fuente:**[14]

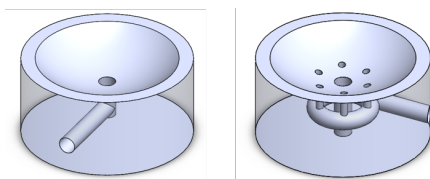
Space Technologies [14], como se muestra en la Figura 5a.

Este sistema permite las pruebas de nanosatélites CubeSat desde 1 hasta 3U, mostrado en la Figura 5b. Proporciona solamente 1 grado de libertad en el eje de guiñada. Sin embargo, su principal ventaja es su pequeño momento de inercia que permite mediciones con errores de menos del 10% incluso para Cubesats de 1U. También posee un ajuste del centro de masa dentro del rango de  $\pm 10$  mm y tiene la opción de equiparse opcionalmente con una jaula de Helmholtz y un simulador de sol.

## 6. Diseño e implementación de la plataforma sin fricción basada en cojinete neumático esférico

Los cojinetes de aire esféricos se clasifican según la entrada del aire presurizado a la película de aire. El diseño se basa en cojinetes de aire esféricos por agujeros, que a su vez, se pueden categorizar en dos configuraciones: monoflujo y multiflujo [15].

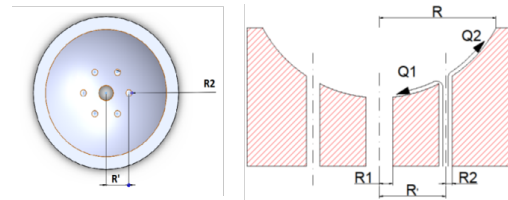
El cojinete de aire esférico monoflujo tiene un único agujero en el centro de la copa que provee de aire presurizado a la película de aire. El cojinete de aire esférico multiflujo, en cambio, posee múltiples agujeros dispuestos simétricamente de tal manera a ser equidistantes del centro de la copa. Estos agujeros sirven de entrada para el aire presurizado. Posee además, un agujero en el centro de la copa que, junto a la periferia de la copa, actúa como salida de aire. Ambas configuraciones se muestran en la Figura 6.



**Figura 6:** Copas de las configuraciones monoflujo y multiflujo respectivamente. **Fuente:** Elaboración propia.

### 6.1. Cojinete de Aire Esférico multiflujo

La Figura 7 presenta las distancias que se establecieron como parámetros de diseño del cojinete de aire: la distancia entre el eje principal de la perforación central con la circunferencia de la copa ( $R$ ), el radio de la salida de aire en el centro de la copa ( $R_1$ ), la distancia de las perforaciones que suministran aire a presión hasta el centro ( $R'$ ) y el radio de ellas ( $R_2$ ). Entonces,  $Q_1$  es el flujo de aire desde la perforación hacia la periferia y  $Q_2$  es el flujo que va desde la perforación y es expulsado por el centro de la copa, para garantizar una dinámica de flujos simétricos. Para maximizar la estabilidad del sistema, debe cumplirse la condición de que  $Q_1 = Q_2$ , por lo que se procedió a encontrar las relaciones entre los parámetros para alcanzar la condición necesaria [15].



**Figura 7:** Vista superior y seccionada de la copa; con descripción del flujo de aire. **Fuente:** Elaboración propia.

Para flujos a través de orificios se tiene la siguiente ecuación [16]:

$$Q = \frac{\Delta P b h^3}{12 \mu l} \quad (1)$$

$\Delta P$  = diferencia de presión, que causa el flujo.

$b = 2\pi r$  .anchura"del orificio circular.

$h = h_0$  altura del orificio.

$l$  = longitud elemental del orificio.

$\mu$  = viscosidad del aire.

Cabe señalar que la variación de presión es la misma en ambas direcciones y  $h$  es una constante geométrica del sistema. Las perforaciones están ubicadas a una distancia igual alrededor del orificio central a una distancia  $R'$ ; por lo tanto, los flujos pueden considerarse radialmente simétricos.

$$Q_1 = \frac{\Delta P 2\pi r_1 h^3}{12 \mu l_1}; Q_2 = \frac{\Delta P 2\pi r_2 h^3}{12 \mu l_2} \quad (2)$$

Considerando  $Q_1 = Q_2$ , y luego de integrar con los límites de acuerdo a la sección donde el flujo pasa a través de orificios, tenemos que:

$$R R_1 = R'^2 - R_2^2 \quad (3)$$

Para encontrar la distribución de presión a través de la superficie esférica, se usa la ecuación 1, e integrando se obtiene que:



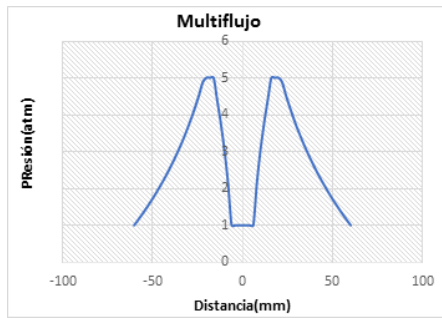
$$P_1 = -k \ln r + C_1; P_2 = k \ln r + C_2 \quad (4)$$

Donde  $P_1$  representa la función de la presión desde la salida de aire presurizado a la periferia y  $P_2$  representa la función de la presión desde la salida de aire presurizada al centro de la copa.

Asumiendo que cuando  $r = R' + R_2$  entonces  $P_1 = P_0$ , y cuando  $r = R$  entonces  $P_1 = P_{atm}$ , donde  $P_0$  es la salida de aire presurizada y  $P_{atm}$  es la presión atmosférica, así las expresiones quedan de la siguiente forma:

$$P_1 = \frac{(P_0 - P_{atm}) \ln \frac{R}{r}}{\ln \frac{R}{R' + R_2}} + P_{atm} \quad (5)$$

$$P_2 = \frac{(P_0 - P_{atm}) \ln \frac{r}{R_1}}{\ln \frac{R' - R_2}{R_1}} + P_{atm} \quad (6)$$



**Figura 8:** Distribución de presión de la configuración multiflujo. **Fuente:** Elaboración propia.

## 6.2. Cojinete de Aire Esférico monoflujo

Debido a la configuración descrita anteriormente, se identifican los siguientes parámetros: la distancia entre el eje principal de la perforación central con la circunferencia de la copa ( $R$ ), y el radio del orificio central ( $R_1$ ). Con el objetivo de comparar objetivamente ambas configuraciones, los valores de  $R$  y de  $R_1$  se mantienen iguales a la versión multiflujo, de tal manera se descartan que las diferencias observadas sean debido a tales parámetros.

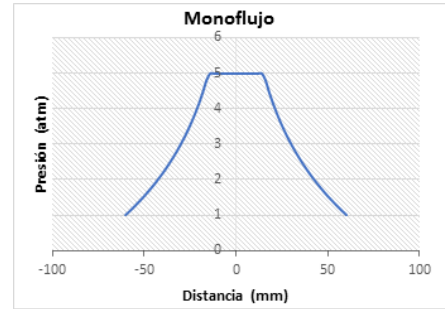
De manera similar, la ecuación 1 se usa para encontrar la distribución de presión a través de la superficie esférica:

$\Delta P = \frac{Q 12 \mu l}{b h^3}$ , donde  $\Delta P = dp$ ,  $l = dr$ ,  $k = \frac{Q 12 \mu}{b h^3}$  e integrando se obtiene que:

$$P = -k \ln r + C_1; \quad (7)$$

Asumiendo que cuando  $r = R_1$  entonces  $P_1 = P_0$ , y cuando  $r = R$  entonces  $P_1 = P_{atm}$ , donde  $P_0$  es la salida de aire presurizada y  $P_{atm}$  es la presión atmosférica, así la expresión queda de la siguiente forma:

$$P = \frac{(P_0 - P_{atm}) \ln \frac{R}{r}}{\ln \frac{R}{R_1}} + P_{atm} \quad (8)$$



**Figura 9:** Distribución de presión de la configuración monoflujo. **Fuente:** Elaboración propia.

Las Figuras 8 y 9 presentan la distribución de presión de ambas configuraciones, donde se observa que la configuración multiflujo es más estable debido a que tiene dos puntos de soporte principales, mientras que el monoflujo solamente tiene uno. Por este motivo, se decidió realizar las simulaciones y construcción de la configuración multiflujo.

