



Titulació:

Grado en Ingeniería Electrónica Industrial y Automática

Grado en Ingeniería Mecánica

Alumno:

Antoni Bonilla López

Enunciado del TFG:

Estudio, Diseño y construcción de una plataforma pivotante para ensayo del sistema de control de actitud (ACS) de un cubesat

Director/a del TFG:

David Gonzalez Diez

Jordi Voltas Aguilar

Codirector/a del TFG:

David Gonzalez Diez

Jordi Voltas Aguilar

Convocatoria de entrega del TFG:

Junio del 2019

Contenido de este volumen:

-MEMORIA Y ANEXOS-

Abstract

In the academic world there are certain difficulties to perform tests with real satellites. This is due to the high costs involved in this type of elements and the long development times in relation to the teaching times stipulated for the students. This fact forces many times to replace these practical sessions by computer simulations.

In this project the mechanical and electronic design of a testbed for the attitude control testing of CubeSats 1U is developed. This testbed includes a pivoting platform that allows the free movement of a nanosatellite and the design of a CubeSat 1U fully equipped to control its spatial orientation. The complete set allows the end-user to simply have to develop the necessary control algorithms and implement them in the Hardware to perform tests.

CubeSat layout on the testbed gives certain advantages thanks to its design. Broadly speaking, the CubeSat 1U is placed inside a sphere, which pivots freely on a support that acts as an air bearing. Thus, the nanosatellite can rotate 360 degrees in all axes, allowing for attitude control tests without limits or restrictions. It should be noted that the system also allows testing with CubeSats with a greater number of units using only a hemisphere.

The CubeSat 1U design is modular. This allows the replacement of the elements of its interior quickly and easily and even allows to eliminate or expand the functionality of the nanosatellite. The basic configuration for this project includes the use of 3 reaction wheels, an Inertial Measurement Unit with 9 degrees of freedom, 3 light sensors, a XBee wireless communication system and the power supply of the system using a battery. The CubeSat is controlled with an Arduino Nano board, which facilitates the easy implementation of the control algorithms developed by the user.

Both the CubeSat and the pivoting platform are based on the combination of COTS with parts obtained by additive manufacturing. This fact promotes the low cost advantage of this testbed, which has been completely developed and modeled by the mechanical CAD software SolidWorks®.

Keywords:

CubeSat, Air Bearing, Reaction Wheel, Attitude Control, Testbed

Resumen

En el mundo académico existen ciertas dificultades para realizar ensayos con satélites reales. Esto se debe a los elevados costes que acarrearán este tipo de elementos y a los tiempos de desarrollo prolongados en relación a los tiempos lectivos estipulados para el alumnado. Este hecho obliga en muchas ocasiones a sustituir estas sesiones prácticas por simulaciones computacionales.

En este proyecto se desarrolla el diseño a nivel mecánico y electrónico de un banco de pruebas para el testeo de control de actitud de CubeSats 1U. Este banco de pruebas incluye la plataforma pivotante que permite el libre movimiento del nanosatélite y, además, el diseño de un CubeSat 1U totalmente equipado para controlar su orientación espacial. Todo el conjunto permite que el usuario final tan solo deba elaborar los algoritmos de control necesarios e implementarlos en el Hardware para realizar pruebas.

La disposición del CubeSat en el puesto de ensayo da lugar a ciertas ventajas gracias al diseño realizado. A grandes rasgos, el CubeSat 1U se introduce en el interior de una esfera, la cual pivota libremente sobre un soporte que actúa como cojinete de aire. De esta forma, el nanosatélite puede girar 360° en todos sus ejes, lo que permite realizar ensayos de control de actitud sin restricciones físicas que lo limiten. Cabe destacar que el sistema permite ensayar con CubeSats de mayor número de unidades utilizando tan solo una semiesfera.

El diseño del CubeSat 1U es modular. Esto permite la sustitución de los elementos de su interior de forma rápida y sencilla pudiendo, incluso, eliminar o ampliar funcionalidades del nanosatélite. La configuración básica para este proyecto incluye el uso de 3 volantes de reacción, una Unidad de Medición Inercial de 9 grados de libertad, 3 sensores de luz, un sistema de comunicación inalámbrico XBee y la alimentación del sistema mediante una batería. El CubeSat se controla con una placa Arduino Nano, con lo que se facilita la fácil implementación de los algoritmos de control desarrollados por el usuario.

Tanto el CubeSat como la plataforma pivotante se basan en la combinación de COTS con piezas manufacturadas mediante fabricación aditiva. Este hecho propicia el carácter *low cost* de este banco de pruebas, que ha sido desarrollado y modelado por completo mediante el software de CAD mecánico SolidWorks®.

Palabras clave:

CubeSat, Cojinete de aire, Rueda de reacción, Control de Actitud, Banco de ensayos

Declaración de honor

Declaro que,

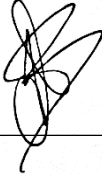
el trabajo en esta Tesis de Grado es completamente mi propio trabajo,

ninguna parte de esta Tesis de Grado se toma del trabajo de otras personas sin darles crédito,

todas las referencias han sido claramente citadas,

entiendo que una infracción de esta declaración me deja sujeto a las acciones disciplinarias previstas por la *Universitat Politècnica de Catalunya - BarcelonaTECH*.

Antoni Bonilla López
Nombre del estudiante


Firma

10/06/2019
Fecha

Título de la Tesis: Estudio, Diseño y construcción de una plataforma pivotante para ensayo del sistema de control de actitud (ACS) de un cubesat

Índice

ABSTRACT	I
RESUMEN.....	III
DECLARACIÓN DE HONOR	V
ÍNDICE	VII
ÍNDICE DE TABLAS.....	XI
ÍNDICE DE ILUSTRACIONES	XIII
1 INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 OBJETIVOS	2
1.2 JUSTIFICACIÓN	3
1.3 ALCANCE	4
1.4 REQUERIMIENTOS.....	5
2 MARCO TEÓRICO	7
2.1 CUBESAT.....	7
2.2 CONTROL DE ACTITUD.....	9
2.2.1 <i>Microcontrolador</i>	9
2.2.2 <i>IMU</i>	10
2.2.3 <i>Sistema de comunicación</i>	10
2.2.4 <i>Magnetopares</i>	11
2.2.5 <i>Reaction wheels</i>	12
2.2.6 <i>Sistema de alimentación</i>	13
2.3 AIR BEARING	14
2.3.1 <i>Sistemas basados en cojinetes de aire</i>	14
2.3.2 <i>El air bearing en el sector aeroespacial</i>	14
2.3.3 <i>Obtención y distribución del aire</i>	16
2.3.4 <i>Análisis del fenómeno físico</i>	17
2.3.4.1 <i>Ejemplo ilustrativo</i>	17
2.3.4.2 <i>Extrapolación de conceptos para un puesto de ensayo de satélites</i>	19
3 DISEÑO DE LA PLATAFORMA PIVOTANTE	21
3.1 METODOLOGÍA	22
3.2 DISEÑO FINAL.....	24
3.2.1 <i>Esfera</i>	24
3.2.1.1 <i>Disposición del CubeSat en la esfera</i>	25
3.2.1.2 <i>Sistema de cierre</i>	25

3.2.1.3	Roscas metálicas	26
3.2.1.4	Ensayo con CubeSats de mayor número de unidades	26
3.2.1.5	Ajuste del centro de gravedad	27
3.2.2	<i>Soporte o plataforma</i>	27
3.2.2.1	Alimentación neumática	28
3.2.2.2	Geometría interna	28
3.2.2.3	Simulación del flujo de aire	29
3.2.2.4	Factores de diseño. Limitaciones de la fabricación aditiva	30
3.2.3	<i>Base auxiliar</i>	32
3.2.3.1	Propuesta de diseño.....	32
3.2.3.2	Propuestas de desarrollo.....	33
3.2.4	<i>Funciones adicionales</i>	33
4	DISEÑO DEL PROTOTIPO DE CUBESAT	35
4.1	METODOLOGÍA.....	36
4.2	ELECCIÓN DE LOS COMPONENTES.....	36
4.2.1	<i>Microcontrolador</i>	37
4.2.2	<i>Reaction wheels</i>	38
4.2.2.1	Motor	38
4.2.2.2	Controlador	39
4.2.3	<i>IMU</i>	40
4.2.4	<i>Sensores de luz</i>	41
4.2.5	<i>Sistema de comunicación</i>	41
4.2.6	<i>Sistema de alimentación</i>	42
4.2.6.1	Batería.....	42
4.2.6.2	Convertidor DC-DC.....	43
4.2.6.3	Modo de carga y modo de trabajo.....	44
4.3	ESQUEMA DE CONEXIONES	45
4.3.1	<i>Esquema de conexiones conceptual</i>	45
4.3.2	<i>Esquemas de conexiones en detalle</i>	45
4.4	BASTIDOR.....	49
4.4.1	<i>Caras laterales y caras de cierre</i>	49
4.4.1.1	Roscas metálicas	50
4.4.2	<i>Unión de las caras</i>	50
4.4.3	<i>Unión entre unidades de CubeSat</i>	52
4.5	DISPOSICIÓN DE ELEMENTOS	53
4.5.1	<i>Conjunto</i>	53
4.5.2	<i>Módulo de alimentación</i>	54
4.5.3	<i>Módulos de reaction wheels</i>	55
4.5.4	<i>Módulo de control y comunicación</i>	57
4.5.5	<i>Módulo distribuidor de alimentación</i>	58

4.5.6	Módulos adicionales	58
4.5.6.1	Módulo de paneles solares	58
4.6	FUTURAS MODIFICACIONES DEL DISEÑO.....	60
4.6.1	Fijación definitiva de los sensores de luz.....	60
4.6.2	Diseño de PCB y acceso directo al puerto USB del Arduino Nano.	60
5	RECOMENDACIONES DE USO	63
5.1	PRE-CONFIGURACIÓN DE LAS ELECTRÓNICAS.....	63
5.1.1	ESC.....	63
5.1.2	IMU	63
5.1.3	Sensor de luz	63
5.1.4	Módulo XBee.....	64
5.2	USO RESPONSABLE Y SEGURIDAD	64
6	PRESUPUESTO.....	67
7	CONCLUSIONES.....	69
8	DESARROLLO FUTURO	71
9	BIBLIOGRAFÍA.....	73
	ANEXOS	77
I.	ANEXO A	79
II.	ANEXO B.....	81
III.	ANEXO C	85
IV.	ANEXO D	87
V.	ANEXO E.....	89
VI.	ANEXO F.....	91
VII.	ANEXO G	95
VIII.	ANEXO H.....	99

Índice de tablas

<i>Tabla 1: Principales comunicaciones inalámbricas para la transmisión de información de sensores.</i>	11
<i>Tabla 2: Velocidad máxima de giro del motor T-motor Navigator MN1806 1400KV.</i>	39
<i>Tabla 3: Modos de programación del ESC Emax BLHeli 12A.</i>	40
<i>Tabla 4: Coste total de desarrollo del proyecto.</i>	67

ANEXOS:

Anexo A:

<i>Tabla A.1 Características de las tecnologías de baterías recargables más comunes a fecha de 2019. Fuente: Battery University [23]</i>	79
--	----

Anexo B:

<i>Tabla B.1: Tabla resumen de las características básicas del Arduino Nano.</i>	81
<i>Tabla B.2: Especificaciones básicas del motor brushless T-motor Navigator MN1806 1400KV</i>	81
<i>Tabla B.3: T-motor Navigator MN1806 1400KV Prop Table.</i>	82
<i>Tabla B.4: Especificaciones básicas del sensor MPU-9250.</i>	83
<i>Tabla B.5: Especificaciones básicas del sensor de luz TSL2561.</i>	83
<i>Tabla B.6: Especificaciones básicas del módulo Xbee 1MW Con Antena Serie 1.</i>	83
<i>Tabla B.7: Datos técnicos de la Batería LiPo TATTU 3s 1550mAh 45C.</i>	84
<i>Tabla B.8: Datos técnicos de la placa distribuidora de la alimentación del sistema.</i>	84

Índice de ilustraciones

<i>Ilustración 1: Generalized Nanosatellite Avionics Testbed (G-NAT). Fuente: NASA [1].....</i>	<i>1</i>
<i>Ilustración 2: CubeSat 1U con ADCS comercializado por EnduroSat. [2]</i>	<i>2</i>
<i>Ilustración 3: Estructura de CubeSat 1U y formación de unidades múltiples hasta 6U. Fuente: ISISpace. [3]....</i>	<i>7</i>
<i>Ilustración 4: How heavy is a satellite? Crédito y Derechos de Autor: Canadian Space Agency (CSA).....</i>	<i>8</i>
<i>Ilustración 5: Diagrama de bloques de un sistema de determinación y control de actitud. [6].....</i>	<i>9</i>
<i>Ilustración 6: Ángulos de navegación o ángulos de Tait-Bryan.....</i>	<i>10</i>
<i>Ilustración 7: Tarjeta con magnetopares y magnetómetro de tres ejes integrable en CubeSat. ISIS Magnetorquer Board [7].</i>	<i>11</i>
<i>Ilustración 8: Tres ruedas de reacción del Generic Nanosatellite Bus (GNB). Crédito y Derechos de Autor: Sinclair Interplanetary.....</i>	<i>13</i>
<i>Ilustración 9: Placas solares utilizadas en CubeSats 1U de aplicaciones espaciales reales. Fuente: EnduroSat. [10]</i>	<i>13</i>
<i>Ilustración 10: Sistemas Standard basados en cojinetes de aire. Crédito y Derechos de Autor: PI Nelson Air Corporation.....</i>	<i>14</i>
<i>Ilustración 11: Movimientos libres en un cojinete de aire esférico. Crédito y Derechos de Autor: Specialty Components [12].....</i>	<i>15</i>
<i>Ilustración 12: Gama Hemispherical Air Bearing A-65x, desarrollada por Physik Instrumente (PI) [13].....</i>	<i>16</i>
<i>Ilustración 13: Distribución de la presión en un cojinete de aire de superficie plana en función de la tipología de suministro de aire utilizada. Crédito y Derechos de Autor: New Way Air Bearings [15]</i>	<i>17</i>
<i>Ilustración 14: Sección transversal esquemática de una rótula-cojinete de aire. Fuente: Problema 60 [16].....</i>	<i>18</i>
<i>Ilustración 15: Disposición de los elementos en un puesto de ensayo de control de actitud de satélites. Fuente: Artículo en Journal of Applied Research and Technology [18].....</i>	<i>19</i>
<i>Ilustración 16: Área diferencial del casquete esférico. Dibujo de un banco de ensayo con ángulo α_2 próximo a los 90°.</i>	<i>20</i>
<i>Ilustración 17: Diseño final del banco de pruebas.....</i>	<i>21</i>
<i>Ilustración 18: Disposición básica del CubeSat en la plataforma.</i>	<i>22</i>
<i>Ilustración 19: Dimensiones standard del CubeSat 1U (CDS) [4] y cálculo de su diagonal mayor.</i>	<i>23</i>
<i>Ilustración 20: Diseño de las semiesferas desmontables P-020 y P-030.</i>	<i>24</i>
<i>Ilustración 21: Apoyos del cubo en la semiesfera superior e inferior.</i>	<i>25</i>
<i>Ilustración 22: CubeSat en el interior de la esfera.....</i>	<i>25</i>
<i>Ilustración 23: Detalle del mecanismo de cierre roscado entre semiesferas.</i>	<i>26</i>
<i>Ilustración 24: Disposición de tornillo y tuercas para el equilibrado del centro de gravedad del conjunto.</i>	<i>27</i>
<i>Ilustración 25: Soporte distribuidor del aire. Pieza P-010.</i>	<i>27</i>
<i>Ilustración 26: Detalle de la rosca inferior del soporte y el conector neumático CEJN310.....</i>	<i>28</i>
<i>Ilustración 27: Visualización global de la geometría interior del soporte.....</i>	<i>28</i>
<i>Ilustración 28: Visualización en detalle de la geometría interior del soporte.</i>	<i>29</i>
<i>Ilustración 29: Comportamiento del aire a través de una sección transversal vertical del puesto del ensayo. ...</i>	<i>30</i>

<i>Ilustración 30: Detalle del Comportamiento del aire a través de una sección transversal vertical del puesto del ensayo.</i>	30
<i>Ilustración 31: Aparición de estructuras de soporte durante la fabricación aditiva. Fuente: rigid.ink</i>	31
<i>Ilustración 32: Necesidad de soportes en función del ángulo durante la fabricación aditiva. Crédito y Derechos de Autor: i.materialise [21]</i>	31
<i>Ilustración 33: Posible propuesta para la plataforma base del puesto de ensayo.</i>	32
<i>Ilustración 34: Bobinado envolvente en el puesto de ensayo para la generación del campo magnético.</i>	33
<i>Ilustración 35: Piezas adicionales para simplificar ensayos sobre el eje de giro Yaw.</i>	34
<i>Ilustración 36: Resultado y vista interna del CubeSat diseñado.</i>	35
<i>Ilustración 37: Placa de desarrollo Arduino Nano. Pines de su microcontrolador ATmega325-AU.</i>	37
<i>Ilustración 38: Dimensiones del motor brushless T-motor Navigator MN1806 1400KV.</i>	38
<i>Ilustración 39: Esquema básico de las señales necesarias para el control del motor brushless.</i>	39
<i>Ilustración 40: Emax BLHeli 12A.</i>	40
<i>Ilustración 41: Grove - IMU 9DOF v2.0 basado en MPU-9250.</i>	40
<i>Ilustración 42: TSL2561 Lux Sensor.</i>	41
<i>Ilustración 43: Módulo Xbee 1MW Con Antena Serie 1 y Xbee Explorer Dongle.</i>	42
<i>Ilustración 44: Batería LiPo TATTU 3s 1550mAh 45C.</i>	43
<i>Ilustración 45: Placa de potencia utilizada para la distribución y conversión de la alimentación.</i>	43
<i>Ilustración 46: Interruptor de balancín tres posiciones y conectores banana hembra a panel rojo y negro.</i>	44
<i>Ilustración 47: Diagrama resumen de las conexiones establecidas.</i>	45
<i>Ilustración 48: Conexión eléctrica de los componentes. Línea de potencia.</i>	47
<i>Ilustración 49: Conexión eléctrica de los componentes. Línea de control y sensado.</i>	48
<i>Ilustración 50: Geometría base diseñada para las caras laterales y las caras de cierre.</i>	49
<i>Ilustración 51: Unión de las caras que forman el bastidor del CubeSat.</i>	50
<i>Ilustración 52: Forma en la que se unen cada una de las esquinas del CubeSat.</i>	51
<i>Ilustración 53: Cómo retirar una de las caras laterales del prototipo de CubeSat.</i>	51
<i>Ilustración 54: Pieza adaptadora para ampliar el número de unidades del CubeSat.</i>	52
<i>Ilustración 55: Ensamblaje del CubeSat. Disposición de montaje de los seis módulos.</i>	53
<i>Ilustración 56: CubeSat ensamblado. Vista del interior.</i>	54
<i>Ilustración 57: Elementos del módulo de alimentación. Cara externa.</i>	55
<i>Ilustración 58: Elementos del módulo de alimentación CS-100. Cara interna.</i>	55
<i>Ilustración 59: Ruedas de reacción del CubeSat.</i>	56
<i>Ilustración 60: Una de las ruedas de reacción sobre una cara de cierre. Módulo CS-600.</i>	56
<i>Ilustración 61: Dos de las ruedas de reacción sobre dos caras laterales. Módulos CS-200 y CS-300.</i>	57
<i>Ilustración 62: Módulo de control y comunicación.</i>	57
<i>Ilustración 63: Módulo distribuidor de la alimentación.</i>	58
<i>Ilustración 64: Sustitución del módulo CS-300 por el módulo de placas solares CS-800.</i>	59
<i>Ilustración 65: Módulo adicional de placas solares CS-800.</i>	59
<i>Ilustración 66: Posición del sensor TSL2561 y de los taladros de fijación en la placa Adafruit.</i>	60

Ilustración 67: Agujero para la conexión USB al Arduino Nano. Aún por validar su posición. 61

ANEXOS:

Anexo C:

Ilustración C.1: Pinout de interacción de la placa de desarrollo Arduino Nano..... 85

Anexo E:

Ilustración E.1 Circuito para controlar o configurar el ESC de forma manual con un potenciómetro. 89

Anexo G:

Ilustración G.1: Carga de librerías para el sensor TSL2561..... 95

1 Introducció

Para el testeo de los sistemas de posicionamiento de satélites en lugares con presencia notoria de la gravedad, como en laboratorios de ensayo, es habitual el uso de plataformas pivotantes que simulen el comportamiento de estos elementos en el espacio. Estas plataformas suelen situarse sobre cojinetes de aire esféricos alimentados con aire presurizado, proporcionando unas condiciones de no fricción que emulan las condiciones de trabajo habituales de estos satélites.

Estas instalaciones suelen tener un alto coste de inversión que incrementa, además, cuanto mayor es el satélite que se desea testear. La Ilustración 1 muestra un puesto de ensayo para el testeo del control de actitud de nanosatélites, una de la tipologías de satélites más pequeña.