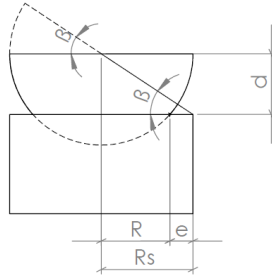
## 6.3. Requerimientos de la plataforma sin fricción

Se definieron ciertos requisitos del banco de pruebas en función al tamaño, peso y volumen del mismo, además del alcance de este Trabajo Final de Grado.

Al ser capaz de acomodar CubeSats de hasta 3U, el banco de pruebas es adecuado para la mayoría de los nanosatélites existentes. El rango de masa admitido es de hasta 10 kg, lo cual garantiza la compatibilidad del banco de pruebas con todos los CubeSats.

Un factor importante es la libertad de rotación del banco de pruebas. Los cojinetes de aire esféricos proporcionan una libertad rotacional sin restricciones en el eje de guiñada, sin embargo en los otros dos ejes, las restricciones de movimiento dependen del diseño y la geometría del mismo.

Debido a esto, mediante la Figura 10, se puede calcular el ángulo máximo de giro que tendrá la plataforma en los ejes cabeceo y balanceo.



**Figura 10:** Ángulo de rotación de la plataforma sin fricción. **Fuente:**Elaboración propia.

Siendo:

$R$  : distancia del eje principal de la copa a la circunferencia de la misma.

$e$  : el espesor de la copa.

$R_s$  : radio de la semiesfera.

$d$  : distancia de la parte plana de la semiesfera al tope de la copa.

$\beta$  : ángulo de inclinación.

El valor de  $d$  se halla mediante el teorema de Pitágoras:

$$d^2 = R_s^2 - R^2 \Rightarrow d = \sqrt{R_s^2 - R^2} \quad (9)$$

Luego, el ángulo  $\beta$ , se obtiene de:

$$\tan \beta = \frac{d}{R + e} \Rightarrow \beta = \arctan \frac{d}{R + e} \quad (10)$$

Otra tarea desafiante es que el banco de pruebas tenga un pequeño momento de inercia respecto al nanosatélite, de tal forma que los ensayos con los actuadores del ADCS sean esencialmente parecidos a su entorno funcional, es decir, minimizar el momento de inercia del sistema para minimizar su incidencia en los ensayos.

Los requisitos para el banco de pruebas que figuran en la Tabla 1 definen su funcionalidad y factibilidad para ser utilizados para diferentes satélites.

**Tabla 1:** Requerimientos de la plataforma sin fricción.

<b>Satélites para pruebas</b>	1U hasta 3U
<b>Capacidad de carga</b>	Hasta 10 kg
<b>Mdl de la plataforma</b>	< 50 % de Mdl de 1U
<b>Libertad de rotación</b>	Ilimitado en el eje z, $\pm 30^\circ$ en los demás

**Fuente:** Elaboración propia

En la ecuación 3 se observa la relación que hay entre los radios del diseño multiflujo. Se seleccionan distintos valores de  $R$ ,  $R_1$  y  $R_2$ , que cumplan con dicha relación.

Después, seleccionando los valores de  $R = 50,00mm$ ,  $R_1 = 6,00mm$  y  $R_2 = 2,50mm$ , se obtiene que  $R' = 17,50mm$  para garantizar que los flujos  $Q_1$  y  $Q_2$  sean iguales.

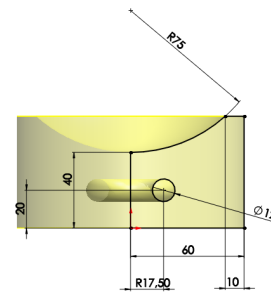
Otros valores elegidos fueron  $R = 30,00mm$ ,  $R_1 = 5,00mm$  y  $R_2 = 3,00mm$ , obteniendo así  $R' = 12,60mm$ , lo cual también garantiza que los flujos  $Q_1$  y  $Q_2$  sean iguales, ya que cumplen con la relación 3 mostrada anteriormente.

Entonces, dos diseños con distintos valores de  $R$ ,  $R_1$ ,  $R_2$  y  $R'$  se simulan y se comparan.

#### 6.4. Diseño 1

El primer diseño, tiene como parámetros de diseño en la copa:  $R = 50,00mm$ ,  $R_1 = 6,00mm$ ,  $R_2 = 2,50mm$  y  $R' = 17,50mm$ , como se observa en la Figura 11. Estos valores se utilizan para una semiesfera de radio  $75,00mm$ .

Utilizando un espesor  $e$  de  $10,00mm$ , y con la Ecuación 10, se obtiene un ángulo máximo de rotación en los ejes de cabeceo y balance de  $\beta = 36,87^\circ$ .



**Figura 11:** Parámetros de diseño de la copa para el Diseño 1. **Fuente:** Elaboración propia.

##### 6.4.1. Construcción del cojinete de aire del Diseño 1

En el Laboratorio de Mecánica de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de Asunción se realizó la construcción del Diseño 1. El material utilizado fue el Nylon 6.6, debido a su bajo costo, además que este primer diseño sirve como prototipo para futuros diseños.

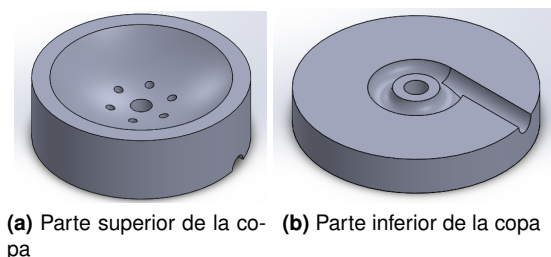
Los equipos utilizados para la fabricación de los componentes del cojinete neumático esférico, fueron: un torno de control numérico de la marca EMCO Concept Turn 250, una fresadora de control numérico de la marca EMCO Concept Mill 250, además de tornos y fresadoras manuales disponibles en el laboratorio.

Para la semiesfera se utilizó el EMCO Concept Turn 250. Como la maquinaria posee una herramienta de 400 mm de diámetro máximo, antes de mecanizar cualquier pieza se debe elaborar un agarre adecuado. Para esto, se procedió a realizar un mecanizado en el torno manual, con el que se fabricó un pequeño volumen de agarre con el diámetro necesario para que el equipo soporte la pieza, tal como se indican en las Figuras 12 y 17.



**Figura 12:** Semiesfera de nylon terminada del Diseño 1. **Fuente:** Elaboración Propia.

Debido a que en el interior de la copa se encuentra un anillo, el proceso de construcción se dividió en dos partes: mecanizar la pieza en una parte inferior y otra parte superior, tal como indica la Figura 13.



**Figura 13:** Construcción de la copa en dos partes. **Fuente:** Elaboración Propia.

Para la parte superior, se realizó el mismo procedimiento que para la semiesfera con el mismo equipo CNC, haciendo un pequeño volumen de soporte. Mientras que para la parte del anillo y los orificios, se utilizó la fresadora EMCO Concept Mill 250. Con este equipo no hubo mayores inconvenientes, debido a que su herramienta de agarre tenía un diámetro máximo mayor a las dimensiones de la copa.

Para unir ambas partes se utilizaron 6 tornillos ubicados simétricamente a una misma distancia del centro. Además se colocó un conector para una manguera de 8 mm, que sirve para la entrada de aire, como se muestra en la Figura 14.



**Figura 14:** Copa de nylon terminada del Diseño 1. **Fuente:** Elaboración propia.

## 6.5. Diseño 2

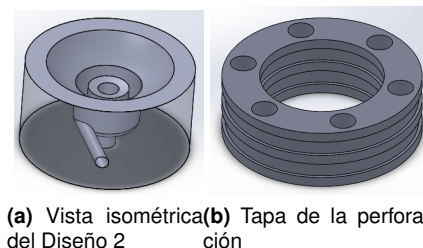
Debido a que la construcción de la copa del Diseño 1 se realizó en dos partes, y el proceso de unir ambas partes no fue el más óptimo. El Diseño 2 se

planificó de tal forma que se pueda fabricar y mecanizar en una sola pieza de Nylon 6.6, y una pequeña pieza con impresión 3D.

Con esta condición, el mecanizado se realiza con una perforación completa alrededor del centro, como se indica en la Figura 15a. Así se utiliza una sola pieza de Nylon 6.6 para la copa del cojinete de aire.

Además de esto, se realiza una tapa de tal forma que tenga los 6 agujeros dispuestos simétricamente alrededor del centro, tal como indica la Figura 15b. Esta pieza se fabrica con la impresora 3D DREAMER FLASHFORGE, utilizando el material PLA.

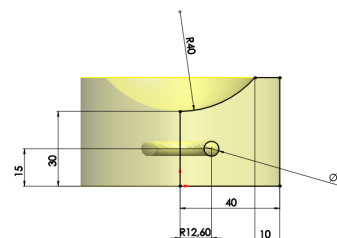
Con esta pieza impresa puesta sobre la perforación completa, el gráfico de distribución de presión mostrado en la Figura 8 no varía, manteniéndose así la condición de estabilidad; y facilitando a su vez el proceso de construcción.



**Figura 15:** Construcción de la copa del Diseño 2. **Fuente:** Elaboración Propia.

Así, el segundo diseño, tiene como parámetros de diseño en la copa:  $R = 30,00mm$ ,  $R_1 = 5,00mm$ ,  $R_2 = 2,00mm$  y  $R' = 12,60mm$ , como se observa en la Figura 16. Estos valores se utilizan para una semiesfera de radio  $40,00mm$ .

Y además, utilizando un espesor  $e$  de  $10,00mm$ , y con la Ecuación 10, se obtiene un ángulo máximo de rotación en los ejes de cabeceo y balance de  $\beta = 33,48^\circ$ .



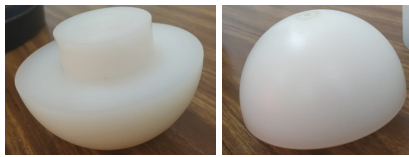
**Figura 16:** Parámetros de diseño de la copa para el Diseño 2. **Fuente:** Elaboración propia.

Para la construcción del segundo diseño, se utilizaron las mismas instalaciones y los mismos equipos descritos anteriormente en la sección 6.4.1.

Para la construcción y el mecanizado de la semiesfera de  $40mm$  de radio, se realizó el mismo proce-



dimiento que el del Diseño 1.



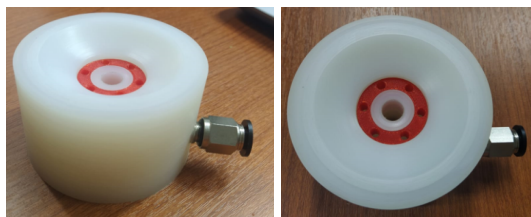
**Figura 17:** Semiesfera de nylon terminada del Diseño 2. **Fuente:** Elaboración Propia.

Como se indicó en la sección 6.5, la parte activa del cojinete de aire se realizó en una sola pieza, utilizando exclusivamente la fresadora EMCO Concept Mill 250. La pieza final de la copa, se indica en la Figura 18.



**Figura 18:** Copa de nylon terminada del Diseño 2. **Fuente:** Elaboración propia.

Para la tapa de la perforación, se utilizó PLA de color rojo, y se colocó de tal forma que la configuración del cojinete de aire sea del tipo multiflujo, tal como indica la Figura 19. También se colocó un conector para una manguera de 8mm, como la del Diseño 1, para la entrada de aire.



**Figura 19:** Copa terminada del Diseño 2. **Fuente:** Elaboración Propia.

## 6.6. Simulaciones

Se realizaron simulaciones, en ambos diseños, para obtener la carga (por ejemplo, un CubeSat) a una determinada presión, para un espesor de película de aire dado. La simulación se realizó utilizando SolidWorks teniendo en cuenta que un nanosatélite puede variar de 1 a 10 kg [17]. El software calcula la distribución de presión en la superficie inferior de la semiesfera, luego se realiza una integración numérica para calcular la fuerza.

También es importante conocer el ancho de la película de aire que existe entre la superficie de la semiesfera y la superficie superior de la copa. Dado que se está utilizando una simulación monofísica, se realizan simulaciones variando el espesor de la película de aire de 0.1 a 1.0 mm.

### 6.6.1. Parámetros de simulación

Se establecieron los siguientes parámetros de simulación, utilizando el software Flow Simulation de SolidWorks 2018:

Condiciones de frontera:

- Una presión estática en la superficie de entrada de aire, que varía de 1.5 a 8 atmósferas (151.987 a 810.600 kPa). Se establecieron estos valores debido a la capacidad de presión que ofrece el compresor del Laboratorio de Automatización y Robótica, de la Facultad de Ingeniería.

- Una presión atmosférica de 1 atmósfera (101.325 kPa).

Meta:

- La fuerza ejercida por el aire sobre la superficie inferior de la semiesfera.

### 6.6.2. Cantidad de simulaciones

La cantidad de simulaciones varían de acuerdo a:

- Espesor de aire: 0.1, 0.25, 0.5, 0.75 y 1 mm (5 espesores de película de aire distintas).

- Presión del aire: 1.5, 2, 3, 4, 5, 6, 7 y 8 atm (8 presiones de aire distintas).

En total se realizaron  $8 \times 5 = 40$  simulaciones para cada diseño del cojinete de aire. Las mismas se realizaron en una notebook HP ENVY 15, con un procesador de 4ta generación Intel(R) Core(TM) i7-4720HQ CPU de 2.60 Ghz. El tiempo de cada simulación estuvo comprendido entre 4 a 7 minutos aproximadamente.

## 7. Análisis y diseño de un sistema de balanceo automático de masas

Se describe el diseño de un prototipo de sistema de balanceo automático de masas para una plataforma sin fricción de tres grados de libertad. Se describe el método general para modificar la posición del centro de masas del sistema. Seguidamente se analiza la dinámica del movimiento del banco de pruebas y los dispositivos necesarios para modificar el centro de masa y monitorear el movimiento de la plataforma.

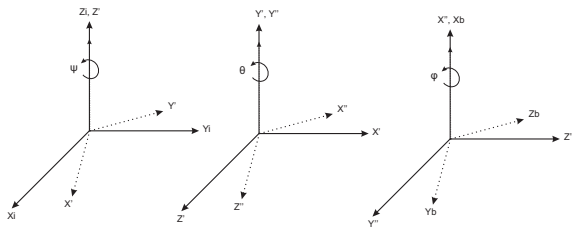
### 7.1. Sistemas de referencia

Con el fin de caracterizar el movimiento es necesario establecer dos sistemas de referencia: (i) el marco de referencia inercial I definido por los ejes  $(X_i, Y_i, Z_i)$  que es estático con respecto a la Tierra y cuyo origen se ubica en el centro de rotación del

cojinete de aire; (ii) el marco de referencia de la plataforma C definido por los ejes  $(X_c, Y_c, Z_c)$  cuyo origen coincide con el origen anterior pero los ejes son estáticos con respecto a la plataforma sobre el cojinete de aire esférico.

La rotación de la plataforma alrededor del centro instantáneo de rotación se puede caracterizar utilizando la posición del sistema de referencia C con respecto al sistema de referencia I. Esta posición se puede definir mediante los ángulos de Euler utilizando la secuencia ZYX. Esta secuencia consiste en [4]:

1. Girar un ángulo  $\psi$  alrededor de  $Z_i$  obteniendo el sistema 2  $(X', Y', Z')$
2. Girar un ángulo  $\theta$  alrededor de  $Y'$  obteniendo el sistema 3  $(X'', Y'', Z'')$ ,
3. Girar un ángulo  $\phi$  alrededor de  $X''$  obteniendo así el sistema C  $(X_c, Y_c, Z_c)$ .



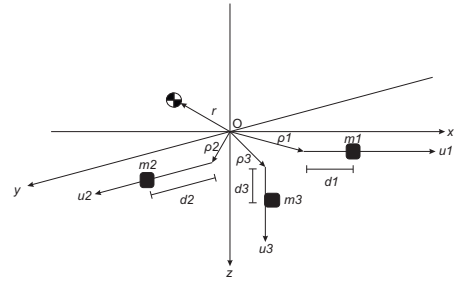
**Figura 20:** Secuencia ZYX. **Fuente:** Adaptado de [4].

Para expresar un vector utilizando el sistema de referencia B  $\vec{V}_B$  que esta descrito con el sistema de referencia A  $\vec{V}_A$ , hay que multiplicarlo por la matriz de rotación  $R_A^B$  tal que:  $\vec{V}_B = R_A^B \cdot \vec{V}_A$ . Existen matrices de rotación para cada una de estas secuencias, que son  $R_i^1$ ,  $R_1^2$  y  $R_2^3$ .