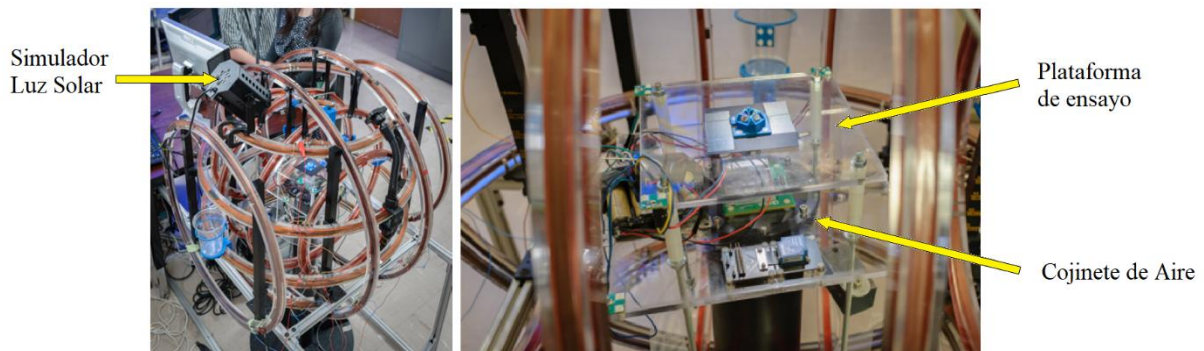


Ilustración 1: Generalized Nanosatellite Avionics Testbed (G-NAT). Fuente: NASA [1]

Dentro de la categoría de los nanosatélites se encuentran los CubeSats, que a pesar de su reducido tamaño de 100x100x100 mm, también tienen un coste económico considerable. Sin embargo, este coste es enormemente reducido en comparación al de satélites de mayores dimensiones. Ésta es la principal razón por la que los CubeSats son la tipología de satélite más utilizada en el ámbito académico.

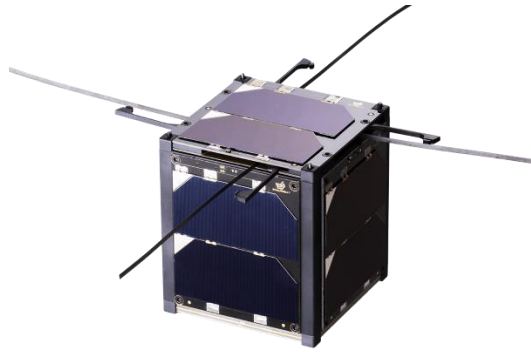


Ilustración 2: CubeSat 1U con ADACS comercializado por EnduroSat. [2]

Por otro lado, si un CubeSat tan solo va a ser utilizado en un laboratorio sin intención de destinarse a misiones espaciales, puede componerse de materiales y tecnologías que se adapten a las limitaciones económicas del estudio que se quiera desarrollar.

1.1 Objetivos

El presente proyecto tiene como objeto la realización del estudio, diseño y construcción de una **plataforma pivotante**, basada en los principios fundamentales de los **cojinetes de aire**, para el ensayo del sistema de **control de actitud (ACS)** de CubeSats. Adicionalmente, para complementar y dar lugar a un puesto de ensayo en su totalidad, tiene cabida también el diseño de un **CubeSat 1U** de **bajo coste** equipado para la realización de estos ensayos.

En este proyecto se debe establecer el hardware **electrónico** necesario y elaborar el diseño de los componentes **mecánicos** de la instalación. Todo ello debe dotar al conjunto de todos los elementos requeridos para poder actuar en la orientación espacial de un CubeSat en sus **tres ejes de giro**. De esta forma, el usuario final de este puesto de ensayo tan solo debe encargarse de desarrollar e implementar el código con los algoritmos de control pertinentes para la puesta en práctica de pruebas de control de actitud.

Los fines de esta instalación son de carácter educativo. Es por ello que el principal objetivo es proporcionar la **máxima versatilidad** del puesto de ensayo a un **coste reducido**. El conjunto de elementos diseñados debe estar preparado para su continuo montaje y desmontaje y facilitar la rapidez de estas operaciones. En este orden de cosas, la facilidad de ensamble debe tener como objetivo principal poder implementar en el CubeSat un **sistema de funcionalidades modular**. Por tanto, debe ser posible la retirada y sustitución de las distintas caras del CubeSat para cambiar sus funcionalidades, pudiéndolo hacer sin necesidad de modificar o tener que desmontar de forma drástica el resto del conjunto.

En cuanto a la plataforma pivotante, ésta debe cumplir su función de emular las **condiciones de no fricción** y de rotación libre a las que estaría sometido el nanosatélite en un entorno de gravedad cero. Además, su diseño debe maximizar el rango de operación en el que se puede realizar ensayos. Dicho de otra forma, a diferencia de un puesto de ensayos común, una vez constituido el banco de pruebas debe poderse controlar la actitud del Cubesat 1U en cualquier ángulo de rotación posible, sin restricciones. Por ello debe disponerse de la geometría necesaria que permita la **rotación libre de 360°** en cualquiera de los tres ejes de giro.

Además, aunque el proyecto, a priori, solo contempla el ensayo de CubeSats de una sola unidad, el diseño de dicha plataforma debe permitir realizar ensayos con Cubesats de mayor número de unidades en un futuro.

1.2 Justificación

Uno de los principales problemas en el **mundo académico**, sobretodo en ámbitos con alto arraigo tecnológico como la enseñanza en el terreno de los satélites espaciales, es la **falta de sesiones prácticas** que no se limiten a realizar simulaciones computacionales. Esto es principalmente debido a los cortos plazos que se manejan en el mundo académico en comparación con el tiempo de desarrollo de un proyecto similar al de constituir un satélite real. Cabe destacar que, además, los costes de desarrollo en este tipo de programas son muy elevados. Este factor hace que para actividades académicas, cuando éstas tienen un carácter meramente educativo, sean económicamente inviables en muchos de los casos.

Para minimizar este tipo de problemas se desarrolló en 1999 el concepto de CubeSat. La aparición de este concepto de satélite ha permitido la elaboración de un gran número de proyectos muy beneficiosos para la formación de muchos estudiantes.

El presente proyecto se elabora con la finalidad de desarrollar un banco de ensayos de **construcción viable**, tanto **física** como **económicamente**, para ser implementado y utilizado en distintas **actividades lectivas** y en los distintos programas de desarrollo de CubeSats de la *Escola Superior d'Enginyeries Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa (ESEIAAT)*. Concretamente, tras la elaboración de este trabajo, se pretende poder construir un puesto de ensayo donde el cuerpo docente y el alumnado puedan testear, más allá de las simulaciones, los algoritmos de control de actitud en CubeSats.

1.3 Alcance

A continuación se detallan los aspectos más importantes que entran dentro del alcance de este proyecto.

- Estudio de los **conceptos y elementos necesarios** para un puesto de ensayo como el que se pretende desarrollar.
- **Diseño de la plataforma pivotante.** Diseño para su manufactura mediante fabricación aditiva. Explicación de cada una de las partes que la forman y la razón de ser de sus geometrías.
- **Simulación del flujo de aire** en el interior de la plataforma.
- Selección de los **componentes electrónicos** del CubeSat considerando la compatibilidad entre elementos y su cabida y fijación en el bastidor.
- **Esquema de conexiones** de todos los componentes eléctricos y electrónicos de la instalación.
- **Diseño modular del bastidor del CubeSat.** Diseño, también, contemplando su manufactura mediante fabricación aditiva.
- Disposición del **montaje mecánico** de los componentes que forman el CubeSat. Agrupación de estos elementos por módulos retirables.
- **Planos de ensamblaje** constatando el montaje mecánico y aportando una visión global del proyecto. Indicación, en estos planos, de la correspondencia entre las piezas diseñadas y el sistema de codificación establecido.
- Consideraciones en el **uso de la instalación** una vez desarrollada.
- Cuantificación de los **costes** de proyecto.

Por otro lado, algunos de los aspectos que quedan fuera del alcance de este proyecto y no están recogidos en esta memoria son:

- Desarrollo de los algoritmos de control de actitud del CubeSat. Esto debe ser elaborado por el usuario que utilice el banco de ensayos.
- Cumplimiento estricto de los estándares establecidos en el diseño de CubeSats. La norma no se implementa rigurosamente en el proyecto puesto que se trata de un satélite de laboratorio sin finalidades de uso espacial.

- Cálculo de los discos que forman las *reaction wheels*. Se establece la geometría básica de los discos y cómo deben ser unidos de forma correcta al motor que los hace girar. Sin embargo, los parámetros de diámetro, espesor y densidad óptimos de los discos deberán establecerse una vez fabricado el conjunto y puedan realizarse testeos físicos de cómo se comporta el CubeSat ajustando cada uno de estos parámetros.

1.4 Requerimientos

El requerimiento principal del proyecto es cumplir de forma funcional y a un coste reducido con los objetivos planteados anteriormente. En este orden de cosas, se requiere de un diseño del CubeSat con **estructura modular** con posibilidad de extraer rápidamente cada una de sus partes sin necesidad de desmontar o modificar el resto del montaje. Dicha disposición debe permitir **modificar las funcionalidades** del puesto de ensayo sustituyendo alguno de sus módulos por otros.

Así mismo, deben facilitarse tareas rutinarias como **conectarse o acceder al hardware de forma rápida** para la carga de los algoritmos de control o **recargar la batería** del puesto de ensayo **sin tener que desmontar el conjunto**.

El sistema debe ser, además, fácilmente reproducible y modificable para proyectos futuros que puedan desarrollarse. Es por ello que el conjunto de piezas ideadas para el conjunto deben ser diseñadas para ser construidas mediante **fabricación aditiva**.

En cuanto a evitar el coste económico excesivo de los elementos, debe ser viable la sustitución de las electrónicas empleadas en caso de falla o deterioro. Por ello los componentes electrónicos deben ser **elementos comerciales con una alta extensión en el mercado**, lo cual implica que las electrónicas escogidas sean de ámbito genérico en el prototipado de bajo coste de sistemas.

Todo el modelo debe ser validado mediante la **simulación 3D del conjunto**. A lo largo de este proyecto ha sido utilizado, en particular, el software CAD para modelado mecánico SolidWorks®.

2 Marco teórico

2.1 CubeSat

Los CubeSat son la tipología de nanosatélites que la Universidad Politécnica Estatal de California y la Universidad Lelan Stanford Junior empezaron a desarrollar en 1999. Se caracterizan principalmente por su forma unitaria cúbica (100x100x100 mm) y su reducido peso (inferior a 1,33 kg). Estas unidades cúbicas de satélite pueden usarse de forma aislada o formar grupos de unidades múltiples hasta un máximo de 24.



Ilustración 3: Estructura de CubeSat 1U y formación de unidades múltiples hasta 6U. Fuente: ISISpace. [3]

El propósito principal del desarrollo de estos satélites empezó siendo el de propiciar el acercamiento entre los proyectos espaciales y las investigaciones desarrolladas por las universidades. Con la evolución de los satélites hasta la fecha, la complejidad de dichos sistemas no permitía que los estudiantes pudieran implicarse, durante su formación, en el desarrollo de uno de ellos desde su inicio hasta su final. La elaboración del diseño del CubeSat permitió reducir los costes y el volumen de tiempo necesario para su fabricación. Estas ventajas

hicieron que acabara estableciéndose un standard de diseño, recogido en el *CubeSat Design Specification* [4].

En la actualidad, estos nanosatélites se han desarrollado hasta abarcar distintos objetivos en su uso y funcionamiento. Así pues, principalmente son utilizados en misiones de demostraciones tecnológicas, investigación científica, proyectos internacionales e incluso con propósitos comerciales. En la mayoría de los casos, para reducir los costes de lanzamiento de estos satélites, a modo de alquiler de plazas se aprovechan lanzamientos de satélites de mayores dimensiones o de otras misiones espaciales de mayor envergadura.

La siguiente imagen, diseñada por la Agencia Espacial Canadiense, pretende dar una idea ilustrativa de las distintas tipologías de satélite existentes y de cómo quedan catalogados los CubeSats en términos dimensionales respecto al resto.

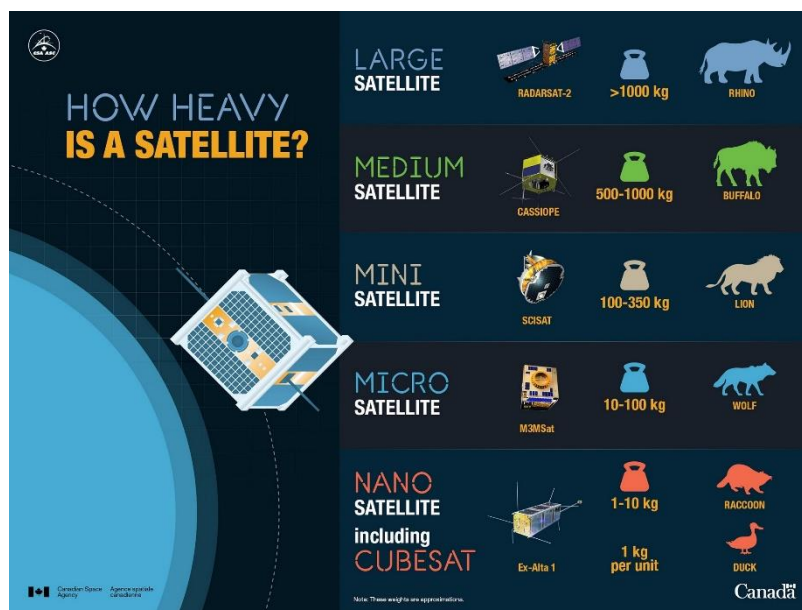


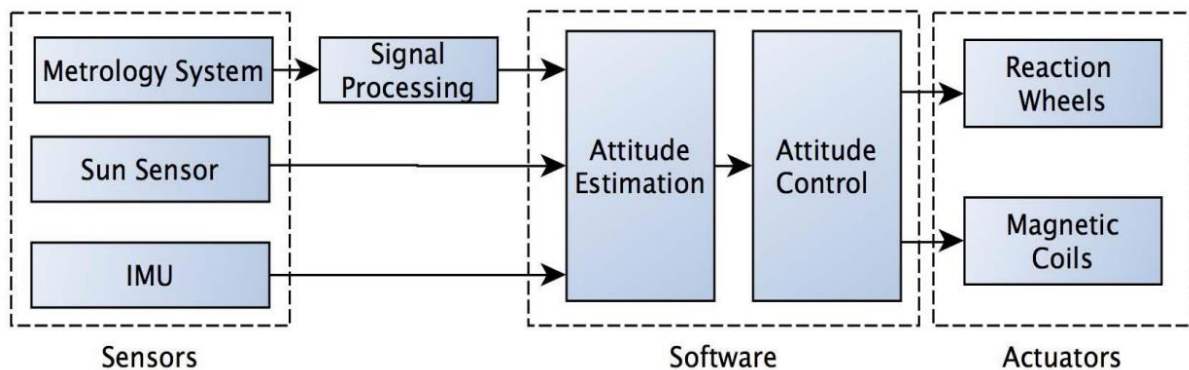
Ilustración 4: How heavy is a satellite? Crédito y Derechos de Autor: Canadian Space Agency (CSA)

Las reducidas dimensiones de estos satélites, recogidas en el ya mentado *CubeSat Design Specification* [4], proporcionan ciertas ventajas para sus usos de aplicación. Entre dichas ventajas destaca la simpleza, los bajos costes y la rapidez de desarrollo de estos instrumentos, que pueden ser desarrollados en periodos de tiempo inferiores a dos años. Es por ello que esta tipología de satélite es la idónea para la ejecución de misiones simples y de corta duración, ya que su intervalo de operación suele oscilar entre los 3 y los 12 meses de duración [5].

2.2 Control de actitud

Todo satélite situado en el espacio debe ser capaz de adquirir, controlar y mantener una determinada orientación para cumplir el objetivo para el que ha sido diseñado. Para este propósito, en primer lugar, es necesario disponer de algún tipo de sistema de referencia inercial u otro tipo de elemento de referencia, como pueden ser objetos cercanos o la luz de ciertos cuerpos celestes.

Por lo tanto, es necesario disponer de un sistema de sensado capaz de reconocer alguno de estos elementos y, tras el procesado de la información adquirida, disponer de los actuadores necesarios capaces de mantener o corregir la orientación del satélite hasta cumplir con la consigna de actitud deseada.



Il·lustració 5: Diagrama de bloques de un sistema de determinación y control de actitud. [6]

En estos términos, el presente proyecto dispondrá al prototipo de CubeSat realizado de los elementos que se comentan a continuación.

2.2.1 Microcontrolador

Tal y como mostraba la Ilustración 5, el software encargado de ejecutar los algoritmos de control correspondientes debe ir implementado en algún Hardware que haga de interfaz entre las entradas recibidas desde los sensores y las salidas que activen los actuadores.

Las especificaciones computacionales necesarias para este Hardware son distintas, incluso en su orden de magnitud, en función del proyecto que se desee a llevar a cabo. Para las necesidades del presente proyecto no es un requerimiento limitante la velocidad ni la capacidad computacional de los datos. El factor más importante para las necesidades existentes es la versatilidad del Hardware, su alta disponibilidad en el mercado, la reducción de su tamaño en la medida de lo posible y su bajo consumo una vez en funcionamiento.

2.2.2 IMU

Para conocer en todo momento la velocidad, orientación y aceleración del satélite en el espacio es necesario disponer de una Unidad de Medición Inercial o IMU. Estos dispositivos constan principalmente de tres acelerómetros y tres giroscopios (6 grados de libertad), con los que es posible medir la aceleración y la velocidad angular del sistema en cada uno de sus tres ejes. Para expresar la orientación relativa estos equipos suelen utilizarse los ángulos de navegación o ángulos de Tait-Bryan, en los que ésta se representa como tres rotaciones ortogonales en torno al eje X (roll), Y (pitch), y Z (yaw).

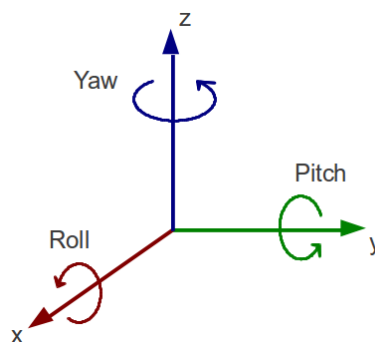


Ilustración 6: Ángulos de navegación o ángulos de Tait-Bryan.

Es habitual encontrar IMUs de 9 grados de libertad. La particularidad en estos casos es la incorporación adicional de un magnetómetro o brújula magnética de 3 ejes. Gracias al magnetómetro se puede conocer en todo momento dónde está el norte magnético de la Tierra o de otros cuerpos celestes respecto al sistema. Esto puede reducir los errores acumulativos que pueden generarse con el uso de tan solo el acelerómetro y el giroscopio.

2.2.3 Sistema de comunicación

Durante la realización de ensayos con el Cubesat es necesario establecer comunicaciones que permitan la operatividad del usuario sobre el sistema. De esta forma, entra en juego la necesidad de utilizar una tipología de comunicación no cableada que permita al usuario establecer las consignas de posición deseadas y leer los datos recogidos por los sensores.

La Tabla 1 trata de mostrar una comparativa de las principales comunicaciones inalámbricas utilizadas para la transmisión de información proveniente de sensores.

	ZigBee	Sub-Ghz	Wi-Fi	Bluetooth
Physical layer standard	802.15.4	Propietario/ 802.15.4g	802.11	802.15.1
Aplicación principal	Monitorización / control	Monitorización / control	Web, e-mail, video	Reemplazo por cable
Battery life (days)	100-1000+	1000+	0.5-5	1-7
Tamaño de red	100s to 1000s	10s a 100s	32	7
Bandwidth (kbits/s)	20-250	0.5-1000	11000+	720
Rango (metros)	1-100+	1-7000+	1-30+	1-10+
Arquitectura de red (más común)	Malla	Punto a punto, estrella	Estrella	Estrella
Optimizado para	Escalabilidad, confiable, bajo consumo y coste	Largo alcance, bajo consumo y coste	Rapidez	Bajo coste, cómodo

Tabla 1: Principales comunicaciones inalámbricas para la transmisión de información de sensores.

Por supuesto, en esta tabla se añaden las tecnologías de comunicación inalámbricas aplicables a este proyecto. Es decir, aquellas que son útiles en un CubeSat utilizado en ensayos de laboratorio. Estas tecnologías se verían incapacitadas para comunicar con un CubeSat de uso espacial.

2.2.4 Magnetopares

Junto con las ruedas de reacción, los magnetopares o varillas de magnéticas, más conocidas como *magnetorquers* en inglés, son los actuadores más comunes para mantener o corregir la orientación de satélites. Se trata principalmente de un solenoide cuyo funcionamiento se basa, a grandes rasgos, en la interacción con el campo magnético del entorno gracias al dipolo magnético creado al hacer circular corriente a través de su bobinado. Al encontrarse estos elementos fijados sobre el propio satélite, la fuerza magnética ejercida sobre el campo magnético del entorno genera una fuerza magnética inversa dando como resultado un par mecánico sobre el satélite.

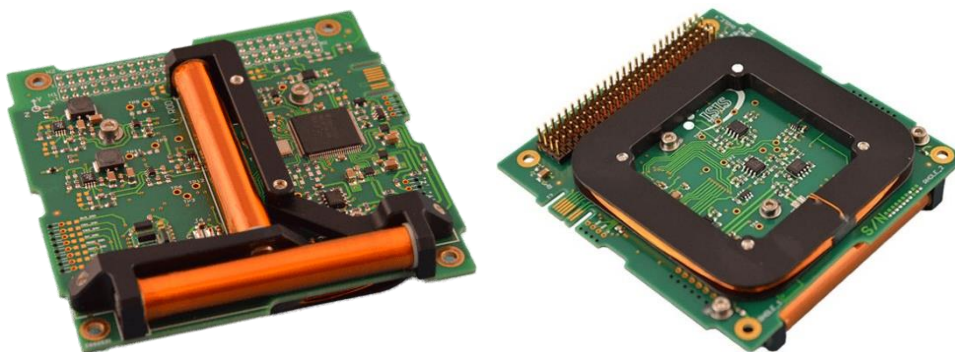


Ilustración 7: Tarjeta con magnetopares y magnetómetro de tres ejes integrable en CubeSat. ISIS Magnetorquer Board [7].