Para obtener la matriz de rotación dada para varios movimientos consecutivos basta con multiplicar las matrices de rotación de cada movimiento en el orden en el que se ejecutaron.

## 7.2. Balanceo de masas

Un sistema de balanceo de masas consta generalmente de 3 masas deslizantes, cada masa de balanceo se mueve sobre una guía lineal, estas tres guías, o carreras, se sitúan típicamente sobre rectas respectivamente ortogonales, como se indica en la Fig 21. A cada carrera se le asigna un vector unitario  $\vec{u}_i$  que representa la dirección de la misma con respecto al sistema de referencia de la plataforma. Los vectores  $\vec{u}_1$ ,  $\vec{u}_2$  y  $\vec{u}_3$  no necesitan ser ortogonales, el requisito es que sean linealmente independientes, de esta manera se puede desplazar el centro de masa en cualquier dirección del espacio. Se puede designar al vector posición del punto de inicio de cada carrera como  $\vec{\rho}_i$ .



**Figura 21:** Sistema de Balanceo de Masas General. **Fuente:** [18].

El desplazamiento sobre  $\vec{u}_i$  desde  $\vec{\rho}_i$ , se denomina  $d_i$ . Por lo tanto, la posición de cada masa deslizante con respecto al origen, que es el centro de rotación, se puede escribir como:

$$R_i = \vec{\rho}_i + d_i \vec{u}_i \quad (11)$$

Siendo  $\vec{\delta d}$  y  $\vec{r}$  el desplazamiento de cada masa deslizante y la posición del centro de masa respectivamente. Se puede deducir que el desplazamiento necesario para que el centro de masa coincida con el centro de rotación es:

$$\vec{\Delta d} = -[m_1 \vec{u}_1, m_2 \vec{u}_2, m_3 \vec{u}_3]^{-1} m \vec{r} \quad (12)$$

En el caso de que  $\vec{u}_1$ ,  $\vec{u}_2$  y  $\vec{u}_3$  estén respectivamente alineados con los 3 ejes inerciales fijos al sistema [18]:

$$\vec{\Delta d} = -\text{diag} \left( \frac{1}{m_1}, \frac{1}{m_2}, \frac{1}{m_3} \right) m \vec{r} \quad (13)$$

## 7.3. Dinámica del movimiento

La plataforma se modela como un cuerpo rígido con tres grados de libertad rotacionales. El torque aplicado a un sistema es igual a la derivada de cantidad de movimiento angular [19]:

$$\tau_{CR} = \frac{dH_{CR}}{dt} \quad (14)$$

Donde  $\tau_{CR}$  representa los torques externos, estos pueden ser generados por fricción con la atmósfera, por actuadores del sistema y principalmente, en el entorno previsto, el causado por un gradiente gravitacional. De la ecuación 14 se puede obtener:

$$A \dot{\omega} + B = \tau_{CR} \quad (15)$$

En la ecuación 15:  $A$  es una matriz  $3 \times 3$  cuyos elementos son funciones de la masa del sistema, del offset entre el centro de masa y el centro de rotación, y de los tensores de inercia;  $B$  es una matriz  $3 \times 1$  cuyos elementos son funciones de la masa del sistema, del offset entre el centro de masa y el centro de rotación, los tensores de inercia y la velocidad angular.

Los elementos de  $J$  dominan la dinámica sobre los vectores  $\vec{r}$  y  $\omega$ . Considerando a su vez que no se utilizan dispositivos de intercambio de momento angular y que el par aerodinámico es mucho menor al par gravitatorio [19].

Por lo tanto  $\tau_{CR} = \vec{r} \times M\vec{g}$ . Como en la Ecuación 12 la velocidad angular es con respecto a los ejes del sistema C, entonces  $\vec{g}$  depende de la posición de C con respecto a I. Dadas tales consideraciones, se obtiene:

$$\dot{\omega} = MgJ^{-1} \begin{bmatrix} 0 & -c(\phi)c(\theta) & s(\phi)c(\theta) \\ c(\phi)c(\theta) & 0 & s(\theta) \\ -s(\phi)c(\theta) & -s(\theta) & 0 \end{bmatrix} \vec{r} \quad (16)$$

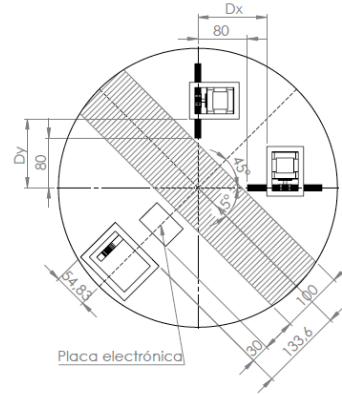
Para poder utilizar la ecuación 16 para simular el movimiento de un sistema se necesita también determinar la tasa de cambio de los ángulos de Euler  $\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi}$  a partir de la velocidad angular  $\omega$ . Visualizando la secuencia ZYX ilustrada en la Figura 20 se puede decir que  $\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi}$  son las proyecciones de  $\omega$  sobre  $Z_i, Y_2, X_c$  respectivamente.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s(\phi)t(\theta) & c(\phi)t(\theta) \\ 0 & c(\phi) & -s(\theta) \\ 0 & \frac{s(\phi)}{c(\theta)} & \frac{c(\phi)}{c(\theta)} \end{bmatrix} \omega \quad (17)$$

#### 7.4. Modelado de la plataforma

La plataforma es de forma circular y se utiliza madera como material. Se utilizan sistemas de piñón-cremallera para tener las masas móviles, en conjunto con tres motores paso a paso Nema 17, uno en cada eje ortogonal. Cada motor tiene un portamotor impreso en 3D, además de que en el eje Z hay una guía para el portamotor. Las cremalleras y los piñones también se realizan con impresiones 3D.

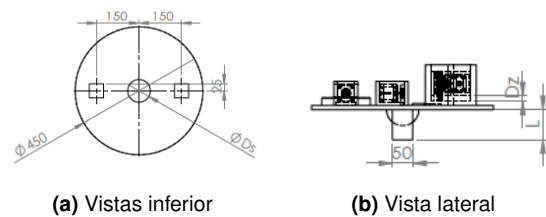
Inicialmente se colocan las cremalleras sobre los ejes X e Y, ubicados perpendicularmente en el plano de la plataforma circular de 450 mm de diámetro. El piñón se acopla al eje del motor paso a paso Nema 17, el cual está sobre un portamotor. Todo este sistema se acopla con la cremallera para tener así las masas deslizantes sobre estos dos ejes. Para el eje Z, además de todos los componentes citados anteriormente, se utiliza una guía para el portamotor ubicada en la dirección del eje Z, de forma que el motor se desplace sobre este eje.



**Figura 22:** Vista superior de la plataforma. **Fuente:** Elaboración propia.

Además de esto, se deja reservado un lugar para ubicar el nanosatélite, que está indicado con la superficie rayada en la Figura 22. De esta forma, es capaz de ser utilizado para nanosatélites de hasta 3U, cumpliendo así con los requerimientos de la Sección 1. También está establecido un lugar para la placa electrónica, el cual contiene el procesador a utilizar, los drivers y sensores requeridos.

En la Figura 22 también se indican las respectivas distancias de cada componente, el cual se puede observar con más detalles en el Anexo B. Las distancias Dx y Dy son distancias variables, los cuales hacen que el centro de masa coincida con el centro de rotación.



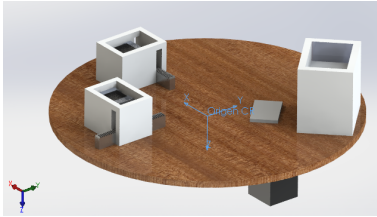
**Figura 23:** Vistas de la plataforma. **Fuente:** Elaboración propia.

También se utilizan contrapesos en la parte inferior de la plataforma de manera a que permitan que el centro de masa de el sistema se aproxime al centro de rotación, con las distancias que se muestran en la Figura 23a.

En cuanto a la longitud de los contrapesos a utilizar, dependen del diámetro de la semiesfera. Para la semiesfera de diámetro  $D_s = 80$  mm, se propone un contrapeso de  $L = 75$  mm; y para  $D_s = 150$  mm, se propone  $L = 65$  mm.