La principal ventaja de los magnetopares es que, en función del bobinado y el núcleo utilizado, es posible conseguir un sistema auxiliar actuador de control de actitud de bajo consumo y reducido volumen. Ambas características son idóneas para las necesidades encontradas en los proyectos de diseño de satélites.

No obstante, en el presente proyecto no se contempla la incorporación de ningún magnetopar. Se considera que para alcanzar el objetivo de este estudio se basta con el uso de los volantes de reacción. Por lo tanto, no es necesario complementar con un segundo sistema auxiliar de control de actitud que, además, es difícilmente integrable en el espacio interior disponible del CubeSat de este proyecto. La limitación de espacio en este caso viene impuesta por el resto de electrónicas, sensores, y componentes mecánicos utilizados, que son elementos genéricos de coste reducido cuyo volumen y uso no han sido optimizados para la tarea que van a desempeñar.

2.2.5 Reaction wheels

Los volantes o ruedas de reacción son discos mediante los cuales, realizando cambios de velocidad angular variables, es posible controlar la actitud de un satélite gracias al intercambio de momento angular o cinético. Suelen ser utilizados junto a un motor eléctrico que hace girar al disco a la velocidad deseada. Estos volantes permiten orientar a los satélites sin el uso de sistemas de propulsión con consumo de combustible.

Cuando un volante de reacción gira, se está modificando el momento angular del satélite que lo incorpora. Como el momento angular del conjunto se conserva [8], este satélite varía su velocidad angular en sentido contrario al giro del volante de reacción. Con el uso de tres volantes de reacción ortogonales es posible orientar al satélite respecto a cualquier eje tridimensional de giro.

La principal diferencia entre los volantes de inercia y los volantes de reacción es que los primeros están diseñados para girar permanentemente a una cierta velocidad constante para proporcionar estabilidad giroscópica, mientras que los volantes de reacción cambian de manera frecuente su velocidad y sentido para generar torques que controlen la actitud del satélite. [9]



Ilustración 8: Tres ruedas de reacción del Generic Nanosatellite Bus (GNB). Crédito y Derechos de Autor: Sinclair Interplanetary

2.2.6 Sistema de alimentación

En condiciones reales, el sistema de alimentación de un satélite se basa en el uso de una batería que se recarga con la energía captada por placas fotovoltaicas. Puesto que el CubeSat diseñado para este proyecto tiene intención de ser utilizado en el interior de un laboratorio de ensayos, debe descartarse esta fuente de recarga.



Ilustración 9: Placas solares utilizadas en CubeSats IU de aplicaciones espaciales reales. Fuente: EnduroSat. [10]

No obstante, el CubeSat de este proyecto debe incorporar alguna tipología de batería recargable. La Tabla A.1 del *Anexo A* muestra las características de los tipos de baterías de almacenamiento electroquímico más comunes en la actualidad. Cabe destacar que, tal y como indica esta tabla, las baterías con mayor densidad energética son aquellas que están compuestas por Litio. Esta es la razón por la que la inmensa totalidad de dispositivos móviles que requieren de un volumen reducido utilizan este tipo de baterías.

El presente proyecto también requiere de una batería de tamaño reducido, ya que debe estar incluida en el interior del CubeSat junto a otros muchos componentes que reducen el volumen disponible. No obstante, las tasas de descarga máximas capaces de ofrecer las baterías de ion de litio (Li-ion) pueden llegar a ser limitadas para los requerimientos de amperaje

necesarios en los motores que permiten el control de actitud del sistema. Por ello se contempla también el uso de baterías de polímero de iones de litio (Li-Po), que no se encuentran en la Tabla A.1 porque se tratan de una variación de las anteriormente comentadas. Las baterías Li-Po son comúnmente extendidas y utilizadas en el mundo del radiocontrol y el aeromodelismo, donde el volumen y el peso de las baterías es un fenómeno crítico junto a la necesidad de altas tasas de descarga.

2.3 Air bearing

Los cojinetes de aire son elementos utilizados en instalaciones para reducir la fricción entre las partes móviles de éstas. El elemento diferencial de estos cojinetes respecto a los tradicionales es el uso del aire para crear una película de gas en la interfaz entre ambas superficies, lo que evita el contacto directo entre éstas y la consecuente fricción y desgaste.

2.3.1 Sistemas basados en cojinetes de aire

Este tipo de cojinete presenta ciertas ventajas muy útiles. Es por ello que la industria especializada ha desarrollado esta tecnología hasta poder aplicarla en un amplio abanico de geometrías y tipologías de desplazamientos relativos entre piezas. La Ilustración 10 muestra seis de los sistemas más comunes en los se utiliza el aire como lubricante entre partes móviles.



Ilustración 10: Sistemas Standard basados en cojinetes de aire. Crédito y Derechos de Autor: PI Nelson Air Corporation.

2.3.2 El air bearing en el sector aeroespacial

El uso de la tecnología de cojinetes de aire, también conocidos en inglés como *air bearings*, es la principal manera de testear físicamente los sistemas de control de actitud de las naves espaciales o satélites en entornos de gravedad notoria como en la Tierra. Desde la década de 1960, las principales empresas e instituciones de investigación del ámbito aeroespacial han

construido sus propias plataformas basadas en cojinetes de aire para simular y estudiar el movimiento de actitud de las naves espaciales. [11]

A diferencia del resto de sectores, los cojinetes de aire más utilizados en el sector aeroespacial son los cojinetes esféricos. Esto se debe a que este tipo de configuración permite el movimiento libre de rotación de la parte móvil del cojinete en cualquier eje de giro. Fijando un satélite sobre la parte móvil del cojinete puede modificarse la orientación del conjunto mediante el cambio de momento angular o cinético producido por las ruedas de reacción o los magnetopares del satélite.

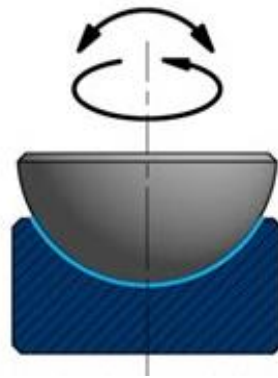


Ilustración 11: Movimientos libres en un cojinete de aire esférico. Crédito y Derechos de Autor: Specialty Components [12]

En el ámbito más profesional, estos cojinetes de aire esféricos suelen estar fabricados a partir de dos casquetes esféricos concéntricos, macho y hembra, mecanizados y lapeados a tolerancias muy ajustadas [11]. Una vez en funcionamiento, generando un colchón de aire entre ambas superficies, una de las semiesferas puede girar libremente respecto de la otra.

La Ilustración 12 muestra un ejemplo de cojinete de aire esférico diseñado especialmente para el ensayo con satélites u otros elementos similares del sector aeroespacial. Concretamente se trata de la gama A-65x desarrollada por Physik Instrumente (PI) [13], la cual cuenta con un amplio catálogo de modelos en función de la carga o del tamaño de la instalación que se desea testear.

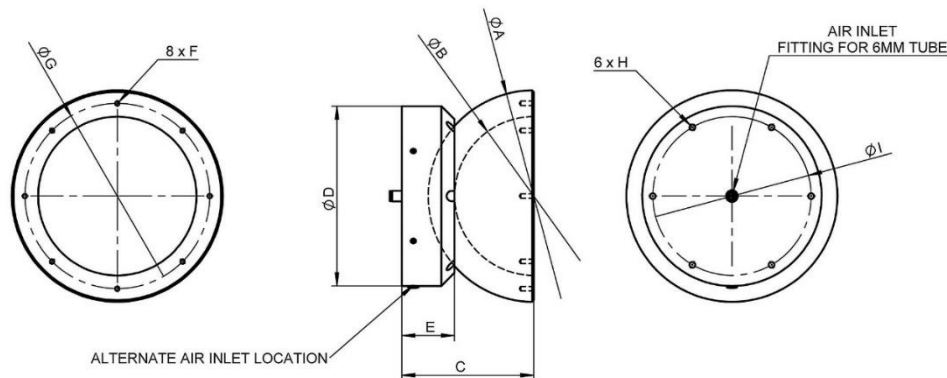
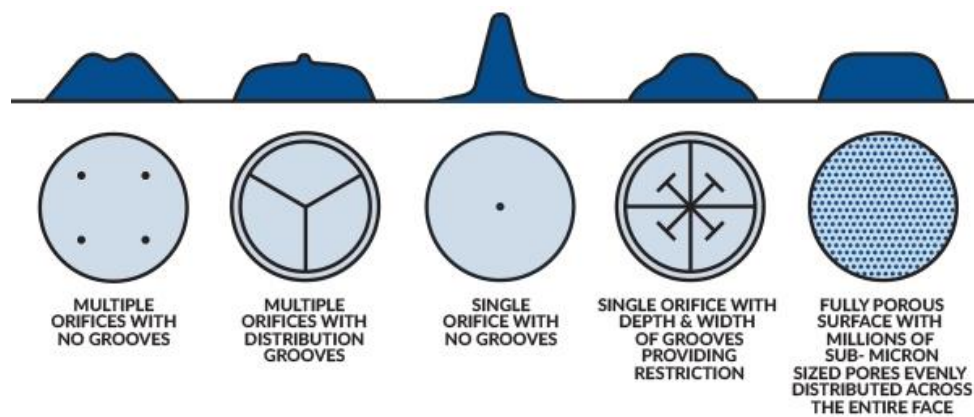


Ilustración 12: Gama Hemispherical Air Bearing A-65x, desarrollada por Physik Instrumente (PI) [13]

2.3.3 Obtención y distribución del aire

La generación de la presión del aire entre las dos superficies en deslizamiento puede producirse de varias maneras. La más común y la que tiene cabida y aplicación en este proyecto es la generación de presión estática mediante el suministro externo de aire presurizado. Se contrapone pues a la otra alternativa utilizada en ciertas aplicaciones, en la cual la presión hidrodinámica es autogenerada internamente en el cojinete por el propio movimiento de los propios componentes. No obstante, esta última forma de producir presión es poco común en los cojinetes de aire y más útil cuando el lubricante es aceite. La baja viscosidad del aire dificulta mucho la generación de presión hidrodinámica. [14]

Así pues, en el caso que atañe a este proyecto, el suministro externo de aire presurizado debe distribuirse desde la fuente externa hasta la interfaz entre las superficies móviles en contacto. Para ello existen distintas formas de hacerlo, siendo las más comunes el uso de orificios ($\varnothing 0,1 \sim \varnothing 0,4$ mm) o el uso de substratos porosos (carbono, bronce o acero). Las principales diferencias radican en la distribución de presiones que puede obtenerse, siendo crítico en el caso del medio poroso su obstrucción y difícil mantenimiento y limpieza con el tiempo. [14]



Il·lustració 13: Distribució de la pressió en un cojinete de aire de superfície plana en funció de la tipologia de suministro de aire utilitzada. Crèdit y Derechos de Autor: New Way Air Bearings [15]

2.3.4 Anàlisis del fenomen físic

En qualsevol cojinete de aire esfèric, els fenòmens físics que se desenvol·len a la interfaz entre els dos casquets esfèrics que el formen tenen una íntima relació amb certs conceptes de la mecànica de fluids. Si bé és cert que el comportament del cojín de aire no és exactament el mateix en tots els casos, tal i com mostrava amb anterioritat la Il·lustració 13, en tots ells existeix un conjunt de fenòmens comuns que pretenden explicar-se a través del següent exemple i el seu anàlisi posterior.

2.3.4.1 Exemple il·lustratiu

El exemple ha estat extraït del Problema 60 [16] del llibre *Mecànica de fluids. Breve introducció teòrica amb problemes resolts*, de Josep M. Bergadà Granyó. Per al seu enteniment i desenvolupament, és interessant haver consultat abans la Teoria de la lubricació de Reynolds [17] també explicada en aquest mateix llibre.

Si bé és breu, el problema planteja la situació de la Il·lustració 14, on un cojinete de aire esfèric és alimentat a través d'un orifici únic i central. Es pot observar la diferència de pressions existent, on la pressió d'alimentació sempre és la màxima del sistema i la pressió de tanque és la menor. La disposició dels elements dona lloc a certs paràmetres importants, també visibles en la il·lustració, tots ells de caràcter geomètric.

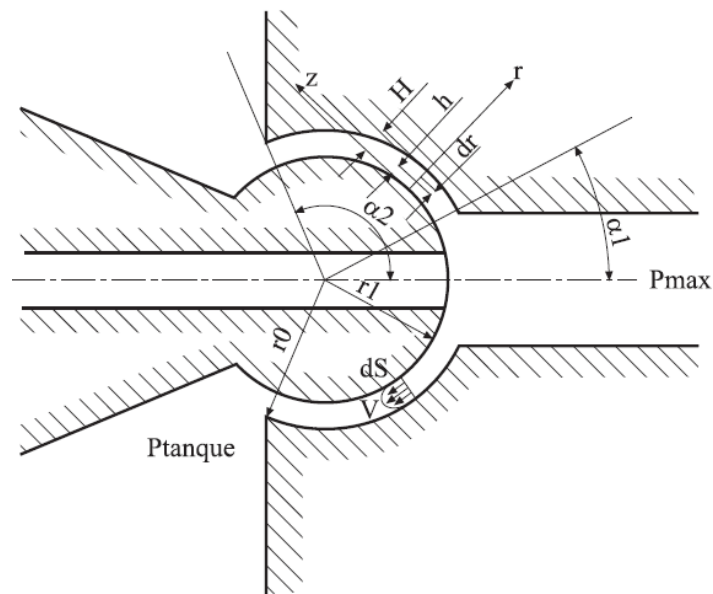


Ilustración 14: Sección transversal esquemática de una rótula-cojinete de aire. Fuente: Problema 60 [16].

Tras la resolución de dicho problema se obtiene la ecuación que describe la distribución de presiones en el intersticio esfera-alojamiento para un ángulo genérico α . La ecuación se desarrolla para un flujo con perfil de velocidad parabólico¹ entre ambas partes. Esto implica que, cuanto menor sea la distancia H , más precisa será la ecuación.

$$P = P_{\max} - \frac{(P_{\max} - P_{\text{tanque}}) \ln \left[\frac{\tan \frac{\alpha}{2}}{\tan \frac{\alpha_1}{2}} \right]}{\ln \left[\frac{\tan \frac{\alpha_2}{2}}{\tan \frac{\alpha_1}{2}} \right]}$$

Ecuación 1

Se puede observar el comportamiento de esta ecuación a través del Gráfico 1. Como es apreciable, la presión en el intersticio decae desde la presión máxima hasta la presión de tanque² a medida que analizamos puntos más cercanos a la salida del aire. Este dato es crítico en el análisis y entendimiento del diseño de la plataforma pivotante, puesto que el empuje que hay que generar para levantar la parte móvil del puesto de ensayo es totalmente dependiente de este comportamiento de la presión.

¹ El perfil de velocidad parabólico es el perfil característico de un flujo laminar.

² La presión de tanque corresponde a la presión atmosférica si el sistema está abierto al entorno.

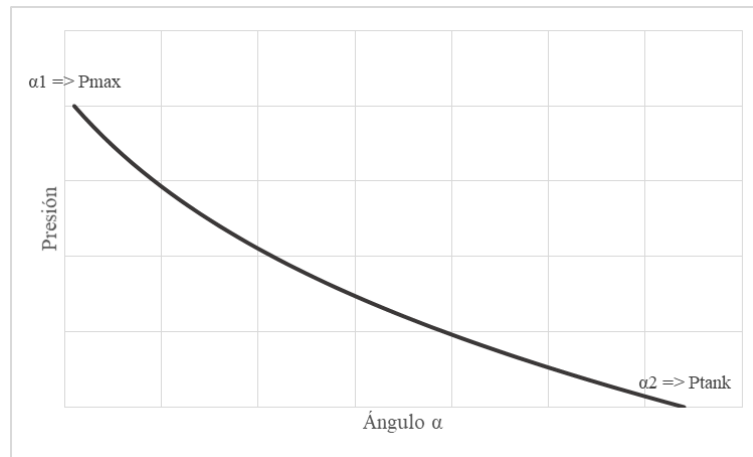


Gráfico 1: Comportamiento de la presión en el intersticio entre esferas. Agujero único central.

2.3.4.2 Extrapolación de conceptos para un puesto de ensayo de satélites

Manteniendo en consideración los parámetros geométricos principales de la Ilustración 14, analicemos a grandes rasgos el comportamiento del aire en los cojinetes de aire esféricos utilizados en la realidad para los ensayos de actitud de satélites.

La Ecuación 1 obtenida del ejemplo anterior no es realmente aplicable a todos los cojinetes de aire utilizados en los bancos de ensayo de control de actitud. Esto se debe a que, en estas instalaciones, la entrada de aire no suele realizarse través de un solo agujero central. Sin embargo, en cualquiera de los casos el comportamiento de la presión comparte la misma tendencia que la mostrada en el Gráfico 1. La presión es cada vez menor a medida que se analizan puntos más cercanos a la salida.

Por otro lado, tal y como se aprecia en la Ilustración 15, en estos puestos de ensayo la superficie de contacto entre los dos casquetes esféricos no suele ser excesivamente extensa, ya que los ángulos α_2 utilizados en la práctica rara vez alcanzan valores superiores a los 45° . En estas instalaciones, además, la parte móvil del cojinete suele tratarse de una semiesfera.

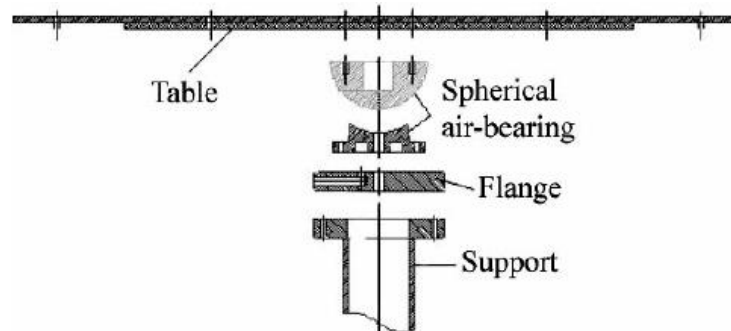


Ilustración 15: Disposición de los elementos en un puesto de ensayo de control de actitud de satélites. Fuente: Artículo en Journal of Applied Research and Technology [18]

La razón de que los valores de ángulo α_2 no sean más grandes es que la fuerza de empuje generada por el aire para levantar la parte superior de la instalación y eliminar el rozamiento no solo es dependiente de la presión. Dicha fuerza de empuje depende tanto de la presión generada entre las dos esferas como del área de contacto que haya entre ellas. Sin embargo, mayor área (mayor ángulo α_2) no implica mayor fuerza de empuje proporcional, puesto la fuerza resultante que hace levitar al conjunto depende tan solo del área proyectada en la vertical. Todas las componentes horizontales de la fuerza se anulan por simetría.

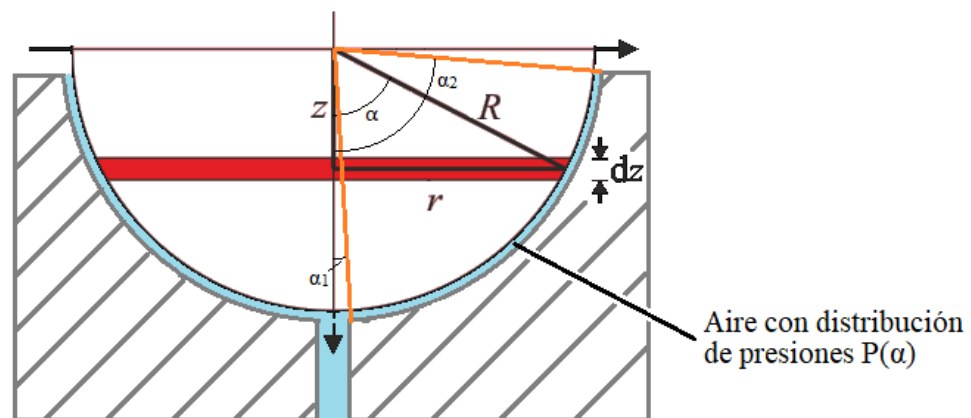


Ilustración 16: Área diferencial del casquete esférico. Dibujo de un banco de ensayo con ángulo α_2 próximo a los 90° .

El área diferencial de la esfera en función del ángulo α es:

$$dA = R \cdot d\alpha \cdot 2\pi r \tag{Ecuación 2}$$

Dónde:

$$r = R \cdot \sin(\alpha) \tag{Ecuación 3}$$

Por tanto, la fuerza de empuje vertical producida por la presión entre las dos esferas, considerando ángulos de la instalación de $\alpha_1 < \alpha_2 < 90^\circ$, se comporta tal que:

$$\vec{F}_{emp} = \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} P(\alpha) d\vec{A} \rightarrow F_{emp-vert.} = \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} P(\alpha) \cos(\alpha) dA = \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} P(\alpha) \cdot 2\pi R^2 \sin(\alpha) \cos(\alpha) d\alpha \tag{Ecuación 4}$$

En resumen, el área proyectada que produce fuerza de empuje crece siempre que se incremente el ángulo α_2 de la instalación hasta los 90° . Sin embargo, a partir de los 45° la cantidad de área proyectada para un mismo incremento de ángulo es cada vez menor. Por otro lado, la componente $P(\alpha)$ disminuye desde su máximo (en α_1) hasta la presión atmosférica a medida que nos acercamos a la salida (en α_2). La suma de estos dos fenómenos explica que los cojinetes de aire esféricos de este tipo de instalaciones, a efectos prácticos, tan solo utilicen ángulos de interfaz entre esferas de $\alpha_1 < \alpha_2 < 45^\circ$.