## 7.5. Parámetros determinados a través del modelo CAD

Esta plataforma es diseñada de forma a que sea utilizable para ambos diseños de cojinetes de aire esféricos. Se considera el sistema de referencia ubicado en el centro de rotación del sistema, que es en el centro de la esfera. Entonces se realiza el modelado con ambas semiesferas, y así se obtienen los parámetros físicos tales como masa total, coordenadas del centro de masa respecto a la del centro de rotación, tal como se muestra en la Figura 24, y los tensores de inercia del sistema completo.



**Figura 24:** Plataforma final. **Fuente:** Elaboración propia.

El Diseño 1 tiene la semiesfera de 150 mm de diámetro, mientras que el Diseño 2 tiene la semiesfera de 80 mm de diámetro. Con el software de SolidWorks se obtienen los siguientes parámetros:

### Para el Diseño 1:

- Masa total (g): 5998,94
  - Coordenadas del centro de masa (mm): (0; 0; 4,54)
  - Tensor de inercia (g.mm<sup>2</sup>):
- $$\begin{pmatrix} 42861422,28 & -14693030,82 & 1024650,55 \\ -14693030,82 & 95494091,87 & -1013579,14 \\ 1024650,55 & -1013579,14 & 122057291,51 \end{pmatrix}$$

### Para el Diseño 2:

- Masa total (g): 5496,98
  - Coordenadas del centro de masa (mm): (0; 0; 4,76)
  - Tensor de inercia (g.mm<sup>2</sup>):
- $$\begin{pmatrix} 42515831,70 & -14693030,82 & 1024650,55 \\ -14693030,82 & 103248501,29 & -1013579,14 \\ 1024650,55 & -1013579,14 & 128119700,93 \end{pmatrix}$$

## 7.6. Balance automático de masas

El proceso del balance automático puede ser iterativo, y cada iteración posee dos etapas principales:

- La estimación del centro de masa.
- La estimación del desplazamiento necesario necesario de cada masa deslizando.

### 7.6.1. Estimación del Centro de Masa

Para la primera etapa, se utiliza la Ecuación 16 de la dinámica de la plataforma simplificada, el tensor de

inercia obtenido en la Sección 7.5 y los datos obtenidos por un giroscopio acoplado a la plataforma. Estos datos son obtenidos durante el movimiento de la plataforma sin excitaciones externas. De la Ecuación 16 se obtiene:

$$\begin{bmatrix} \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \\ \Delta\omega_z \end{bmatrix}_{t_2-t_1} = Mgt_m \begin{bmatrix} 0 & aux_{12} & aux_{13} \\ aux_{21} & 0 & aux_{23} \\ aux_{31} & aux_{32} & 0 \end{bmatrix} \vec{r} \quad (18)$$

Otra forma de representar esta ecuación es:

$$\Delta\omega_{t_2-t_1} = aux_{t_2,t_1} \vec{r} \quad (19)$$

Donde  $aux_{ij}$  depende de los ángulos de Euler y de la matriz de inercia.

En las ecuaciones 18 y 19 las variables  $t_1$  y  $t_2$  indican dos valores de dos iteraciones consecutivas. Mientras  $t_m$  es el tiempo de muestreo, la cual es establecida por la frecuencia de muestreo del giroscopio [19].

Se puede resolver un valor de  $\vec{r}$  ( $n - 1$ ) veces, siendo  $n$  la cantidad de muestras que se obtuvo durante la recolección de datos del movimiento. Con la finalidad de obtener el valor de  $\vec{r}$  más exacto, en lugar de resolver la ecuación solamente una vez utilizando los datos de dos iteraciones consecutivas, se realiza una estimación mediante el método de mínimos cuadrados.

Finalmente, se estima el valor del offset entre el centro de rotación y el centro de masa:

$$\vec{r} = [AUX^T AUX]^{-1} AUX^T \Delta\Omega \quad (20)$$

### 7.6.2. Desplazamiento de las masas deslizando

Para la segunda etapa, se utiliza la ecuación 13, que necesita de  $\vec{r}$  y el valor de cada masa deslizando para determinar el desplazamiento necesario de estas para minimizar el valor de  $\vec{r}$ .

La iteración de este proceso es necesario por dos motivos principales:

- Inexactitud de los actuadores en el desplazamiento [18].
- El cojinete de aire esférico posee límites de rotación por lo que el giro puede obstruirse, proporcionando una cantidad menor de datos.

## 7.7. Simulaciones

Para simular los datos del movimiento del cuerpo rígido en cuestión el algoritmo necesita determinados parámetros que caracterizan al cuerpo rígido. Los parámetros necesarios son: la masa total del sistema, el offset entre el centro de rotación y el centro de masa y los tensores de inercia de la plataforma. Con el objetivo de simular el sistema propuesto, estos parámetros



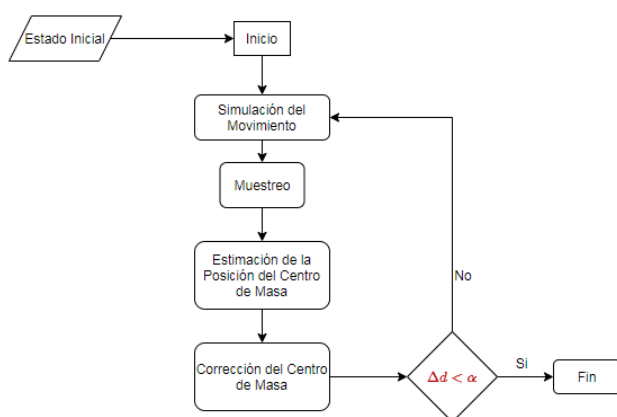
son determinados utilizando el modelo CAD descrito en la Sección 7.5.

Se definen además el período entre cada iteración, mientras menor sea el período, mayor será la exactitud del modelo, y el tiempo de la simulación. Es necesario definir un estado inicial del sistema, es decir, los ángulos de Euler y la velocidad angular.

En lugar de utilizar directamente los datos del movimiento estimados, se tiene en cuenta que en la práctica se utiliza un giroscopio con determinado tiempo de muestreo. Por lo que se seleccionan los datos de acuerdo a ese tiempo de muestreo y se les añade un error aleatorio de hasta un 10 %.

Se implementa el algoritmo de la Sección 7.6 utilizando los datos del movimiento modificado y los tensores de inercia determinados con el modelo CAD, de esta forma se obtiene un vector  $\vec{r}$  estimado.

Con  $\vec{r}$  estimado y la masa de cada masa deslizantes se calcula el desplazamiento utilizando la Ecuación 12.



**Figura 25:** Diagrama de Flujo. **Fuente:** Elaboración propia.

## 7.8. Componentes sugeridos

Se describen los dispositivos necesarios para implementar el algoritmo propuesto en la sección 7.6, así como los requisitos que deben satisfacer. Se sugieren los componentes específicos a utilizar, ya sea para la parte de sensores, actuadores y para la comunicación.

### 7.8.1. Actuadores

Para modificar la posición del centro de masa se utilizan tres actuadores que desplazan tres masas deslizantes. En la sección 7.4 se describe el mecanismo donde se utiliza el motor como masa deslizante. En la misma se utiliza un motor paso a paso NEMA 17.

Para el control de la cantidad de pasos y el sentido de giro de los motores se sugiere utilizar tres drivers DRV8825 (uno para cada motor). Con alimenta-

ción de 12V para los motores, salidas para los extremos de cada bobina del motor y dos entradas de control: una llamada DIR para determinar el sentido de giro y otra llamada STP que al recibir un impulso hace que el motor efectúe un paso. También cuenta con un potenciómetro para regular la corriente máxima de entrada al motor.

### 7.8.2. Sensores

En el proceso de determinación del centro de masa se necesitan recolectar datos sobre la velocidad angular de la plataforma alrededor de sus ejes principales de inercias. Para la recolección de datos del movimiento se recomienda utilizar un IMU de 6 grados de libertad MPU6050, que posee un giroscopio y una acelerómetro, uno de cada uno dispuestos en tres ortogonales.

### 7.8.3. Controlador y comunicación

Es necesario un microcontrolador para mandar las señales de control al driver y que procese los datos del sensor. Una opción válida y recomendada es el Arduino Mini 5V de 16MHz, que puede comunicarse con el MPU6050 utilizando el protocolo I2C de topología tipo bus. Posee además suficientes salidas digitales para el control de los drivers.

Utilizar cables para la comunicación a un computador externo a la plataforma puede presentar resistencia en el libre movimiento del banco de pruebas, por lo que es necesario una comunicación inalámbrica. Se propone la utilización del módulo HC06, que utiliza el protocolo Bluetooth 2.0 como enlace entre una computadora y el microcontrolador a bordo.

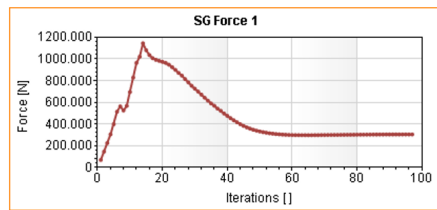
## 8. Resultados y análisis

Para el cojinete neumático, la dinámica del flujo de aire y sus efectos se simulan computacionalmente utilizando el software "SolidWorks Flow Simulation", una herramienta de simulación de fluidos de uso general que utiliza el método de volúmenes finitos. Se calculan los parámetros relacionados con la interacción de fluidos y estructuras, (que es un sistema multifísico) combinando simulaciones sucesivas para modelar funciones cuyas variables son la carga, el espesor de la película de aire y la presión del aire suministrado.

### 8.1. Simulaciones del cojinete de aire esférico

SolidWorks realiza una simulación, utilizando el Método de Elementos Finitos, y los cálculos necesarios para obtener una fuerza a una presión dada y un espesor de película de aire dado. Luego de realizar las iteraciones necesarias, se observa que el resultado converge en un cierto valor, tal como se indica en la Figura 26.





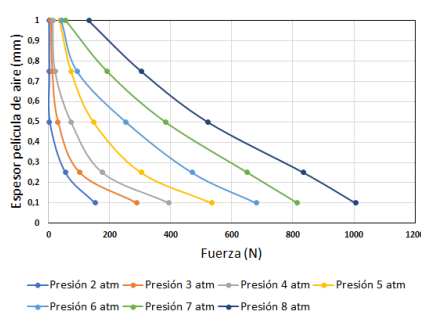
**Figura 26:** Diagrama de la fuerza para una presión de 5 atm y un espesor de película de aire de 0.25 mm.  
**Fuente:** Simulación SolidWorks

SolidWorks Flow Simulation es una herramienta monofísica, por lo que se realizaron varias simulaciones para interpolar funciones cuyas variables son la presión suministrada, el espesor de la película de aire y la carga. Con esto, es posible utilizar una herramienta monofísica para resolver un problema multifísico.

### 8.1.1. Resultados de las simulaciones del Diseño 1

Con un conjunto de simulaciones, se obtienen varias fuerzas ejercidas en la semiesfera, variando la presión y el grosor de la película de aire. Después, manteniendo la presión constante, se puede obtener el gráfico de espesor de la película de aire en función de la fuerza, como se presenta en la Figura 27.

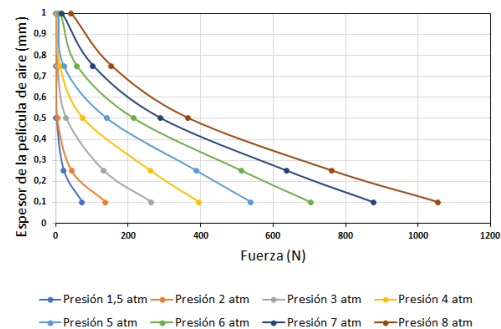
Con esta Figura se puede establecer una fuerza, para una presión dada, y así conocer el espesor de la película de aire.



**Figura 27:** Gráfico del espesor de película de aire en función a la Fuerza a una Presión constante. Diseño 1. **Fuente:** Elaboración Propia.

### 8.1.2. Resultados de las simulaciones del Diseño 2

Realizando simulaciones análogas a la del Diseño 1, se obtuvo también el gráfico de espesor de la película de aire en función de la fuerza, a una presión constante, como indica en la Figura 28.



**Figura 28:** Gráfico del espesor de película de aire en función a la Fuerza a una Presión constante. Diseño 2. **Fuente:** Elaboración Propia.

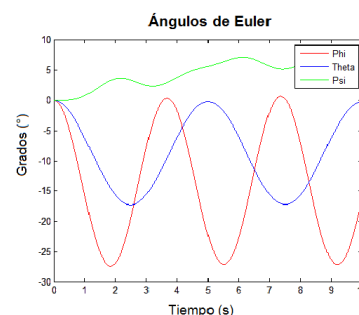
## 8.2. Simulaciones del sistema de balanceo automático de masas

Se supone un Cubesat de 1U sobre la plataforma del Diseño 1 de manera que los parámetros quedan de la siguiente forma:

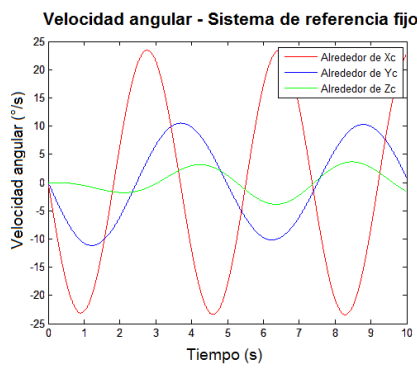
- Masa total (g): 7219,83
  - Coordenadas del centro de masa (mm):  $(-0,4; 0,6; 2,5)$
  - Tensor de inercia ( $\text{g} \cdot \text{mm}^2$ ):
- $$\begin{pmatrix} 61758432,05 & -14693030,82 & 1024650,55 \\ -14693030,82 & 143991101,64 & -1013579,14 \\ 1024650,55 & -1013579,14 & 130954301,29 \end{pmatrix}$$

Se simula el estado inicial del sistema, obteniendo así los ángulos de Euler y la velocidad angular, que se muestran en las Figuras 29 y 30 respectivamente.

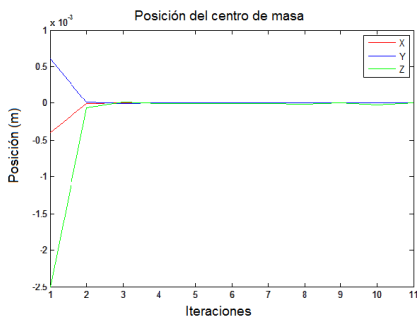
Una vez obtenidos los datos del movimiento, se procede a la estimación y corrección del centro de masa del sistema. En las siguientes Figuras 31 y 32 se tienen dos gráficos que corresponden a la posición del centro de masa después de cada corrección.



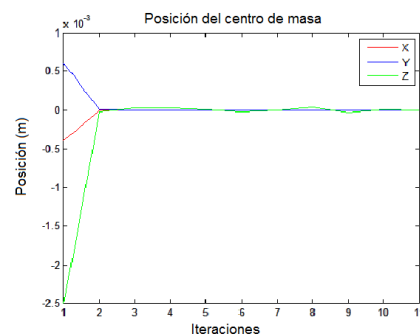
**Figura 29:** Ángulos de Euler. **Fuente:** Elaboración Propia.



**Figura 30:** Velocidad Angular con respecto al Sistema de Referencia fijo a la Plataforma. **Fuente:** Elaboración Propia.



**Figura 31:** Posición del Centro de Masa. Sin error en los tensores de inercia. **Fuente:** Elaboración Propia.



**Figura 32:** Posición del Centro de Masa. Con error de 10% en los tensores de inercia. **Fuente:** Elaboración Propia.

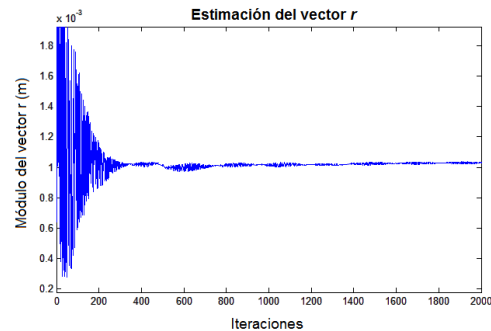
En el gráfico de la Figura 31 se supone una corrección donde los tensores de inercia fueron obtenidos sin un error apreciable a partir del modelo CAD.