3 Diseño de la plataforma pivotante

A lo largo de este apartado se detalla el proceso elaborado para realizar el diseño de la plataforma pivotante que permite realizar los ensayos de control de actitud del CubeSat en un entorno de laboratorio o taller. Dicha plataforma se basa en los principios de funcionamiento de los *air bearings* para generar un cojín de aire lo suficientemente estable como para hacer levitar ligeramente el CubeSat. La sustentación del cojín de aire permite al nanosatélite girar con total libertad en cualquiera de los tres ejes de giro, reduciendo la fricción con la plataforma y constituyendo así una especie de rótula sin restricciones ni límites.

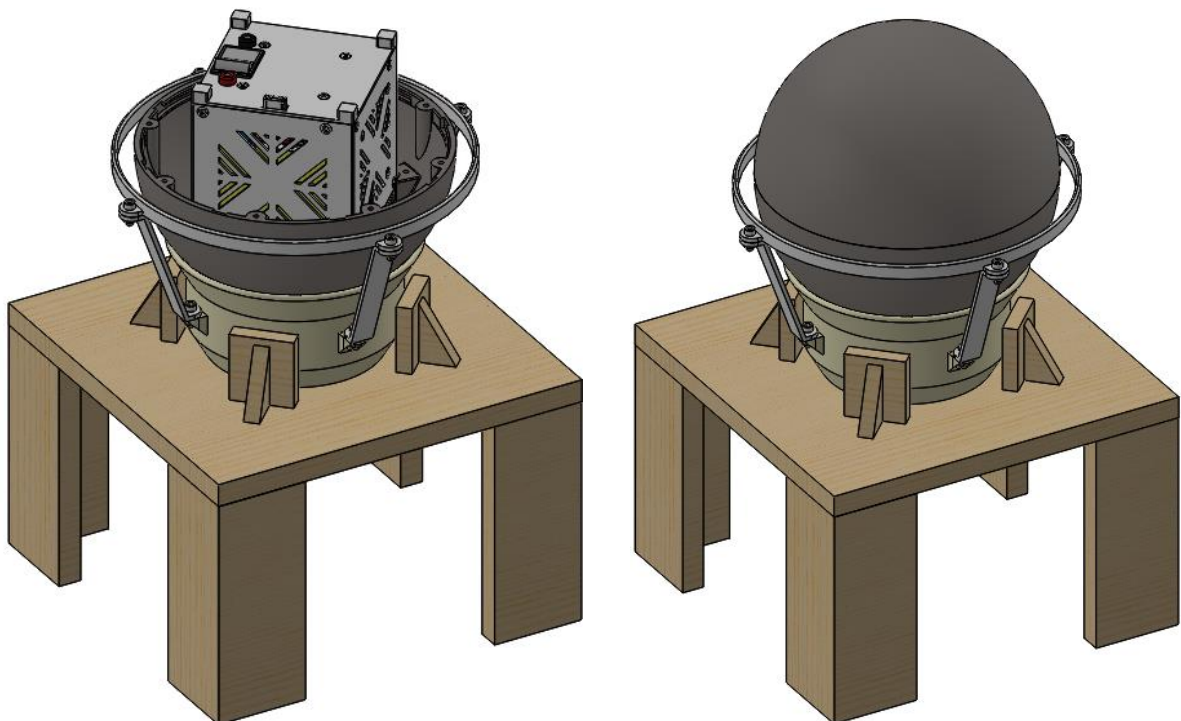


Ilustración 17: Diseño final del banco de pruebas.

Tal y como ha sido descrito durante la introducción de esta memoria en el apartado *1.4 Requerimientos*, el diseño de esta plataforma se ve condicionado a su razón de su fabricación mediante impresión 3D. La totalidad del diseño se ha elaborado mediante el software CAD para modelado mecánico SolidWorks®.

3.1 Metodología

En primer lugar se realiza un primer boceto de la geometría principal del conjunto. Uno de los requerimientos principales del proyecto es la no restricción de ninguno de los giros y que, además, estos movimientos no se vean limitados dentro de ningún rango. Es por ello que se desarrolla la idea de introducir el CubeSat dentro de una esfera.

Así pues, el desarrollo del proyecto se dirige a materializar la disposición que se muestra en la Ilustración 18, donde es una esfera circundante al CubeSat la que levita sobre la plataforma que produce el cojín de aire. Cuando dicho cojín es generado, el conjunto queda libre para su rotación. Esta rotación siempre tendrá lugar respecto al centro geométrico de la esfera que, con esta disposición, coincide también con el del centro geométrico del cubo.

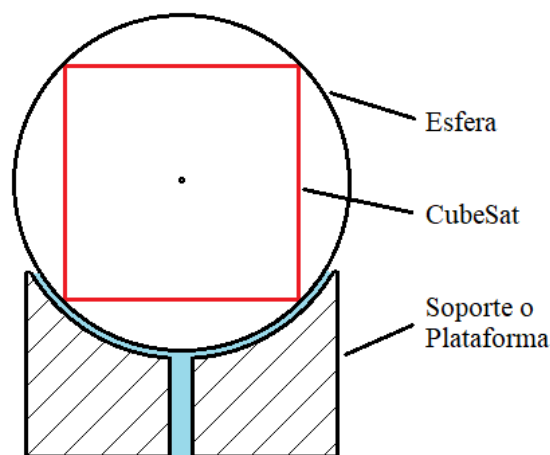


Ilustración 18: Disposición básica del CubeSat en la plataforma.

Para evitar la sobredimensión del puesto de ensayo debe reducirse al mínimo el diámetro de la esfera circundante. A continuación se realiza el cálculo del diámetro interior mínimo que debe tener dicha esfera considerando que, como indica el CubeSat Design Specification (CDS) [4], en realidad el CubeSat no se trata de un cubo exacto debido a las patas que éste debe tener.

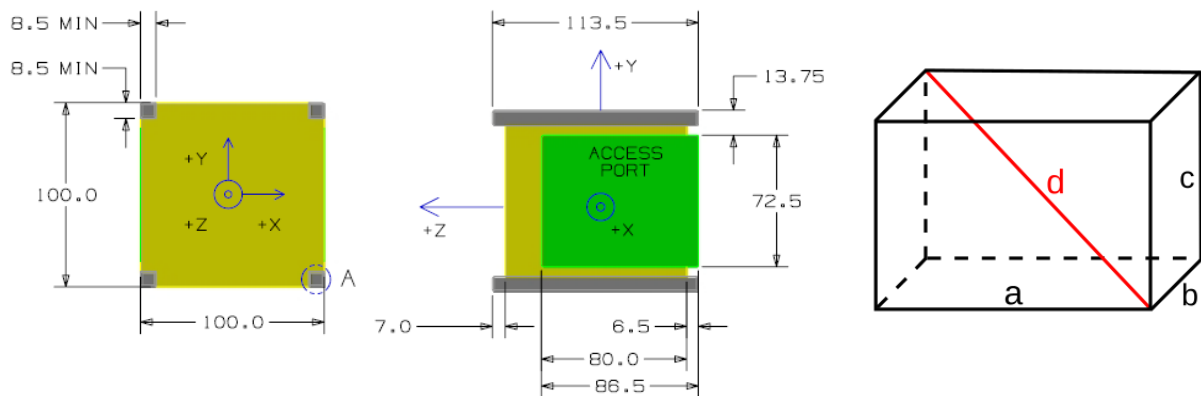


Ilustración 19: Dimensiones standard del CubeSat 1U (CDS) [4] y cálculo de su diagonal mayor.

El diámetro mínimo interior de la esfera debe ser igual a la diagonal mayor del ortoedro:

$$D = \sqrt{a^2 + b^2 + c^2} = \sqrt{100^2 + 100^2 + 113,5^2} = 181,3 \text{ mm}$$

Ecuación 5

Establecida una de las medidas más importantes del conjunto, ya es posible empezar a modelar el diseño de la esfera. Éste es un proceso lento y de constante evolución, puesto que a medida que el diseño se desarrolla surgen nuevas propuestas de mejora.

De igual forma, para el diseño de la plataforma generadora del cojín de aire se desarrolla un proceso iterativo en el modelado de su geometría. El principal reto en esta pieza es asegurar la correcta distribución y flujo del aire una vez la esfera ya se encuentra en levitación. Dicho flujo debe ser constante y fluir homogéneamente de forma laminar a través del espacio generado en la interfaz esfera - soporte, siendo dicho espacio el mínimo y necesario para eludir el rozamiento. Para el diseño elaborado se han consultado experiencias y diseños previos elaborados por terceros en otros proyectos similares [19] [20]. De esta manera, con los precedentes ya existentes y con el propósito de aportar un punto más a lo conocido, mediante la propia inventiva se desarrolla un diseño propio que va evolucionando hasta su versión final. Para llegar a la última versión se realizan varias simulaciones con el modelo desarrollado hasta entonces, utilizando para ello el módulo de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) *FlowSimulation* del software SolidWorks®. Una vez realizadas las simulaciones del comportamiento del fluido, se modifican las geometrías implicadas y se repite el proceso hasta alcanzar una solución más optimizada y satisfactoria.

Con los diseños de la esfera y el soporte realizados, se procede a la elaboración de piezas o elementos auxiliares que amplíen las funcionalidades del puesto de ensayo. En estos

términos se realiza un rediseño del soporte y se crea un conjunto de piezas adicionales que permiten restringir ciertos movimientos de la esfera y ensayar solamente sobre el eje de giro Yaw.

3.2 Diseño final

A continuación tiene lugar la descripción del diseño final de la esfera, el soporte generador del cojín de aire y las piezas adicionales incorporadas para realizar funciones complementarias. Si se consultan los planos adjuntados con esta memoria puede verse una situación global del conjunto en el **plano P-000**. Las medidas dimensionales más importantes pueden consultarse en los planos de pieza correspondientes.

3.2.1 Esfera

Durante los ensayos es necesario actuar constantemente sobre el dispositivo para corregir parámetros físicos o para actualizar el código de control del CubeSat. Es por ello que debe diseñarse un mecanismo que permita introducir y extraer el nanosatélite de la esfera con la mayor brevedad y comodidad posible sin renunciar a la robustez en la fijación del CubeSat una vez instalado.

Se plantea la esfera circundante al CubeSat como la unión desmontable de dos semiesferas no iguales. Ambas partes son prácticamente huecas en su totalidad con el propósito de no incrementar innecesariamente el peso.

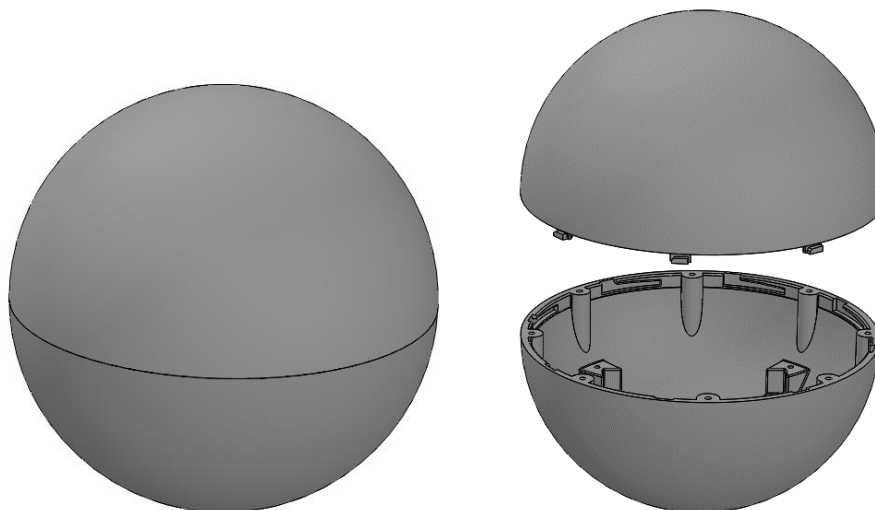


Ilustración 20: Diseño de las semiesferas desmontables P-020 y P-030.

3.2.1.1 Disposición del CubeSat en la esfera

La forma en que se aloja y fija el satélite en el interior de la esfera una vez cerrada es sencilla. En una de las dos semiesferas, a la que se le ha asignado el código identificativo P-020, hay 4 apoyos donde insertar las 4 esquinas de la cara inferior del CubeSat. De esta forma se impide el movimiento de rotación del CubeSat en el interior de la esfera.

El desplazamiento axial del cubo es impedido, una vez cerrado el conjunto, tanto por los cuatro soportes anteriores como por el apoyo circular de la semiesfera superior P-030. De esta forma quedan impedidos todos los movimientos libres del nanosatélite dentro de la esfera, evitando así posibles zarandeos, daños o desconocimiento de la posición del cubo.

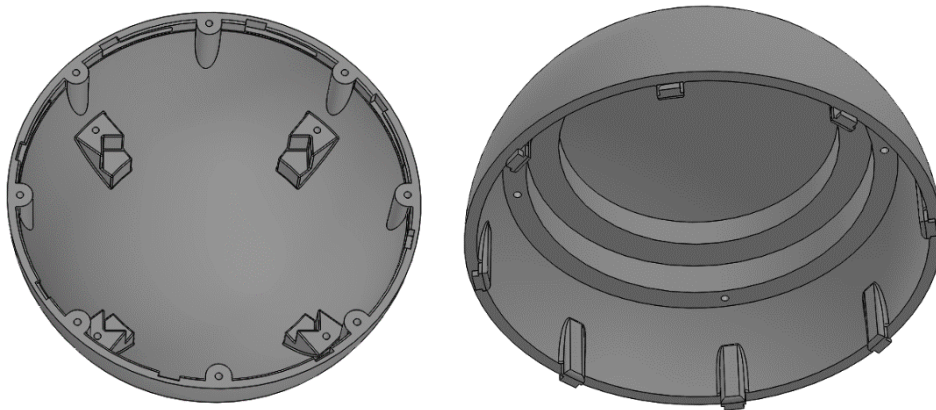


Ilustración 21: Apoyos del cubo en la semiesfera superior e inferior.

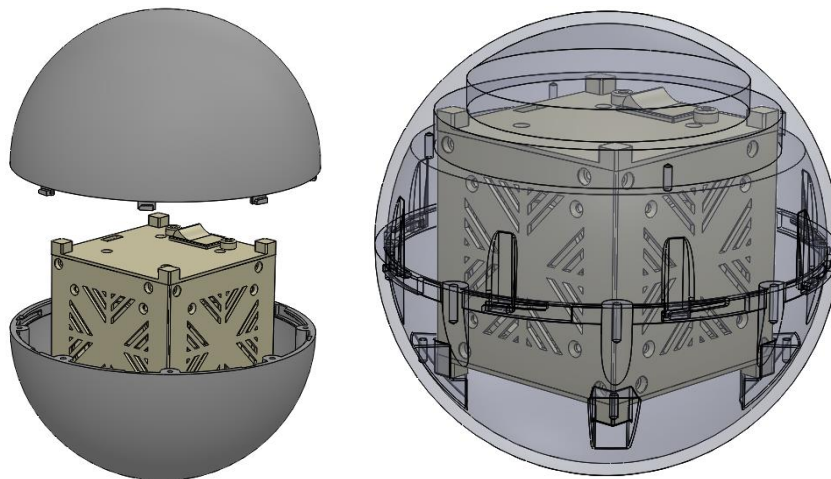


Ilustración 22: CubeSat en el interior de la esfera.

3.2.1.2 Sistema de cierre

La razón de las diferencias entre los soportes del cubo en la semiesfera P-020 y P-030 es el sistema de cierre diseñado. Una vez introducido el CubeSat en su alojamiento, un breve

giro de una semiesfera respecto a la otra genera una cierta presión entre ambas gracias al sistema de roscado incorporado, bloqueando completamente el conjunto. Por esta razón la semiesfera superior no deja encajadas en su interior las cuatro esquinas del cubo, sino que solo aplica restricción en el eje axial. Si la esfera superior tuviera los mismos alojamientos que la inferior sería imposible realizar el giro de cierre una vez colocado el cubo.

El sistema de rosca es simple. Una de las dos partes tiene un conjunto de ocho ranuras en pendiente descendente. Las pestañas de la semiesfera contraria, también en cuña, se introducen en estas ranuras y, a medida que se aplica el giro, ambas semiesferas van uniéndose y presionándose. Con este cierre se agilizan las operaciones de colocación y extracción del CubeSat durante los ensayos.

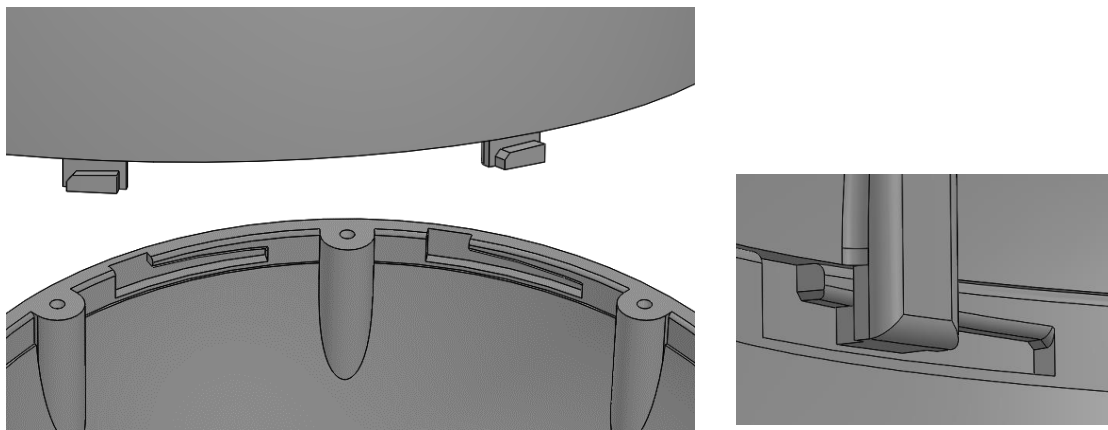


Ilustración 23: Detalle del mecanismo de cierre roscado entre semiesferas.

3.2.1.3 Roscas metálicas

Cada una de las roscas representadas en el modelo 3D de la esfera representa la incorporación de un inserto metálico en el plástico. Dado que el puesto de ensayo va a estar en continuo montaje y desmontaje, es más conveniente el uso de roscas metálicas para evitar la rápida degradación de éstas.

3.2.1.4 Ensayo con CubeSats de mayor número de unidades

El conjunto de roscas visibles en la Ilustración 23, ocho en total, no son utilizadas en un ensayo habitual con un CubeSat de 1U. La implementación de dichas roscas en el diseño tiene lugar para posibles ensayos futuros con CubeSats de mayores dimensiones o número de unidades. De esta forma, tan solo trabajando con la semiesfera inferior P-020, puede incorporarse una plataforma adaptada al ensayo a realizar y fijarse en estas roscas. No obstante, el desarrollo más completo de esta opción no es objeto de este proyecto.

3.2.1.5 *Ajuste del centro de gravedad*

Como es apreciable en la Ilustración 21, ambas semiesferas constan cada una de hasta cuatro roscas adicionales dispuestas en patrón cuadrado. La función de éstas es la incorporación de tornillos o varillas roscadas con las tuercas convenientes para equilibrar el centro de gravedad del conjunto una vez colocado el nanosatélite. De esta forma se pretende poder hacer coincidir, en la medida de lo posible, el centro de gravedad del conjunto móvil con el centro geométrico de la esfera y el cubo. La Ilustración 24 muestra con más detalle una de las roscas del sistema de equilibrado implementado.

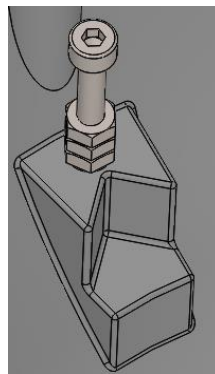


Ilustración 24: *Disposición de tornillo y tuercas para el equilibrado del centro de gravedad del conjunto.*

3.2.2 **Soporte o plataforma**

El diseño del soporte consta principalmente de un cuerpo distribuidor del aire desde su entrada hasta sus diferentes orificios de salida. El código correspondiente a esta pieza es el P-010. La superficie en forma de casquete esférico hueco se adapta a la superficie diametral de la esfera previamente comentada.