En el gráfico de la Figura 32 se añade un error del 10% a los tensores de inercia. La corrección de la posición del centro de masa se limita debido a los movimientos discretos del actuador, lo que se puede apreciar en la figura.

El par residual gravitacional final para ambas estimaciones de inercia con un nivel de error de 0 y de

10% es de  $3,9 \times 10^{-4} Nm$  y  $1,3 \times 10^{-3} Nm$ , respectivamente.

Cada estimación de la posición del centro de masa se realiza mediante el método de mínimos cuadrados, utilizando los mismos datos del movimiento. En la Figura 33 se observa como la estimación de la posición del centro de masa converge a un valor a medida que aumenta la cantidad de datos.



**Figura 33:** Estimación del Offset entre el Centro de Rotación y el Centro de Masa. **Fuente:** Elaboración Propia.

### 8.3. Parámetros dinámicos del cojinete de aire

Con el fin de validar el modelo dinámico implementado para simular el movimiento de un cuerpo con 3 grados de libertad rotacionales, se realiza un experimento en el cual se mide la velocidad angular del Diseño 1. Así mismo, se simula el movimiento replicando los parámetros del mismo diseño y utilizando el mismo estado inicial del experimento.

#### 8.3.1. Simulaciones en Matlab

Primeramente, para las simulaciones, se utilizaron los parámetros determinados a partir del diseño de SolidWorks. Se eligió el diseño 1, con la semiesfera de radio  $R = 75 \text{ mm}$  estableciendo como material el Nylon 101.

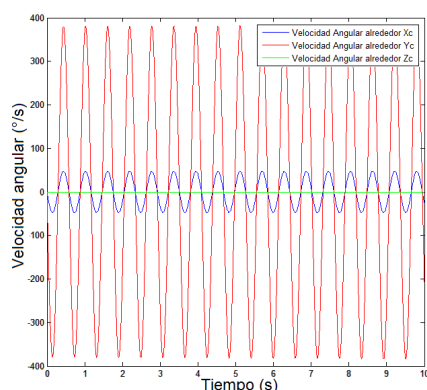
En la práctica, para mecanizar la semiesfera en la máquina CNC, se modificó la geometría para sujetar la misma a la máquina (ver Figura 12). Con esta modificación, los parámetros extraídos del software son:

- Masa total (g): 1045,01
- Coordenadas del centro de masa (mm): (0; 0; -27,07)

- Tensor de inercia ( $g \cdot mm^2$ ):

$$\begin{pmatrix} 2292988,92 & 0 & 0 \\ 0 & 2292988,92 & 0 \\ 0 & 0 & 2292025,50 \end{pmatrix}$$

Utilizando estos datos, y escogiendo una posición inicial de:  $\phi = 5^\circ$ ,  $\theta = 35^\circ$  y  $\psi = 0^\circ$ ; se supuso que el movimiento parte del reposo.

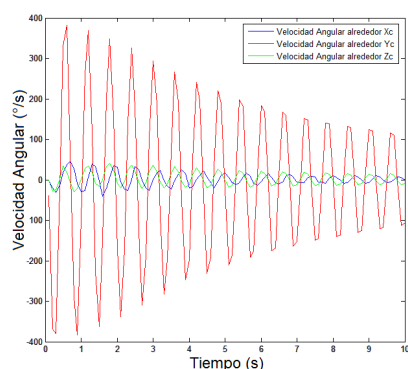


**Figura 34:** Simulación: Velocidad Angular con respecto al Sistema de Referencia fijo a la Plataforma. **Fuente:** Elaboración Propia.

A partir de la figura 34, se obtiene que la máxima velocidad angular es de  $379,35^\circ/\text{s}$  con un periodo de oscilación aproximadamente igual a  $0,58$  segundos.

### 8.3.2. Mediciones

Para las mediciones se utilizó el IMU de 6 grados de libertad MPU6050. Como microcontrolador se utilizó un Arduino Nano 5V de 16 MHz. Los componentes se alojaron encima de la parte pasiva del cojinete de aire, es decir, sobre la semiesfera. Luego se encendió el compresor de aire y se le proporcionó a la semiesfera un movimiento oscilatorio, empezando con una posición angular de aproximadamente  $\theta = 35^\circ$ .



**Figura 35:** Medición: Velocidad Angular con respecto al Sistema de Referencia fijo a la Plataforma. **Fuente:** Elaboración Propia.

A partir de la figura 35, se observa que la máxima velocidad angular es de  $381,4^\circ/\text{s}$  con un periodo de oscilación aproximadamente igual a  $0,6$  segundos. Estos valores se aproximan bastante a los obtenidos a partir de la figura 34. Se observa una disminución de la velocidad angular, esto se debe a un cable que parte de la semiesfera a un computador externo, de tal manera a que el cable amortigua el movimiento disipando energía.

### 8.4. Comparación entre los diseños de cojinete de aire

Es posible observar en las Figuras 27 y 28, comparando con un mismo espesor de película de aire y a la misma presión constante, que con el Diseño 1 se obtiene una mayor fuerza que con el Diseño 2. Esto es debido a que, a una presión constante, la fuerza y el área de superficie son directamente proporcionales, siendo el primer diseño el de mayor área superficial.

Otro detalle notorio es que el Diseño 2 tiene menor momento de inercia que el primero, debido a que tiene la semiesfera de menor radio. Esto es importante y ventajoso porque cumple con los requerimientos de la Tabla 1.

Además, en las Secciones 6.4 y 6.5, se determinó que los ángulos máximos de rotación del Diseño 1 y el Diseño 2 son,  $\beta_1 = 36,87^\circ$  y  $\beta_2 = 33,48^\circ$ , respectivamente. Con estos valores, ambos diseños proporcionan una libertad de rotación mayor a lo establecido, lo que significa una ventaja para los mismos.

**Tabla 2:** Cumplimiento de los requerimientos de ambos diseños.

	Satélites para prueba	Capacidad de carga	Mdl de la plataforma	Libertad de rotación
Diseño 1	✓	✓	X	✓
Diseño 2	✓	✓	✓	✓

**Fuente:** Elaboración propia

Si bien el Diseño 1 no cumple con el requerimiento del momento de inercia deseado, tal como se indica en la Tabla 2, este aún puede utilizarse como simulador. Con esto, se podrán realizar pruebas de algoritmos de control de orientación, añadiendo directamente a la plataforma los componentes del ADCS del satélite, en lugar de todo el satélite en sí.

Sin embargo, el Diseño 2 cumple con todos los requerimientos, así que puede ser utilizado como banco de pruebas de ADCS de nanosatélites.

### 8.5. Análisis de costos

En la tabla 3, se muestra el precio de cada diseño del cojinete de aire, teniendo en cuenta los componentes de la parte neumática.

Se observa que el Diseño 1 es más caro debido a su mayor tamaño, por lo que requiere mayor material. Cabe destacar que, para la elaboración de este presupuesto, no se tuvo en cuenta el precio del compresor de aire, ya que se utilizó el compresor del Laboratorio de Automatización y Robótica de la Facultad de Ingeniería.

**Tabla 3:** Costo total de ambos cojinetes de aire.

	Material	Cantidad	Precio unitario (Gs)	Precio total (Gs)	Lugar
Diseño 1	Nylon	3.4 kg	64000	215000	Abracomaq
	Conector recto 1/4 x 8 mm	1	12000	12000	Providus
	Manguera poliuretano 8 mm	2 metros	7500	15000	Providus
	Tornillos	6	800	4800	Ferrex
Diseño 2	Nylon	0.7 kg	64000	45000	Abracomaq
	Conector recto 1/4 x 8 mm	1	12000	12000	Providus
	Manguera poliuretano 8 mm	2 metros	7500	15000	Providus
	Impresión 3D PLA	1 metro de	2000	2000	Elaboración propia
Total Diseño 1				246800	
Total Diseño 2				74000	
TOTAL				320800	

**Fuente:** Elaboración propia

Cabe destacar que, para un óptimo desempeño y mayor vida útil de los cojinetes, se recomienda colocar antes de la entrada de aire, un filtro para evitar que pequeñas partículas de polvo, agua y/o suciedad ingresen al cojinete.

Si se requiere utilizar aluminio como materia prima para construir el cojinete de aire, por sus mejores propiedades mecánicas (mayor resistencia a la corrosión, mayor impermeabilidad, mayor rigidez, mayor módulo de elasticidad), se necesitarían las mismas dimensiones de material, pero mayor masa. El precio por kilogramo del aluminio es aproximadamente de 66000 Gs (del mismo lugar donde se compró el nylon).

Para el Diseño 1 se necesitaría alrededor de 7,8 kg, lo cual costaría alrededor de 515000 Gs. Y para el Diseño 2 se necesitaría alrededor de 1,7 kg, lo cual costaría alrededor de 113000 Gs.

## 9. Conclusiones y Trabajos futuros

Una vez finalizado el proceso del diseño del sistema, se analizaron los resultados obtenidos en las simulaciones, tanto en el diseño del cojinete de aire como en el sistema de balanceo automático de masas. Así también se examinó el producto final implementado, que en este caso es el cojinete de aire esférico sin fricción, fabricado con el nylon 6.6.

En base al análisis y a los objetivos propuestos, junto al alcance del proyecto, seguidamente se presentan las conclusiones resultantes del trabajo.

### 9.1. Conclusiones

Este Trabajo Final de Grado aborda la implementación de una plataforma sin fricción como banco de pruebas para ADCS de nanosatélites. Las principales conclusiones se resumen a continuación:

- Mediante revisión de la literatura y de acuerdo al alcance del proyecto, se definieron los requerimientos mínimos a cumplir para el banco de

pruebas. Se concluyó que el mismo debe ser capaz de soportar nanosatélites de distintos tamaños y pesos. Además, esta plataforma debe tener bajo momento de inercia respecto a un CubeSat de 1U, así como también una libertad de rotación en los tres ejes.

- Se analizaron las ecuaciones analíticas del flujo de aire que pasa a través de ranuras para analizar la distribución de presión en la superficie de los cojinetes de aire, en ambas configuraciones, monoflujo y multifujo. A partir de estas ecuaciones, se halló una relación general de las longitudes utilizadas como parámetros de diseño.
- "SolidWorks Flow Simulation.<sup>es</sup> una herramienta monofísica, por lo que se realizaron varias simulaciones para interpolar funciones cuyas variables son la presión suministrada, el espesor de la película de aire y la carga. Con esto, es posible utilizar una herramienta monofísica, para resolver un problema multifísico.
- Se realizaron dos diseños de cojinetes de aire esféricos, siendo ambos de configuración Tabletop y Multifujo, pero distintos en cuanto a tamaño, utilizando la relación general citada anteriormente. Se hicieron las simulaciones respectivas, y mediante los gráficos se verificó que, a una presión igual, el de mayor tamaño soporta una carga mayor <sup>1</sup>.
- Se construyó primeramente el Diseño número 1, utilizando nylon como material. Se observó que proporciona un ambiente de baja fricción y la estabilidad esperada mediante las ecuaciones. Pero este diseño no cumplió con todos los requerimientos mínimos establecidos. Sin embargo, se concluye que el mismo puede servir como simulador, agregando los componentes necesarios al mismo, y así utilizarlo para pruebas de algoritmos de control.
- Luego se construyó el Diseño número 2, utilizando nuevamente el nylon como material. Se observó que también proporciona un ambiente prácticamente sin fricción y la estabilidad esperada. Además, cumplió con todos los requerimientos mínimos establecidos. Así, se concluye que el mismo es apto como banco de pruebas para ADCS de nanosatélites.
- Se implementó un algoritmo con el fin de simular el movimiento del banco de pruebas en base a un modelado matemático del mismo. Se comparó el modelo mediante mediciones del movimiento del cojinete construido.

<sup>1</sup> Trabajo presentado en el 2do Simposio Latinoamericano sobre pequeños satélites en Buenos Aires, Argentina en Noviembre de 2019

- Se realizó un diseño de un sistema de balanceo de masas, y se simuló la estimación de su centro de masa y las correcciones de la misma. Las simulaciones indican que es posible reducir el par gravitacional residual del sistema.

## 9.2. Trabajos Futuros

A continuación se listan los posibles proyectos o trabajos futuros que pueden derivar del mismo:

- Adaptar el Diseño 1 para utilizarlo como simulador, añadiendo los componentes necesarios del ADCS, tales como ruedas de reacción, acelerómetros, giroscopios, etc. Esto se podrá utilizar para realizar prácticas de laboratorio en universidades, probando distintos algoritmos de control.
- Combinar el Diseño 2 junto a una jaula de Helmholtz para simular el campo magnético terrestre, de tal manera a poder realizar ensayos de actuadores y sensores que interactúen con el campo magnético.
- Desarrollar métodos de medición del grosor de la película de aire y de la presión del aire presurizado en puntos críticos del circuito.
- Implementar el diseño del balanceo automático de masas con los componentes sugeridos.
- Realizar pruebas de algoritmos de control para el balanceo automático de masas.

## Referencias

- [1] R. E. Hodges, N. Chahat, D. J. Hoppe, and J. D. Vacchione, "A deployable high-gain antenna bound for mars: Developing a new folded-panel reflectarray for the first cubesat mission to mars," *IEEE Antennas and Propagation Magazine*, vol. 59, no. 2, pp. 39–49, 2017.
- [2] D. Eade, *Capacity-building: An approach to people-centred development*. Oxfam, 1997.
- [3] J. Elguera, "Calibración de giroscópicos para eliminar la deriva en un sistema de navegación inercial de un nanosatélite," Ph.D. dissertation, Tesis de maestría. Programa de maestría y doctorado en Ingeniería, Facultad ..., 2015.
- [4] J. Prado, "Sistema de simulación para pruebas de algoritmos de orientación y control de satélites pequeños," Ph.D. dissertation, Tesis de Doctorado. Programa de maestría y doctorado en Ingeniería, Facultad ..., 2007.
- [5] J. L. Schwartz, M. A. Peck, and C. D. Hall, "Historical review of air-bearing spacecraft simulators," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, no. 4, pp. 513–522, 2003.
- [6] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, and R. Twiggs, "Cubesat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation," 2000.
- [7] J.-F. Castet and J. H. Saleh, "Satellite and satellite subsystems reliability: Statistical data analysis and modeling," *Reliability Engineering & System Safety*, vol. 94, no. 11, pp. 1718–1728, 2009.
- [8] I. Gavrilovich, "Development of a robotic system for cubesat attitude determination and control system ground tests," Ph.D. dissertation, 2016.
- [9] J. R. Wertz, *Spacecraft attitude determination and control*. Springer Science & Business Media, 2012, vol. 73.
- [10] S. Chesi, O. Perez, and M. Romano, "A dynamic, hardware-in-the-loop, three-axis simulator of spacecraft attitude maneuvering with nanosatellite dimensions," 2015.
- [11] H. Walter and A. L. Herrmann, "Satellite motion simulator," Jun. 11 1963, uS Patent 3,092,918.
- [12] P. Baker and A. FUNARI, "Army lightweight exo-atmospheric projectile (leap)," in *Aerospace Design Conference*, 1992, p. 1212.
- [13] J. Li, M. Post, T. Wright, and R. Lee, "Design of attitude control systems for cubesat-class nanosatellite," *Journal of Control Science and Engineering*, vol. 2013, p. 4, 2013.
- [14] "Berlin space technologies - nanosat air bearing." [Online]. Available: <https://www.berlin-space-tech.com/portfolio/nanosat-air-bearing/>
- [15] K. W. Stark, *The Design of Various Types of Air Bearing for Stimulating Frictionless Environments*. National Aeronautics and Space Administration, 1962.
- [16] D. D. Fuller, *Theory and practice of lubrication for engineers*. Wiley New York, 1956.
- [17] R. L. Staehle, B. Anderson, B. Betts, D. Blaney, C. Chow, L. Friedman, H. Hemmati, D. Jones, A. Klesh, P. Liewer *et al.*, "Interplanetary cubesats: opening the solar system to a broad community at lower cost," 2012.
- [18] J. J. Kim and B. N. Agrawal, "Automatic mass balancing of air-bearing-based three-axis rotational spacecraft simulator," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 32, no. 3, pp. 1005–1017, 2009.
- [19] R. C. d. Silva, F. C. Guimarães, J. V. L. d. Loiola, R. A. Borges, S. Battistini, and C. Cappelletti, "Tabletop testbed for attitude determination and control of nanosatellites," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 32, no. 1, p. 04018122, 2019.