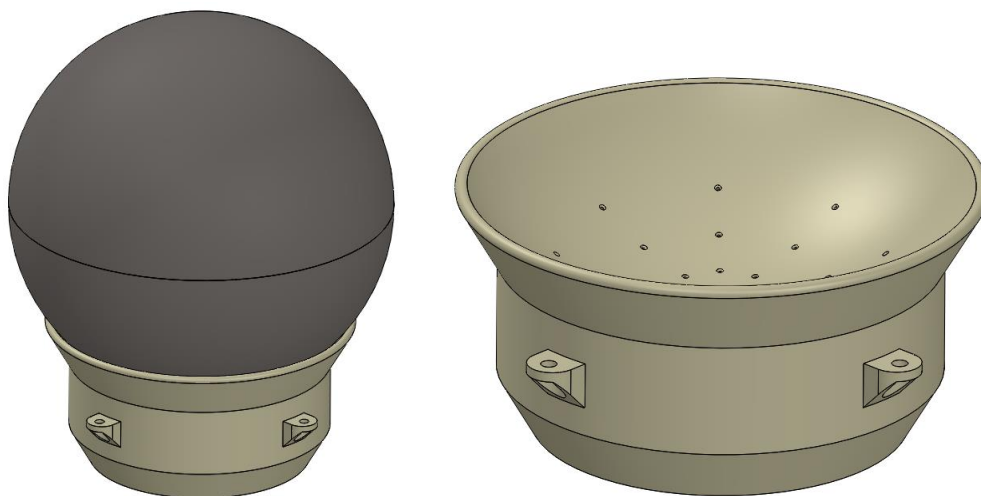


Ilustración 25: *Soporte distribuidor del aire. Pieza P-010.*

3.2.2.1 Alimentación neumática

La alimentación del conjunto tiene lugar mediante el uso de un compresor o mediante la conexión a la red de aire comprimido disponible en el taller. Entre la red de aire comprimido y el puesto de ensayo es necesaria la incorporación de un manorreductor en la manguera para calibrar el flujo de aire necesario. La conexión se realiza por la parte inferior del soporte, donde a la rosca Whitworth G1/4 añadida se le pretende conexionar un racor neumático de desconexión rápida CEJN310. Para salvar este conector una vez añadido al soporte es necesario disponer de una base auxiliar que mantenga el conjunto elevado y permita el libre acceso a la conexión por su parte posterior.

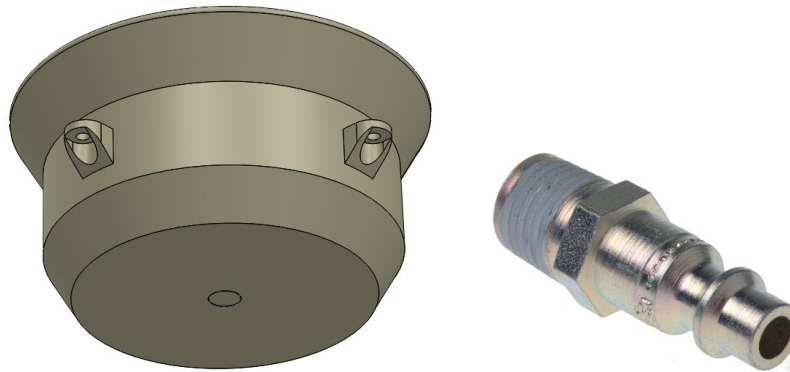


Ilustración 26: Detalle de la rosca inferior del soporte y el conector neumático CEJN310.

3.2.2.2 Geometría interna

La distribución del aire se realiza desde una cámara central que divide el flujo a lo largo de 24 conductos. Los conductos finalizan en la superficie de contacto dando lugar a una matriz de agujeros, la cual desde su vista en planta forma tres patrones circulares de 8 agujeros cada uno.

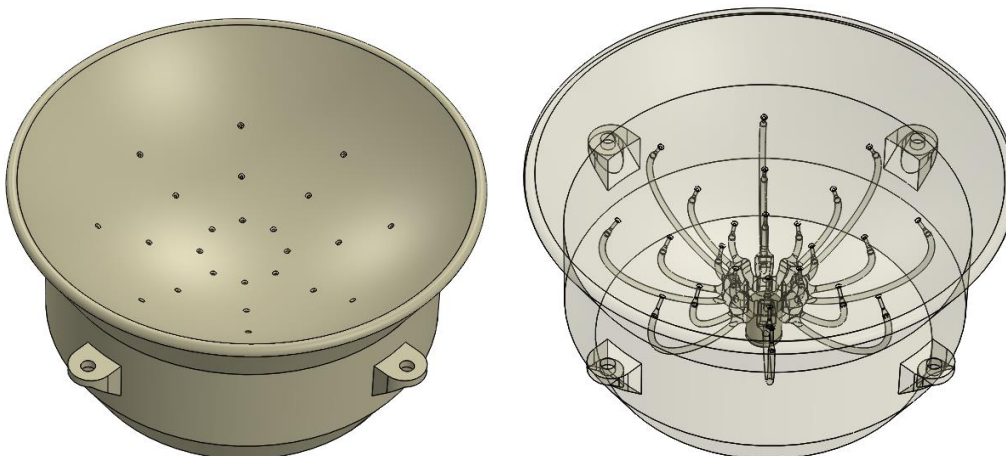
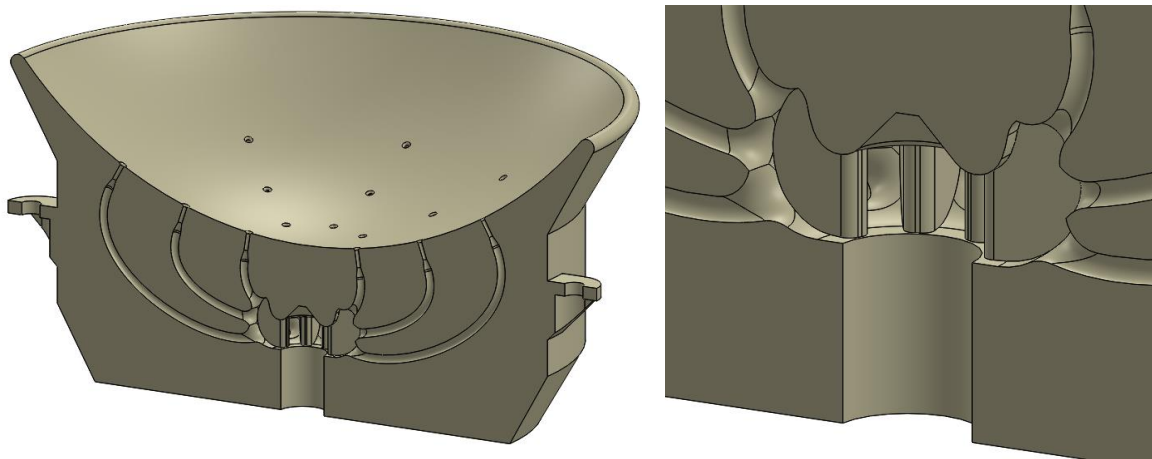


Ilustración 27: Visualización global de la geometría interior del soporte.

La càmera central té una geometria optimitzada per a la distribució de l'aire en el seu interior. Una vegada l'aire³ entra en la càmera distribuïdora a través del racor CEJN310, aquest xoca frontalment amb la estructura hueca cònica que se troba en el seu camí. A partir d'aquest moment el flux s'esparceix en l'interior de la càmera, la qual disposa de fins a 8 subdivisions axials que divideixen el volum d'aire en petits sub-volumens. De cadascuna d'aquestes subdivisions parteixen tres conductes, els quals tenen la funció d'eliminar les turbulències i els rotacionals associats a mesura que el flux flueix a través d'ells. En el tram final aquests conductes s'estrechen gradualment fins a aconseguir el diàmetre mínim de Ø1 mm. Per a cadascun d'aquests trams finals, la sortida d'aire a la superfície és completament perpendicular a aquesta.



Il·lustració 28: Visualització en detall de la geometria interior del suport.

3.2.2.3 Simulació del flux d'aire

La Il·lustració 29 i la Il·lustració 30 mostren la simulació obtinguda a través del mòdul de Dinàmica de Fluids Computacional (CFD) *FlowSimulation* del software SolidWorks®. Diques imatges tracten de confirmar el correcte comportament del fluid dins de la cambra distribuïdora del suport. Com es pot observar, l'aire es comporta tal i com es esperava. Aquest es distribueix a través de les 8 subdivisions per després conduir-se fins a la sortida a través dels canals.

³ El aire de entrada procedeix directament d'un compressor o d'una xarxa d'aire comprimit de taller. En qualsevol cas ha de tenir-se en compte que, probablement, aquest flux d'entrada serà turbulent i amb rotacionals associats.

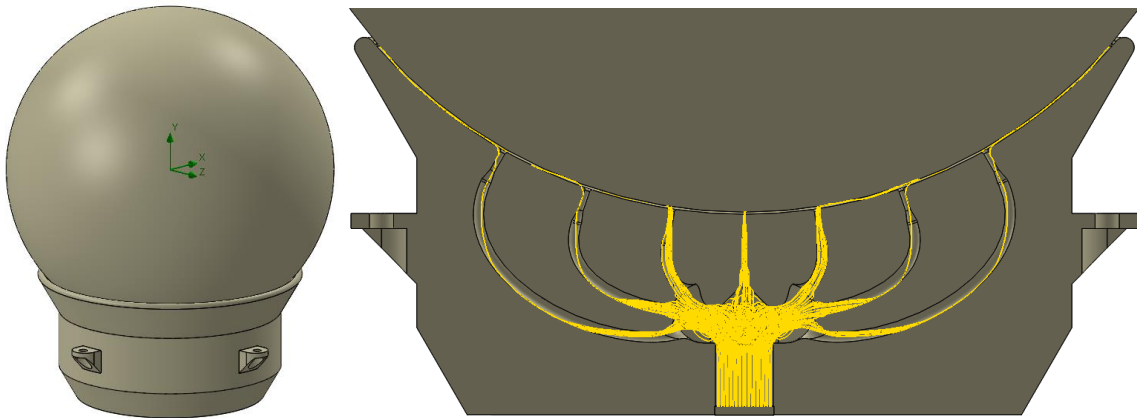


Ilustración 29: Comportamiento del aire a través de una sección transversal vertical del puesto del ensayo.

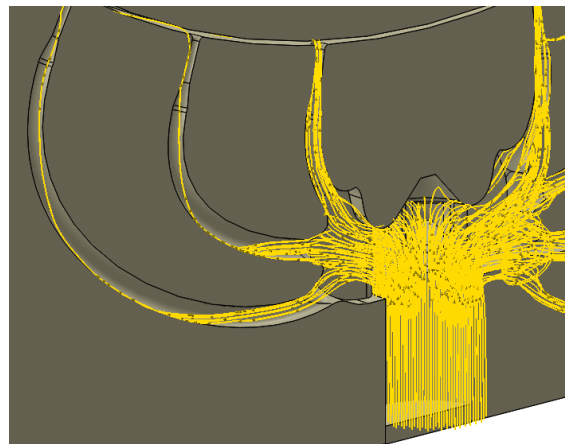


Ilustración 30: Detalle del Comportamiento del aire a través de una sección transversal vertical del puesto del ensayo.

Esta simulación es meramente orientativa y solo pretende realizar una validación cualitativa del modelo. La fiabilidad de los datos obtenidos en este tipo de simulaciones difícilmente corresponde con los que van a ser obtenidos en la realidad, más aún dadas las dificultades para conocer datos certeros en esta etapa del proyecto donde aún no es posible determinar el peso concreto final del conjunto o las propiedades físicas del equipo que va a proporcionar la presión y el aire al conjunto. No obstante, esta simulación sí es válida para comprobar si las geometrías realizadas en el interior del soporte distribuyen correctamente el fluido sin generar zonas conflictivas de generación de vórtices o bajas presiones.

3.2.2.4 Factores de diseño. Limitaciones de la fabricación aditiva.

Durante todo el proyecto, pero especialmente durante el diseño de esta plataforma distribuidora del aire, deben contemplarse las limitaciones impuestas por la fabricación mediante impresión 3D. No todas las geometrías son factibles con este tipo de manufactura. En primer lugar se descarta, por ejemplo, la incorporación de microporos para la constitución

del cojinete de aire de la instalación. Esta tecnología es la que mejor distribuye el aire en la interfaz entre partes móviles pero la elaboración de una matriz de agujeros de tan reducido tamaño ($\varnothing 0,1 \sim \varnothing 0,4$ mm) es totalmente desaconsejable para la fabricación mediante FDM o SLA.

En el diseño de la plataforma se optimizan las geometrías tanto internas como externas para que sean imprimibles con fabricación aditiva sin hacer uso de estructuras de soporte. Las estructuras de soporte son estructuras auxiliares generadas durante la impresión capa a capa de la pieza para sostener capas posteriores que no podrían mantenerse por sí mismas.



Ilustración 31: Aparición de estructuras de soporte durante la fabricación aditiva. Fuente: rigid.ink

Estas estructuras deben retirarse una vez finaliza la impresión de la pieza. Sin embargo, en este caso en particular, no es posible acceder a las geometrías internas de la plataforma distribuidora del aire para su retirada. Si estas estructuras quedan alojadas en el interior de la pieza pueden perjudicar gravemente al funcionamiento de la instalación.

Por ello, durante la etapa de diseño se evitan los ángulos ascendentes inferiores a los 45° [21]. De esta forma se evita necesitar estructuras de soporte durante la fabricación. Se ha considerado que el proceso de fabricación capa por capa de la plataforma se realiza desde su base hasta su punto superior.

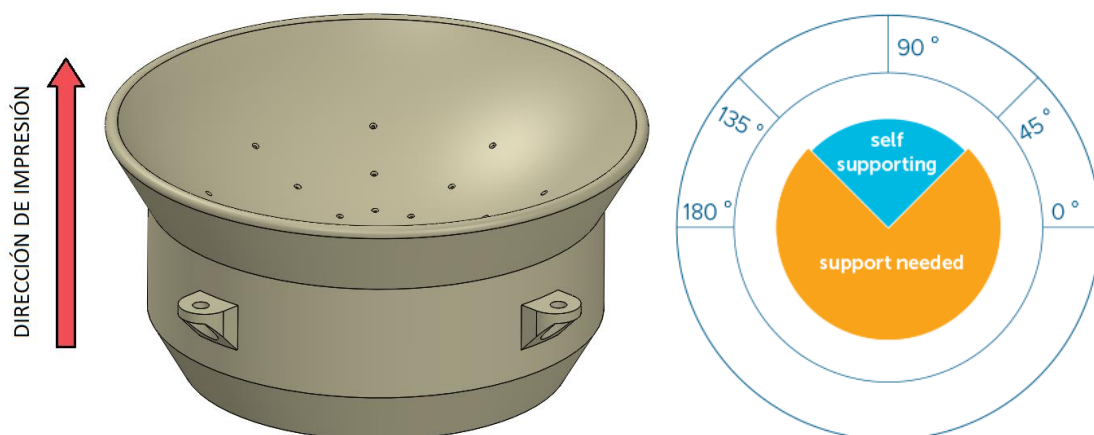


Ilustración 32: Necesidad de soportes en función del ángulo durante la fabricación aditiva. Crédito y Derechos de Autor: i.materialise [21]

3.2.3 Base auxiliar

Para salvar la distancia del conector neumático CEJN310 y permitir el fácil acceso a la parte inferior del soporte es necesaria una estructura que mantenga elevado el conjunto. Con esta altura libre es posible acoplar el sistema a la alimentación de aire comprimido sin perjudicar a la estabilidad del conjunto.

El diseño de esta base es libre y puede ajustarse a las dimensiones que se consideren oportunas. Tan solo es necesario que exista un agujero central lo suficientemente grande ($\varnothing 80 \sim 90$ mm) para conectar cómodamente los racores y que tenga una altura suficiente (~ 150 mm) para evitar que el tubo de aire comprimido trabaje con dobleces o forzado.

3.2.3.1 Propuesta de diseño

La Ilustración 33 muestra una posible base de madera que podría instalarse en el sistema. En este caso en particular, la estructura simulada tiene las dimensiones anteriormente comentadas y una superficie en planta de 250x250 mm.

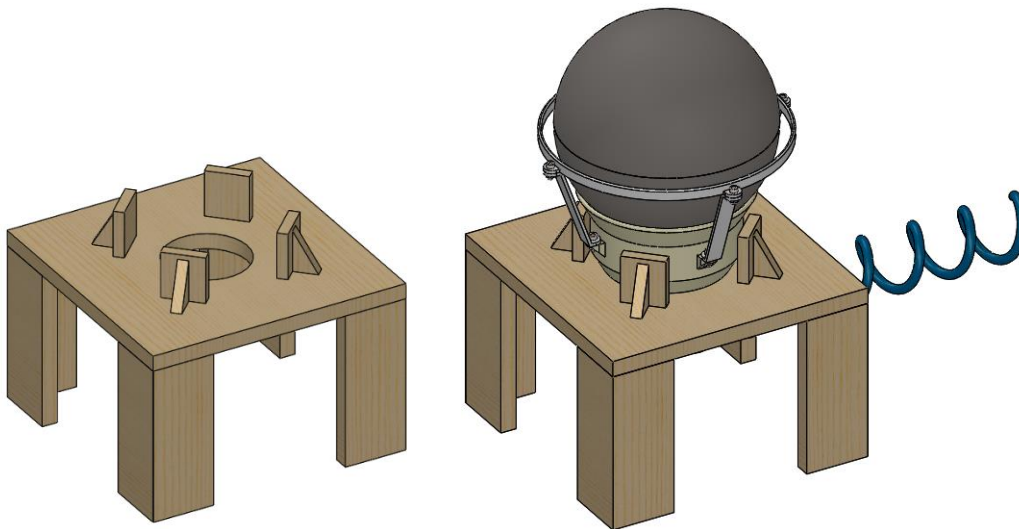


Ilustración 33: Posible propuesta para la plataforma base del puesto de ensayo.

Dado que las dimensiones y geometrías de esta base pueden variarse sin ningún tipo de consecuencia, este elemento no tiene consideración en ninguno de los planos. Además, como esta base puede fabricarse con una cantidad reducida de tiempo y material y sin necesidad de solicitar los servicios de terceros, tampoco se considera en el presupuesto final del proyecto.

3.2.3.2 Propuestas de desarrollo

En el diseño de la base auxiliar pueden añadirse modificaciones para incorporar nuevos elementos. Estos elementos pueden utilizarse para mejorar o añadir nuevas condiciones de ensayo al banco de pruebas. Una posible vía de desarrollo podría ser, por ejemplo, la instalación de bobinados envolventes que permitan generar un campo magnético alrededor del satélite. Para evitar que la base auxiliar interfiera con en el campo magnético generado es importante que ésta sea de madera o de plástico.

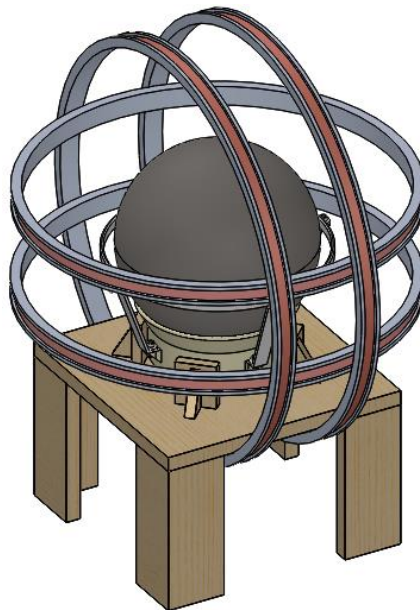


Ilustración 34: Bobinado envolvente en el puesto de ensayo para la generación del campo magnético.

3.2.4 Funciones adicionales

Habitualmente, sobre todo cuando el software de control de actitud con el que se están realizando pruebas aún no está suficientemente desarrollado, es conveniente simplificar las condiciones de ensayo para realizar verificaciones más sencillas.

A raíz de estas necesidades encontradas, se diseña un conjunto de piezas que aporten ciertas funciones adicionales en cuanto a lo que esta problemática respecta. En la Ilustración 35 puede apreciarse el diseño realizado para restringir el movimiento de la semiesfera a tan solo un eje posible de giro. Este tipo de ensayo podría resultar útil, por ejemplo, cuando quiere comprobarse el correcto funcionamiento de tan solo una de las *reaction wheels* del sistema. En ese caso podrían extraerse los módulos de las dos *reaction wheels* restantes para implementar y ensayar otras funciones del CubeSat.

En el **plano** ensamble **P-100** puede consultarse la codificación de las piezas de fabricación aditiva de este subconjunto así como los elementos de unión utilizados para su montaje.

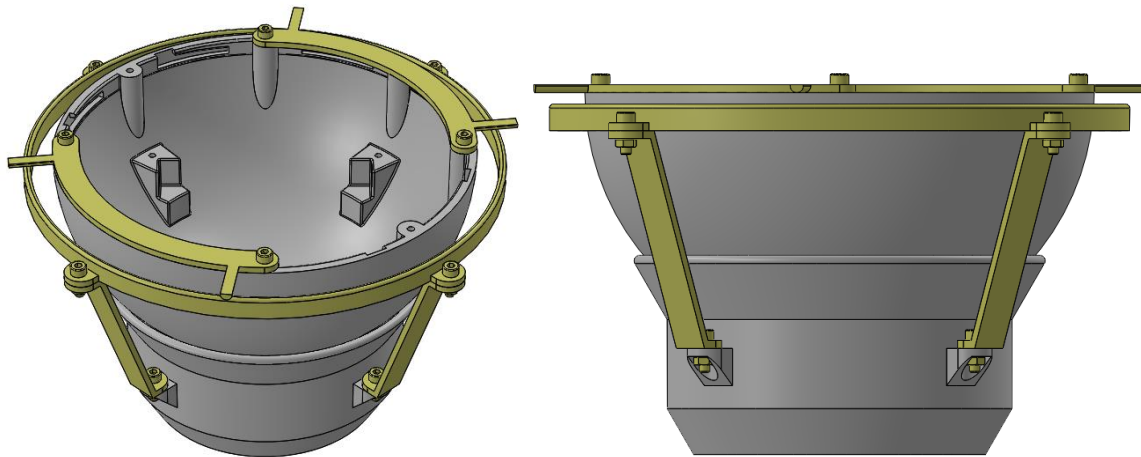


Ilustración 35: Piezas adicionales para simplificar ensayos sobre el eje de giro Yaw.

La estructura envolvente diametral puede dejarse o no siempre fija en el puesto de ensayo, lo cual evita tener que montar o desmontar todo el sistema cuando quieren cambiarse las condiciones de la prueba. Las dos piezas atornilladas a la semiesfera inferior son las que evitan que ésta pueda girar sobre los ejes de giro *pitch* y *roll*, ya que al intentarlo interfieren con la estructura envolvente exterior. Como ambos giros están restringidos ya no es necesario colocar la semiesfera superior en el puesto de ensayo, puesto que el CubeSat no puede volcar ni salirse de su alojamiento.

4 Diseño del prototipo de CubeSat

A continuación se presenta del diseño final del prototipo de CubeSat propuesto para ser utilizado, junto a la plataforma pivotante ya presentada, en la realización de ensayos de control de actitud en los tres ejes de giro. El diseño de este CubeSat modular se realiza tanto a nivel mecánico como a nivel eléctrico y electrónico.

En términos electrónicos, se escoge el conjunto de componentes que permiten actuar sobre la actitud del satélite en sus tres ejes de giro. Se establece, también, cómo deben ir interconectados todos estos elementos.

En cuanto a la parte mecánica, se realiza el diseño del bastidor y del conjunto de piezas auxiliares utilizadas para la sustentación de los componentes en el interior del CubeSat. Todo este diseño se elabora, nuevamente, pensando en su manufactura mediante fabricación aditiva de plástico.

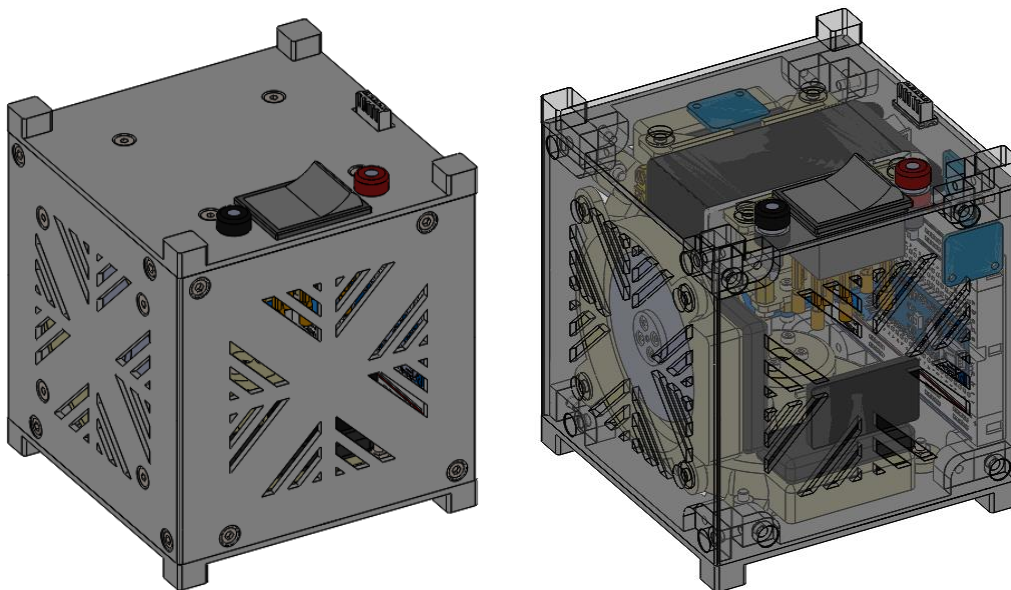


Ilustración 36: Resultado y vista interna del CubeSat diseñado.

4.1 Metodología

Existe una gran dependencia entre todos los elementos que forman el prototipo de CubeSat de este proyecto. Todos los componentes electrónicos deben ser compatibles entre sí, tanto en términos de conexión eléctrica como en base al establecimiento de comunicaciones. La elección de un componente no solo es crucial en términos de compatibilidad, sino que sus dimensiones y geometría deben poder adaptarse al reducido espacio disponible dentro del cubo. Además, dichos elementos deben permitir su ensamblaje e integración de forma robusta y fiable en las estructuras de soporte del bastidor diseñado.

Esta dependencia entre los elementos es un factor de influencia en la metodología de trabajo, puesto que implica que el diseño del bastidor del nanosatélite debe modificarse y adaptarse de forma simultánea a la elección de los componentes que se decide integrar en su interior.

4.2 Elección de los componentes

Uno de los principales objetivos del proyecto es conseguir utilizar componentes de bajo coste que permitan la sustitución de estos en caso de falla sin implicar un coste importante para la entidad. Alcanzar este objetivo puede evitar que las reparaciones sean inasumibles o que éstas deban ser atrasadas en el tiempo. Dicho de otra forma, la reducción de costes y la fácil disponibilidad de elementos sustitutorios permite que el puesto de ensayo pueda encontrarse siempre operativo.

Es por ello que los elementos utilizados son totalmente comerciales y, en la mayoría de casos, de un nivel de extensión y disponibilidad muy amplio. Esto hecho se contrapone a la optimización del espacio, puesto que el uso de electrónicas genéricas no diseñadas específicamente para la tarea concreta que van a realizar implica un sobredimensionamiento a nivel volumétrico de los componentes.

A continuación se detallan cada uno de los elementos elegidos para el CubeSat de este proyecto. Esto incluye el uso de un microcontrolador, tres *reaction wheels* basadas en motores brushless, una IMU, tres sensores de luz, un módulo de comunicación XBee y el sistema de alimentación basado en una batería LiPo. Todas las referencias de compra pueden consultarse en el volumen del proyecto dedicado al *Presupuesto*.

4.2.1 Microcontrolador

Para disponer de un microcontrolador versátil se decide implementar una placa de desarrollo Arduino Nano. [22] Esta placa genérica implementa prácticamente el mismo controlador ATmega328⁴ y las mismas características y pinout que el Arduino UNO en una placa de dimensiones mucho más reducidas.

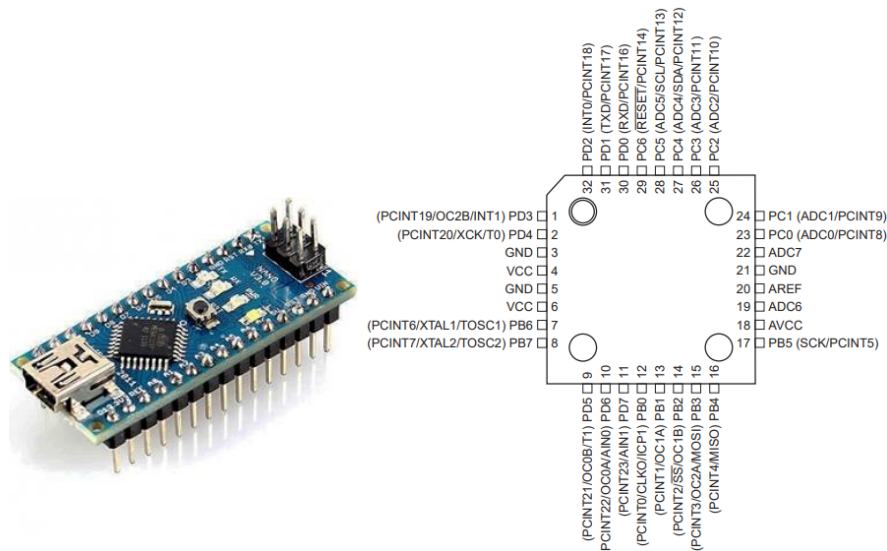


Ilustración 37: Placa de desarrollo Arduino Nano. Pines de su microcontrolador ATmega325-AU.

La interfaz del Arduino Software IDE permite realizar programas basados en lenguaje C++. Con este microcontrolador el usuario puede elaborar el programa con los algoritmos pertinentes para el control del CubeSat e implementarlos en el sistema a través del puerto Mini-USB del propio dispositivo.

La información básica que se debe conocer en cuanto a las características y recursos del dispositivo Arduino Nano se muestra en la Tabla B.1 del Anexo B.

En el Anexo C se muestra el pinout de la placa Arduino disponible para el usuario. Incluye además toda la información sobre el tipo de señales para las cuales está destinado cada uno de los pines.

⁴ Arduino Uno utiliza un microcontrolador ATmega328-PU, el cual tiene 28 pines empaquetados en doble hilera (DIP). El Arduino Nano tiene el microcontrolador ATmega328-AU, con 32 pines encapsulados en cuadrado plano delgado (TQFP).

4.2.2 Reaction wheels

Las ruedas de reacción son los actuadores que permiten modificar la orientación del CubeSat gracias al intercambio de momento angular producido por el giro de un disco. Este disco gira a grandes revoluciones gracias a un motor eléctrico y su correspondiente control.

4.2.2.1 Motor

Dado que el puesto de ensayo tiene un mero propósito didáctico, se requiere de una tecnología sencilla y barata que no esté ideada para su implementación en nanosatélites reales. De esta forma, para el montaje de las *reaction wheels*, se opta por usar motores brushless trifásicos de bajo coste, los comúnmente utilizados en el mundo del radiocontrol y aeromodelismo. En estos términos, un factor determinante es la carcasa o tipo de fijación del motor escogido. Muchos de ellos suelen estar fabricados para acoplar hélices a sus ejes, lo que hace que la longitud total del motor sea demasiado grande para implementarla en el interior del CubeSat.

El motor escogido es el *T-motor Navigator MN1806 1400KV*. Su disponibilidad en el mercado es extensa, lo cual facilita su futuro remplazo en caso de falla. Además, la pieza adaptadora para el acoplamiento de hélices es retirable, lo que permite atornillar el volante de reacción directamente sobre el rotor.

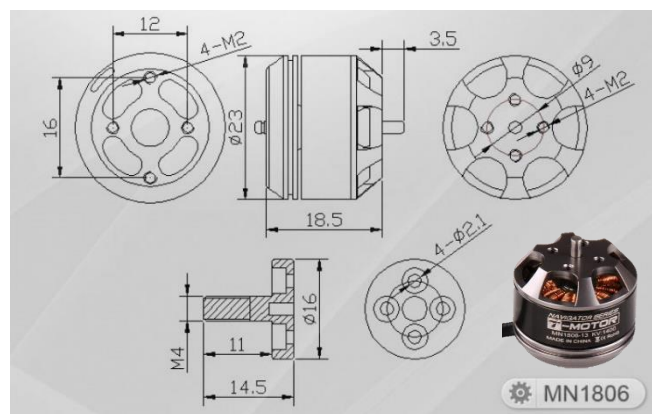


Ilustración 38: Dimensiones del motor brushless T-motor Navigator MN1806 1400KV.

En la Tabla B.2 del Anexo B es posible consultar los principales datos técnicos de este motor.

Con las especificaciones del motor ya es posible determinar que la batería a utilizar debe ser una batería LiPo de 2 o 3 celdas (2-3S). Las revoluciones máximas en vacío teóricas que es posible obtener en cada caso son las siguientes.

	Voltaje nominal	Max. RPM (Kv·V)
Batería 2S	7,4 V	10360 rpm
Batería 3S	11,1 V	15540 rpm

Tabla 2: Velocidad máxima de giro del motor T-motor Navigator MN1806 1400KV.

La Tabla B.3 muestra datos reales de velocidad, consumo y comportamiento de este motor en función del tipo de batería utilizada y de diferentes modelos de hélice como carga.

4.2.2.2 Controlador

Los motores brushless trifásicos como el escogido necesitan, para su correcto funcionamiento, de una señal sinusoidal trifásica con un desfase de 120° entre líneas. Para generar y controlar estas señales suele utilizarse un controlador de velocidad electrónico (ESC). Estos dispositivos generan la señal trifásica sinusoidal que alimenta al motor utilizando un puente trifásico de seis transistores. El usuario puede regular la velocidad del motor tan solo modificando el ancho de pulso de la señal PWM que se introduce como input.

Lo habitual en los ESC comerciales es que la señal de control PWM que nos permite actuar sobre la velocidad deba tener un período de 20ms. El *Duty Cycle* que nos permite variar entre velocidad mínima y máxima del motor suele ser de entre el 5% (1ms/20ms) y el 10% (2ms/20ms).

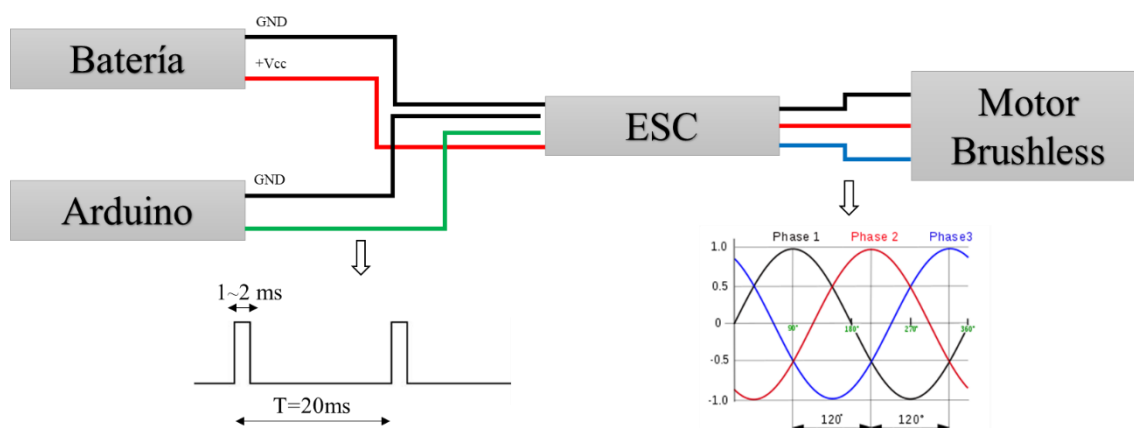


Ilustración 39: Esquema básico de las señales necesarias para el control del motor brushless.

El controlador ESC elegido para acompañar a los motores de este proyecto es el *Emax BLHeli 12A*. Puede ser alimentado con baterías de entre 2 y 4 celdas y el amperaje máximo con el que puede trabajar (12A), coincide con el amperaje máximo de consumo del motor utilizado.

Cabe decir que la carga de trabajo de los motores estará muy por debajo de sus límites, por lo que en ningún momento se llegará a estos valores de consumo en la instalación.



Ilustración 40: Emax BLHeli 12A.

La principal ventaja de este ESC es que, configurándolo en su modo de programación bidireccional, puede hacerse girar al motor de forma sencilla en ambas direcciones. Este es el modo de configuración idóneo para el correcto funcionamiento de las *reaction wheels*. El *Duty cycle* de la señal de control, en cuanto a comportamiento de giro obtenido, funciona de la siguiente forma en función de los tres modos de programación de este modelo de ESC:

	RPM motor		
	Conf. Normal (CW)	Conf. Invertido (CCW)	Conf. Bidireccional
D_{mínimo} (1/20)	0	Max.	Max. CCW
D_{intermedio} (1,5/20)	50%	50%	0
D_{máximo} (2/20)	Max.	0	Max. CW

Tabla 3: Modos de programación del ESC Emax BLHeli 12A.

Para más información sobre cómo llevar a cabo dicha programación de configuración puede consultarse el manual de uso del componente en el Anexo D.

4.2.3 IMU

La unidad de medida inercial escogida se trata del módulo *Grove - IMU 9DOF v2.0* fabricada por SeeedStudio. Este módulo incorpora una MPU-9250, la cual le capacita con un sensado de hasta nueve grados de libertad gracias a los 3 acelerómetros, 3 giroscopios y 3 magnetómetros incluidos.

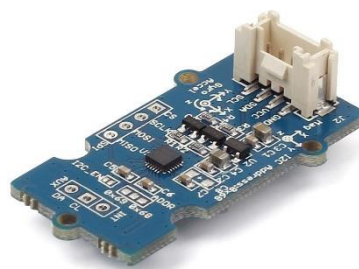


Ilustración 41: Grove - IMU 9DOF v2.0 basado en MPU-9250.

Este conjunto de sensores presenta grandes ventajas a nivel funcional. Su composición está diseñada para poder ser atornillada fácilmente sobre una estructura de soporte y su conector JST de 4 pines permite retirar fácilmente el sensor del interior del CubeSat.

Esta IMU está distribuida por la propia corporación Arduino, con lo que la comunicación I2C y la directa alimentación desde sus dispositivos está más que contrastada.

La Tabla B.4 del Anexo B muestra los datos básicos de sensado y comunicación de la MPU-9250.

4.2.4 Sensores de luz

El CubeSat desarrollado para el puesto de ensayo de este proyecto contempla, para su modo básico de ensayo de control de actitud, la incorporación de tres sensores de luz. Éstos pueden ser utilizados o no por el usuario en función de las pruebas que quiera realizar.

Los tres sensores de luz escogidos se basan en el módulo *TSL2561 Lux Sensor* de Adafruit. De la misma manera que ocurre con la IMU escogida, Arduino distribuye estos sensores garantizando la compatibilidad eléctrica y comunicativa con sus dispositivos.

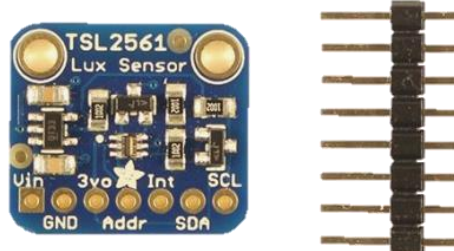


Ilustración 42: TSL2561 Lux Sensor.

Dada la comunicación I2C de este dispositivo, para la incorporación de tres sensores iguales en la instalación deben asignarse direcciones diferentes a cada uno de ellos. La forma en que esto puede realizarse es mediante el pin ADDR disponible en la tarjeta, el cual cambia la dirección del dispositivo en función de si se conecta a +Vdd, GND o se deja flotante. Las direcciones I2C asignadas así como el resto de especificaciones técnicas principales del sensor se muestran en la Tabla B.5 del Anexo B.

4.2.5 Sistema de comunicación

Dado que la velocidad de transmisión de datos no es estrictamente crítica para realizar pruebas de control de actitud en el laboratorio, se decide implementar un sistema de

comunicación basado en el protocolo Zigbee. Tal y como mostraba la Tabla 1, añadida durante la exposición del *Marco teórico*, el protocolo Zigbee y el sub-Ghz son utilizados principalmente por su bajo consumo. No obstante, el protocolo Zigbee es altamente extendido en el mundo del Arduino gracias a los módulos integrados Xbee que permiten su fácil integración en este tipo de instalaciones.

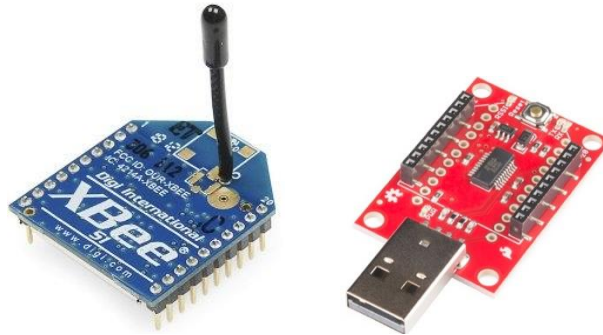


Ilustración 43: Módulo Xbee 1MW Con Antena Serie 1 y Xbee Explorer Dongle.

Se deben utilizar dos módulos *Xbee 1MW Con Antena Serie 1*, uno de ellos integrado en el interior del CubeSat y el otro conectado al ordenador del usuario. Para éste último se puede utilizar un *Xbee Explorer Dongle*, que permite conectar el módulo XBee directamente sobre una PCB con salida USB.

Las especificaciones básicas del módulo XBee escogido se recogen en la Tabla B.6 del Anexo B.

4.2.6 Sistema de alimentación

El sistema de alimentación diseñado para el CubeSat está formado por una batería, un distribuidor/convertidor de voltaje y un conjunto de componentes que permiten conectar, desconectar y cargar la batería.

4.2.6.1 Batería

Para la elección de la batería, en primer lugar, se fija el número de celdas necesarias en 3S (11.1V). Éste es el valor máximo de alimentación permitido por el motor y el que permite proporcionar un mayor número de rpm.

Por otro lado, suponiendo el consumo de los tres motores a su máximo nivel, 12 A, y considerando el resto de consumos menospreciados frente a éste, la corriente máxima continua que debe proporcionar la batería debe ser superior a los 36A. En ningún caso se llegará a estos

valores de consumo, pero por seguridad debe ser posible generar esta corriente de descarga. La máxima corriente continua de descarga de una batería resulta de multiplicar su capacidad por su tasa de descarga (C).

Con estos datos se está ya en disposición de encontrar una batería que cumpla todas estas características, siendo el criterio de búsqueda principal la maximización de la capacidad de la batería y la limitación volumétrica impuesta por las dimensiones 100x100x100 mm del CubeSat. Con todo esto se escoge la *Batería LiPo TATTU 3s 1550mAh 45C*.



Ilustración 44: Batería LiPo TATTU 3s 1550mAh 45C.

Sus principales datos técnicos pueden consultarse en la Tabla B.7 del Anexo B.

4.2.6.2 Convertidor DC-DC

Los sensores del sistema se alimentan directamente de los pines incorporados en el Arduino Nano para este tipo de periféricos. No obstante, la tensión de alimentación del Arduino debe ser de 5V, por lo que no puede conectarse directamente a la batería.

Para ello se añade la placa de potencia mostrada en la Ilustración 45. Esta placa se encarga de distribuir el voltaje directamente desde la batería hasta cuatro puntos de conexión distintos, los cuales serán utilizados para los tres ESC de los motores. Adicionalmente, esta placa transforma el voltaje de la batería a 5V en un quinto punto de conexión, dónde deberá conectarse el Arduino.

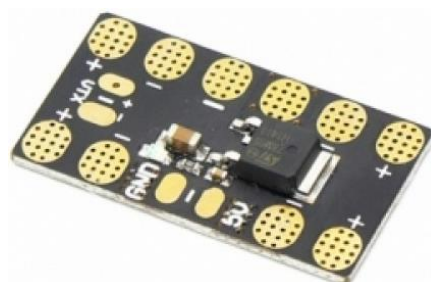


Ilustración 45: Placa de potencia utilizada para la distribución y conversión de la alimentación.

Sus especificaciones básicas se muestran en la Tabla B.8 del Anexo B.

4.2.6.3 Modo de carga y modo de trabajo

Uno de los requerimientos de este proyecto, detallados en el apartado *1.4 Requerimientos*, es el de poder recargar la batería sin necesidad de desmontar el bastidor del CubeSat para poder acceder a ella. Por ello se incluirán en el circuito los componentes mostrados en la Ilustración 46. El interruptor escogido tiene tres posiciones de trabajo, las cuales se utilizarán para encender o apagar el puesto de ensayo o, en tercer lugar, para desviar la conexión de la batería a los conectores banana cuando se requiera realizar la recarga.



Ilustración 46: Interruptor de balancín tres posiciones y conectores banana hembra a panel rojo y negro.

4.3 Esquema de conexiones

A continuación se presenta el esquema de conexionado del sistema. En él se han tenido en cuenta todos los detalles que se han ido relatando a lo largo del apartado 4.2 *Elección de los componentes*.

4.3.1 Esquema de conexiones conceptual

El siguiente diagrama muestra un resumen de la interacción de los componentes a nivel de cableado. Las conexiones azules indican señales de control o comunicación, mientras que las conexiones grises representan la alimentación de los componentes. A algunos elementos no se les especifica conexión de alimentación porque la reciben directamente del Arduino.

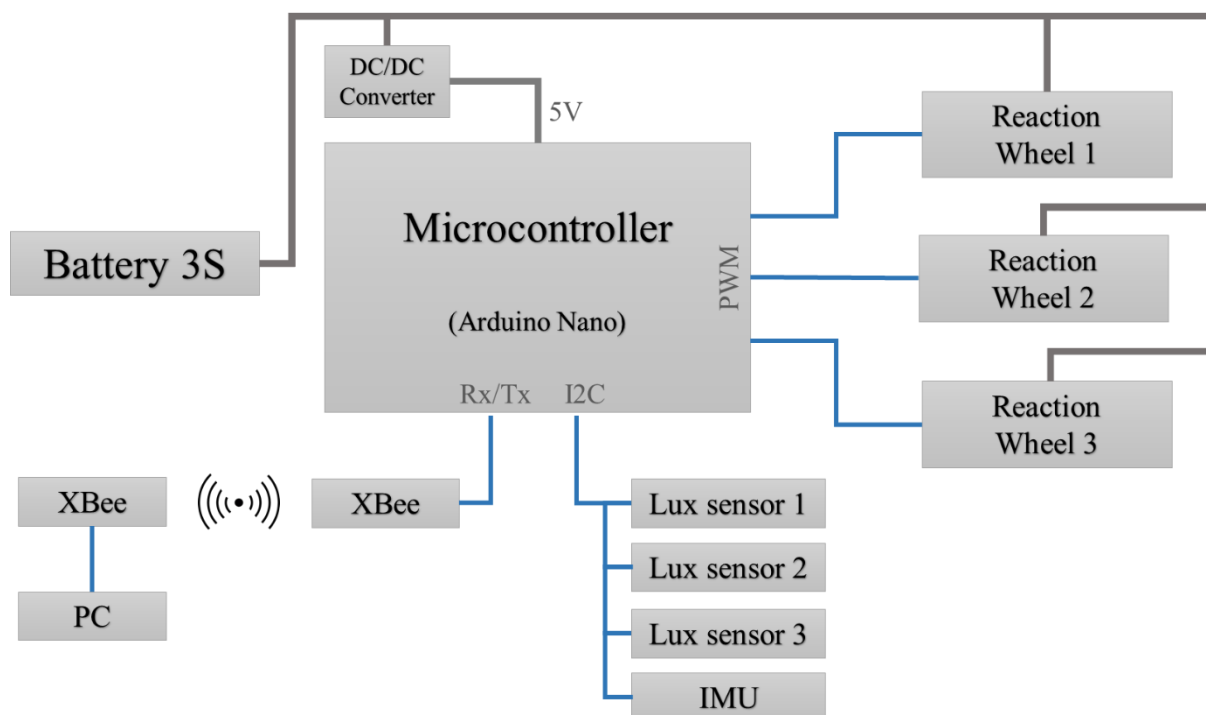


Ilustración 47: Diagrama resumen de las conexiones establecidas.

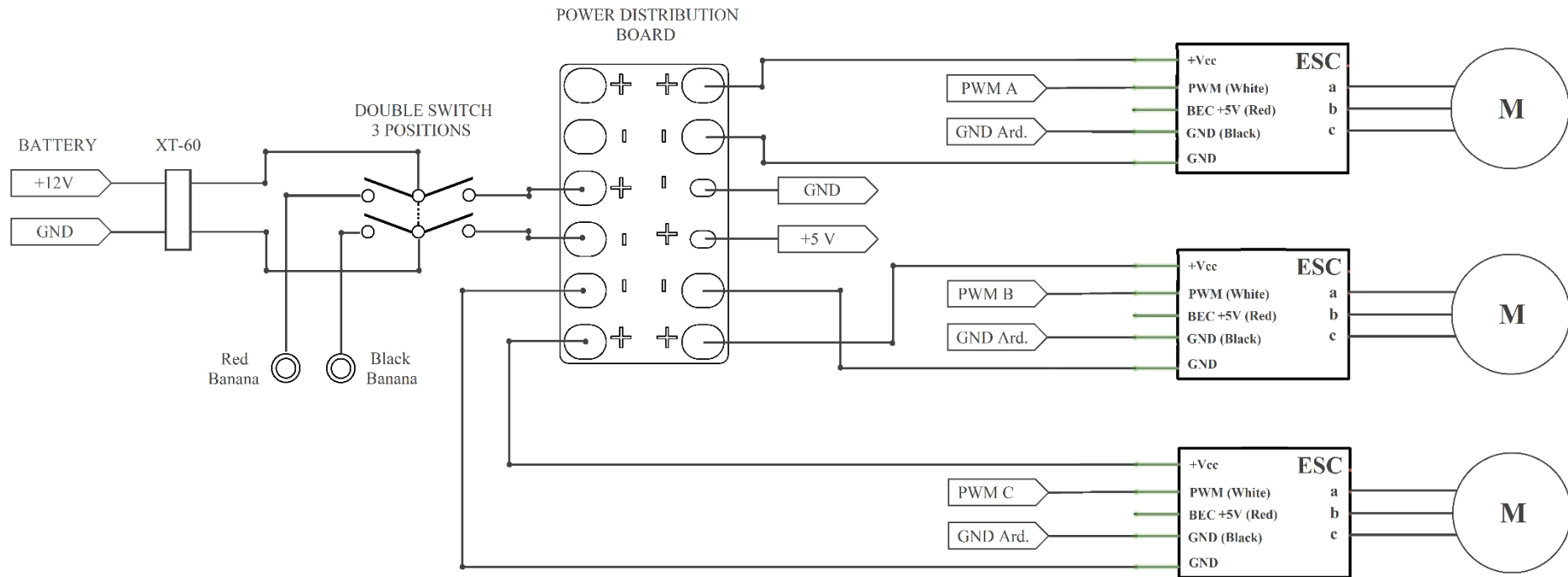
4.3.2 Esquemas de conexiones en detalle

La **Ilustración 48** y la **Ilustración 49** corresponden a los esquemas de conexiones del sistema a nivel de *pinout*.

Como notas destacables, es importante el uso de secciones de cable importantes en la línea de 12V que alimenta a los motores, puesto que los amperajes máximos que pueden llegar a circular por ella pueden ser de hasta 12 A. En principio la longitud de los cables de origen de

los ESC y motores debe ser lo suficientemente larga como para no necesitar de cableado adicional. Sin embargo, sí será necesario un cable con un terminal XT-60 que conecte la batería con el interruptor (terminal faston), y otros tantos que conecten el interruptor con los terminales banana y la placa de potencia.

Por otro lado, en el esquema de conexiones queda indicada la modificación de la dirección I2C de cada uno de los sensores de luz a través de la conexión física de su pin ADDR. Además, como puede observarse, para establecer la comunicación serie del módulo XBee se conecta este módulo a los pines digitales D2 y D3 del Arduino. La razón por la que se establece la comunicación serie a través de estos pines, y no otros, y las consecuencias que esto acarrea se justifican en el apartado *5.1 Pre-configuración de las electrónicas*.



Il·lustració 48: Conexión eléctrica de los componentes. Línea de potencia.

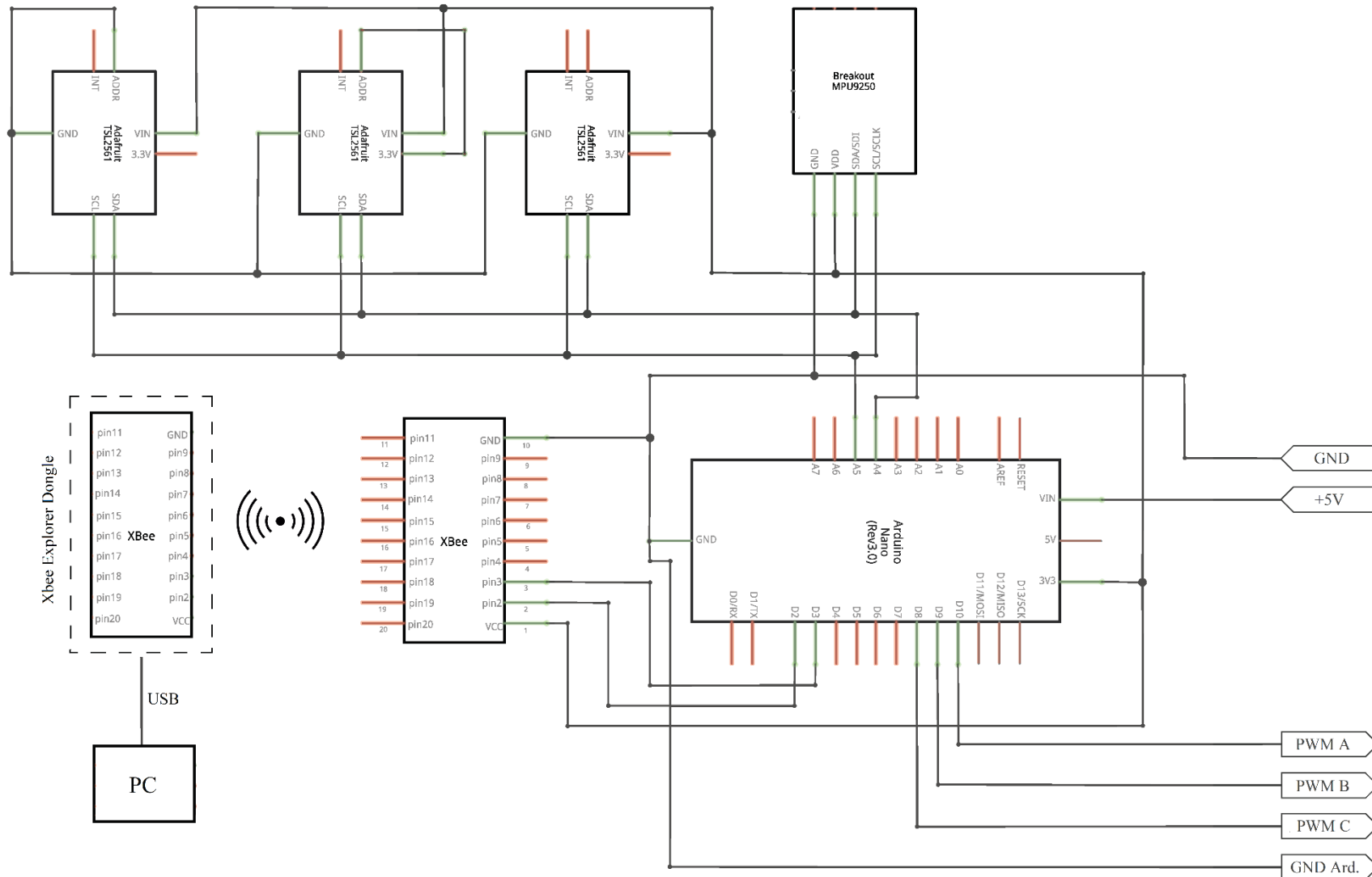


Ilustración 49: Conexión eléctrica de los componentes. Línea de control y sensado.

4.4 Bastidor

Uno de los principales requerimientos para el bastidor del CubeSat es que sea posible su montaje y desmontaje de forma rápida. Además, debe ser posible acceder o retirar cualquier elemento de su interior sin necesidad de modificar drásticamente la disposición del resto de componentes de la instalación. Para ello es necesario desarrollar un diseño que permita su ensamble modular, lo que habilitará, además, la capacidad de desarrollar o cambiar funcionalidades del puesto de ensayo simplemente cambiando uno de estos módulos.

4.4.1 Caras laterales y caras de cierre

Para el diseño finalmente realizado se decide que cada una de las seis caras que forman el CubeSat sea considerada un módulo extraíble. Aunque no es necesario que ninguna de las seis caras sea exactamente igual⁵, se desarrolla un tipo de anclaje que permite ensamblar el CubeSat con tan solo dos tipologías de caras: caras laterales y caras de cierre. La principal diferencia entre ambos tipos son sus geometrías, las cuales permiten la unión entre caras y el cierre del cubo.

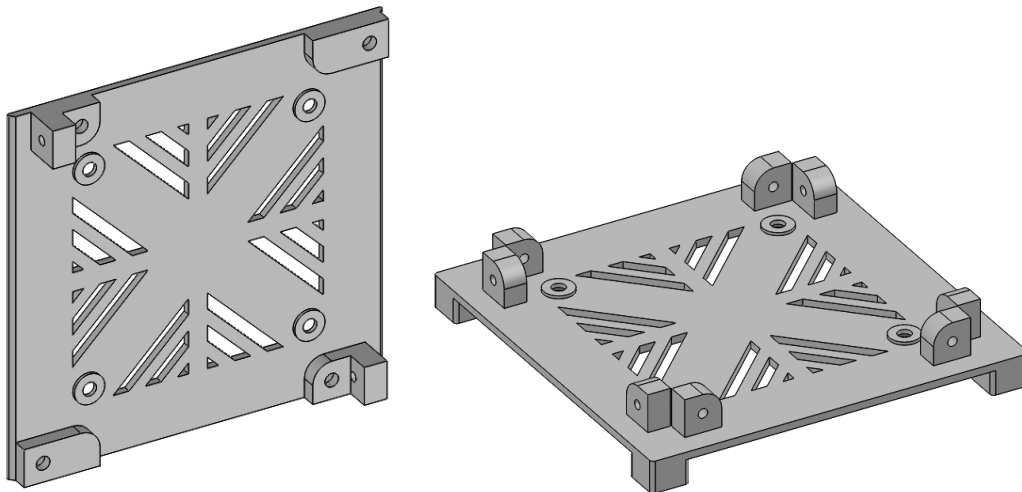


Ilustración 50: Geometría base diseñada para las caras laterales y las caras de cierre.

La geometría desarrollada para las caras laterales permite que puedan intercambiarse entre ellas indistintamente en cualquiera de los cuatro costados del CubeSat. Además, en

⁵ Puesto que cada cara sustenta diferentes elementos de la instalación, en muchos casos se cambia el patrón de taladros de sustentación o se contempla la incorporación de agujeros auxiliares para adaptarse a las necesidades. Los elementos que se mantienen constantes son las dimensiones exteriores y el anclaje y la distribución de los elementos roscados que permiten la unión entre las distintas caras.

cualquiera de estas posiciones las caras laterales pueden colocarse en dos orientaciones posibles⁶. Estas dos propiedades son importantes para propiciar el intercambio de módulos o el diseño de nuevas funcionalidades. Las caras de cierre también pueden ser intercambiables entre ellas y pueden ir montadas en cualquiera de las cuatro orientaciones posibles.

4.4.1.1 Roscas metálicas

Las roscas representadas en el modelo 3D de las caras laterales y de las caras de cierre⁷ representan la incorporación de un inserto metálico en el plástico. Dado que CubeSat va a estar en continuo montaje y desmontaje, es más conveniente el uso de roscas metálicas para evitar la rápida degradación de éstas.

4.4.2 Unión de las caras

Las caras de cierre no tienen ningún alojamiento para colocar tornillos de unión, tan solo tiene insertos roscados. Por el contrario, cada una de las caras laterales tiene cuatro alojamientos donde colocar un tornillo DIN912, dejando su cabeza escondida. Dos de estos tornillos, los de una diagonal, se utilizan para unirse a las dos caras laterales colindantes. Los dos tornillos de la diagonal restante se utilizan para unirse a las caras de cierre.

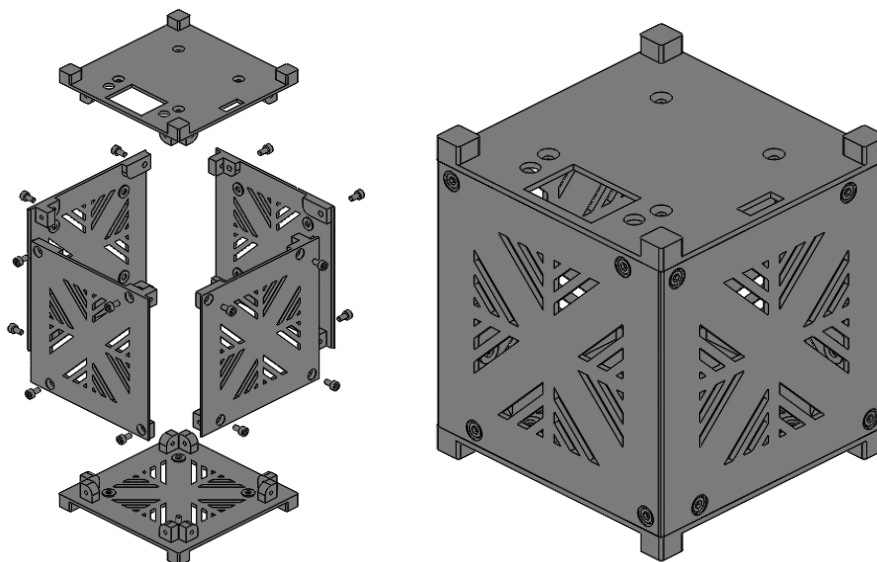


Ilustración 51: Unión de las caras que forman el bastidor del CubeSat.

⁶ Las caras laterales tienen dos de sus cantos planos y los otros dos achaflanados. Las dos orientaciones correctas son las que dejan los cantos planos en contacto con las caras de cierre.

⁷ Los **planos AUX-001** y **AUX-002** tratan de aclarar las posiciones de los taladros y de los insertos roscados en las dos tipologías de caras existentes.

Por tanto, una vez ensamblado el CubeSat en su totalidad, todas las caras tienen fijas cada una de sus cuatro esquinas, ya sea por el tornillo alojado en su cara o por el tornillo alojado en la cara colindante.

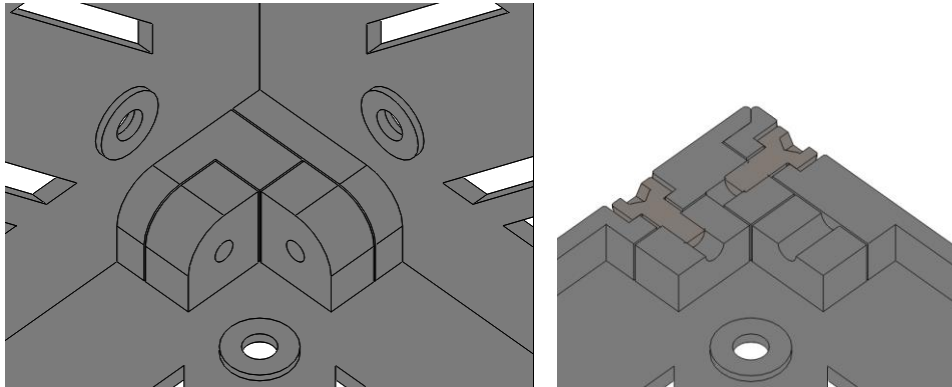


Ilustración 52: Forma en la que se unen cada una de las esquinas del CubeSat.

De esta forma, cualquiera de las seis caras del cubo puede retirarse del conjunto sin necesidad de realizar ninguna otra modificación sobre el resto. Tal y como muestra la Ilustración 53 tan solo es necesario retirar seis tornillos en caso de querer extraer una cara lateral. En caso de querer extraer una cara de cierre tan solo es necesario retirar cuatro tornillos.

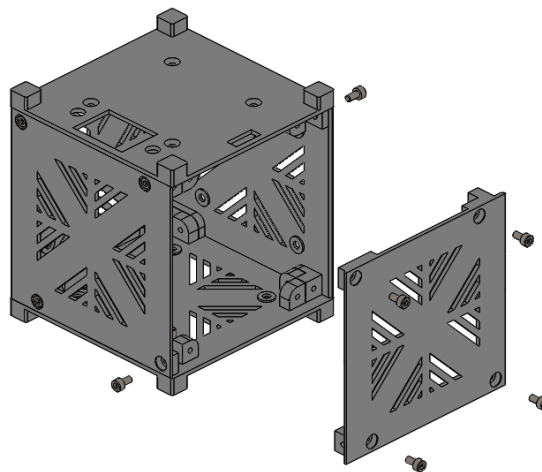


Ilustración 53: Cómo retirar una de las caras laterales del prototipo de CubeSat.

4.4.3 Unión entre unidades de CubeSat

A pesar de no ser utilizado para este proyecto, se diseña una pieza con geometría basada en las caras de cierre para unir distintas unidades de CubeSats. Tal y como muestra la Ilustración 54, con dicha disposición puede ensamblarse de forma independiente dos CubeSats 1U para finalmente unirse y formar uno de 2U. Al igual que antes, las caras siguen siendo extraíbles de forma independiente en cualquier momento. La unión entre los CubeSats también puede realizarse en cualquier orientación vertical posible.

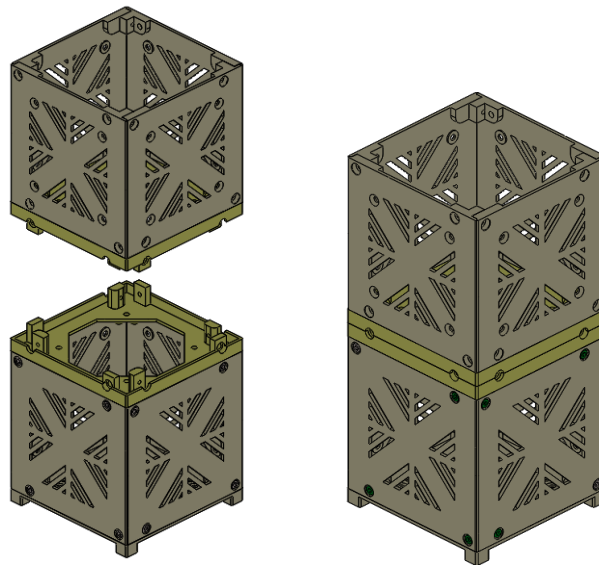


Ilustración 54: Pieza adaptadora para ampliar el número de unidades del CubeSat.

4.5 Disposición de elementos

Como ya se ha comentado con anterioridad, la característica principal del prototipo de CubeSat realizado es su montaje modular. A colación de esto se detallan a continuación como se encuentran colocados cada uno de sus módulos retirables con los distintos elementos que se han ido escogiendo hasta ahora.

4.5.1 Conjunto

La Ilustración 55 muestra la disposición del conjunto de módulos que se detallaran posteriormente. Para que todos los elementos encajen correctamente es importante seguir la correspondencia y la orientación de los elementos contemplada en el diseño. De lo contrario, no se asegura el correcto encaje del conjunto, puesto que el espacio interior presente es muy reducido y no da lugar a variaciones en su composición.⁸ A través del **plano CS-000** puede visualizarse con más detalle esta disposición así como los códigos identificativos otorgados para cada uno de los seis módulos.

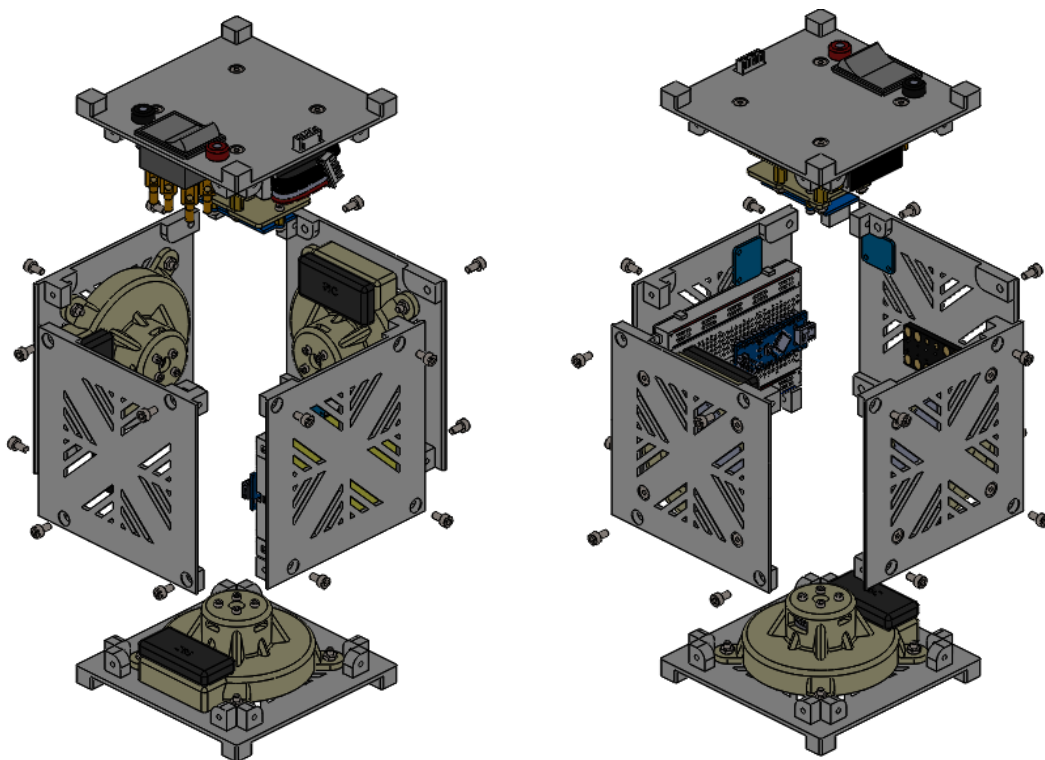


Ilustración 55: Ensamblaje del CubeSat. Disposición de montaje de los seis módulos.

⁸ En caso de realizar ensayos sobre un solo eje de giro y anular dos de los módulos de *reaction wheels*, el espacio interior liberado podría dar pie a mayor variabilidad en el posicionamiento de elementos.

Con el CubeSat ensamblado y retirando el módulo de distribución de potencia, que es el que tiene una menor cantidad de elementos instalados, observamos la situación de la Ilustración 56. En este diseño 3D no se encuentra simulado el cableado de la instalación, pero se han considerado en todo momento los espacios suficientes para sus recorridos.

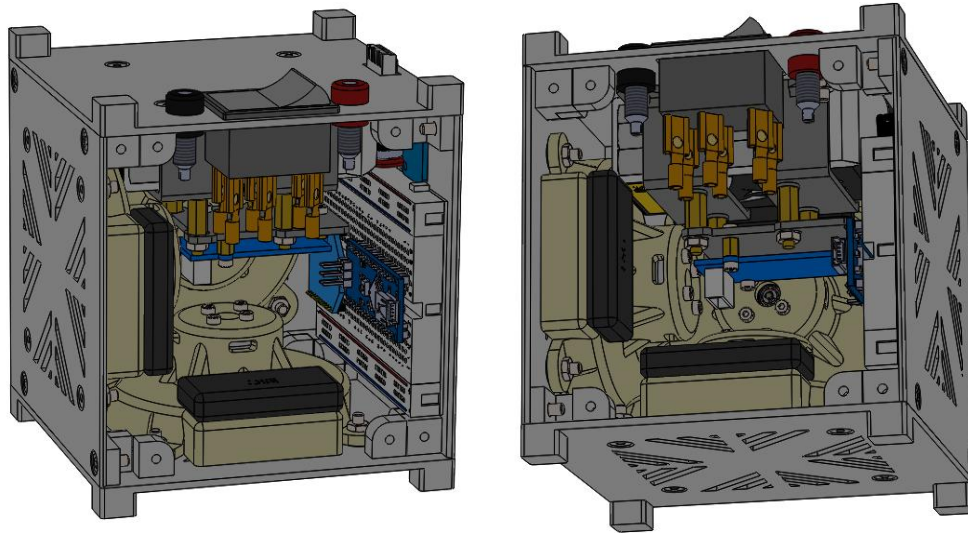


Ilustración 56: CubeSat ensamblado. Vista del interior.

4.5.2 Módulo de alimentación

Este módulo, codificado como CS-100, consta principalmente de la *Batería LiPo TATTU 3s 1550mAh 45C* y el conjunto de elementos diseñados para sustentarla. Se incluye el interruptor de tres posiciones y los conectores banana a panel, quedando el conjunto de elementos que proporcionan la alimentación de 11,1V (3S) integrados en un mismo módulo. Este módulo contempla también la incorporación de uno de los tres sensores de luz.

En este módulo son tres las piezas fabricadas mediante impresión 3D. Mediante algunas de ellas es posible la fijación de la batería, que deberá ir ligeramente asegurada con velcro para impedir el movimiento longitudinal, y la sustentación de la IMU. Con esta disposición, y utilizando las medidas de distanciadores hexagonales adecuadas, una vez ensamblado el conjunto la IMU se encuentra situada justamente en el centro geométrico del CubeSat. De este modo, tal y como se explicaba anteriormente con la Ilustración 18, durante el funcionamiento del puesto de ensayo la IMU tan solo rotaría, pero no realizaría ningún otro tipo de desplazamiento de traslación relativo.

El uso de terminales faston en el interruptor y del conector JST de la IMU permite retirar o añadir el módulo en el CubeSat sin actuar sobre el resto de los componentes.

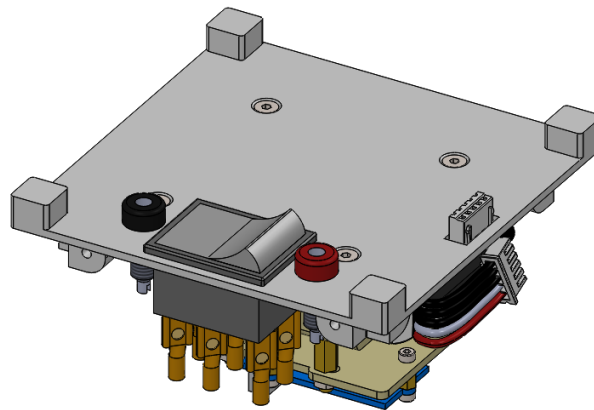


Ilustración 57: Elementos del módulo de alimentación. Cara externa.

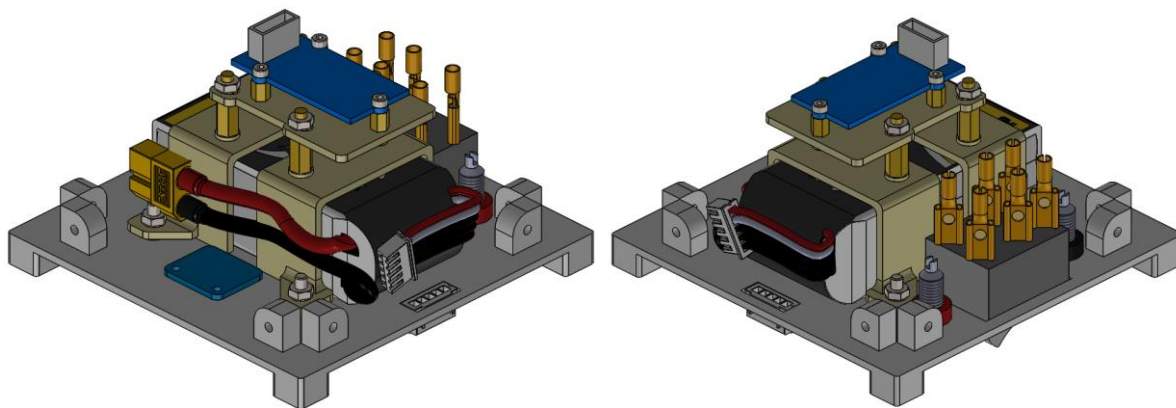


Ilustración 58: Elementos del módulo de alimentación CS-100. Cara interna.

El plano de ensamble **CS-100** detalla cuáles son las piezas que deben fabricarse mediante impresión 3D de plástico. También se detalla el conjunto de tornillos y elementos fijadores utilizados para este módulo.

4.5.3 Módulos de reaction wheels

Tres de los módulos de este proyecto deben incorporar ruedas de reacción para modificar la actitud del nanosatélite. En todos estos módulos la disposición de los elementos es parecida, aunque con ciertas modificaciones en la orientación de ciertas geometrías. En cualquier caso, el denominador común de los tres módulos es la incorporación del subensamble de la Ilustración 59. Tal y como puede observarse, el motor *T-motor Navigator MN1806 1400KV* se atornilla por su parte trasera a un soporte que permite su fijación en el cubo. Por su parte delantera se fija el disco.

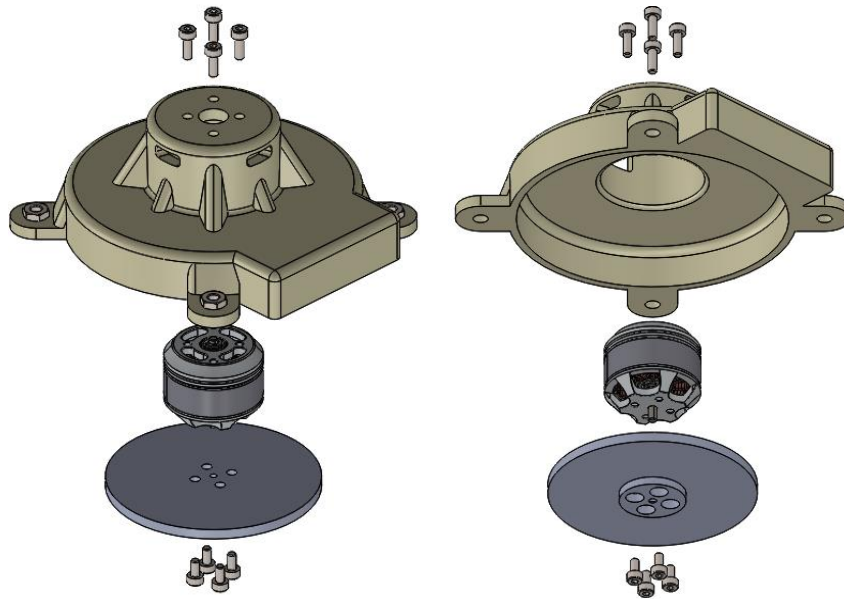


Ilustración 59: Ruedas de reacción del CubeSat.

La pieza de soporte tiene ciertos agujeros en su fondo que permiten la ventilación del motor una vez colocado en su alojamiento. Uno de estos agujeros es de unas dimensiones considerablemente mayores, puesto que por él deben pasar los tres cables del motor.

La parte diferencial entre los tres módulos con rueda de reacción es la orientación en la que se unen sobre las caras del cubo. Además, dos de ellas van sobre caras laterales, mientras que la tercera se coloca sobre una cara de cierre. La orientación en la que se unen las ruedas de reacción a las caras es importante para que éstas puedan caber en el CubeSat una vez ensamblado. En todos los casos la geometría plana realizada sobre el soporte del motor se utiliza para la fijación del ESC, nuevamente, con algún sistema de velcro o similar.

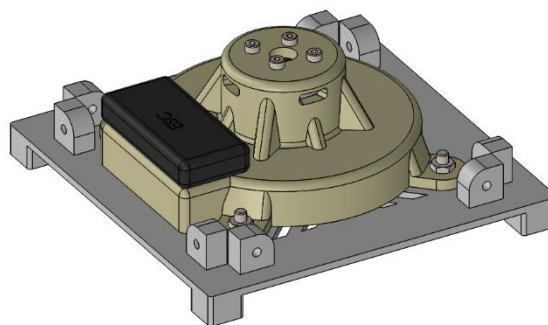


Ilustración 60: Una de las ruedas de reacción sobre una cara de cierre. Módulo CS-600.

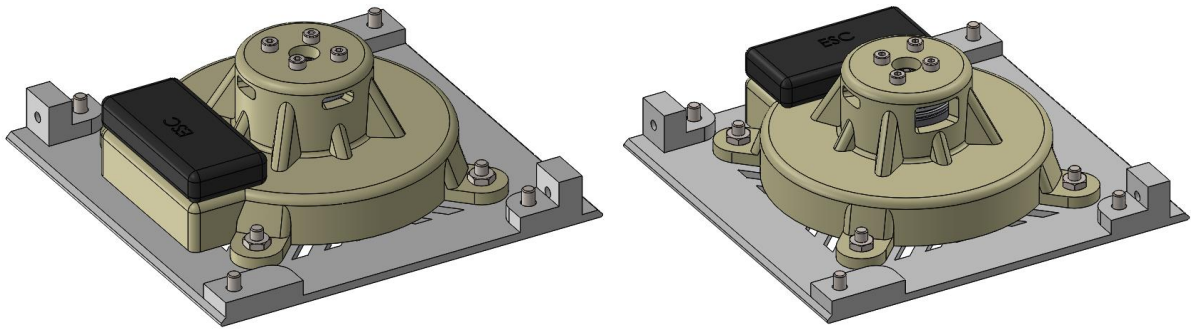


Ilustración 61: Dos de las ruedas de reacción sobre dos caras laterales. Módulos CS-200 y CS-300.

Los **planos** de ensamble **CS-200**, **CS-300** y **CS-600** correspondientes a estos tres módulos indican las piezas de fabricación aditiva necesarias en cada uno de ellos. Nuevamente se detallan los tornillos y elementos de fijación necesarios en cada caso.

4.5.4 Módulo de control y comunicación

Este módulo cuenta con la incorporación del Arduino Nano y el módulo XBee de comunicación. Ambos elementos se conectan directamente sobre una placa protoboard, la cual se ha demostrado mediante el diseño CAD del conjunto que cabe dimensionalmente en el interior del CubeSat. Este elemento se prevé como temporal, puesto que deberá sustituirse por la incorporación de una PCB diseñada específicamente para conectar los elementos, disminuyendo así el volumen requerido. Sin embargo, para las primeras pruebas y versiones del prototipo es interesante poder realizar modificaciones en el conexionado evitando el uso de soldaduras. El resto de información destacable sobre la eliminación de esta protoboard en el conjunto se detalla en el apartado *4.6.2 Diseño de PCB y acceso directo al puerto USB del Arduino Nano*.

Este módulo contempla la incorporación del segundo sensor de luz de la instalación.

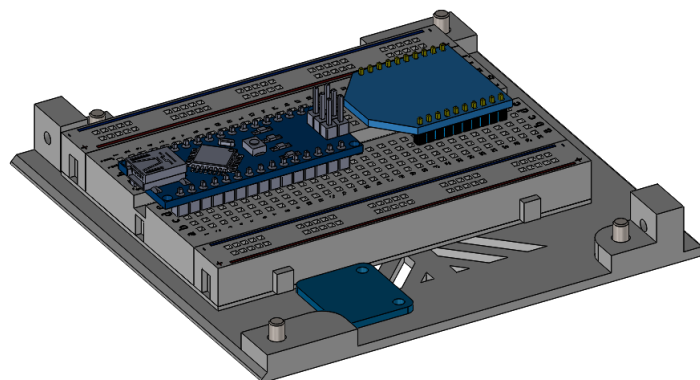


Ilustración 62: Módulo de control y comunicación.

El **plano CS-400** correspondiente a este módulo recoge las piezas de fabricación aditiva que incluye así como los tornillos utilizados para este subconjunto.

4.5.5 Módulo distribuidor de alimentación

El módulo distribuidor de la alimentación es el que incluye la placa de potencia con conversión DC-DC. Dicha placa debe ir sujeta mediante adhesivo o velcro a la cara pertinente, puesto que no incorpora en su geometría ningún taladro para su anclaje.

Se añade en este último módulo el tercer sensor de luz del sistema.

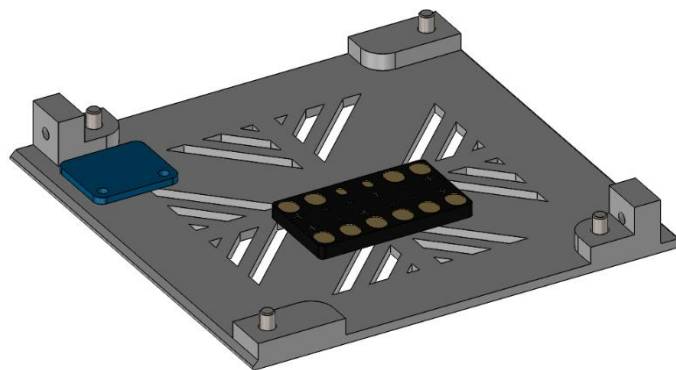


Ilustración 63: Módulo distribuidor de la alimentación.

El **plano** de ensamble **CS-500** recoge las piezas de fabricación aditiva necesarias para este módulo y los tornillos necesarios para este subconjunto.

4.5.6 Módulos adicionales

Los módulos anteriores son los que forman la disposición básica del puesto de ensayo contemplado para este proyecto. Es decir, son los módulos necesarios para la realización de ensayos de control de actitud sobre los tres ejes de giro del CubeSat. Sin embargo, utilizando la disposición anteriormente presentada en la Ilustración 35 del apartado 3.2.4 *Funciones adicionales*, pueden realizarse ensayos de actitud sobre un solo eje de giro. Esto eliminaría la necesidad de utilizar dos de los módulos *reaction wheels* y liberaría espacio para utilizar dos módulos adicionales a gusto del usuario.

4.5.6.1 Módulo de paneles solares

Como módulo adicional se realiza el diseño de un módulo integrador de paneles solares. La Ilustración 64 muestra la retirada de uno de los módulos con *reaction wheels* del CubeSat, preferiblemente el módulo CS-300, para la instalación del módulo de placas solares CS-800.

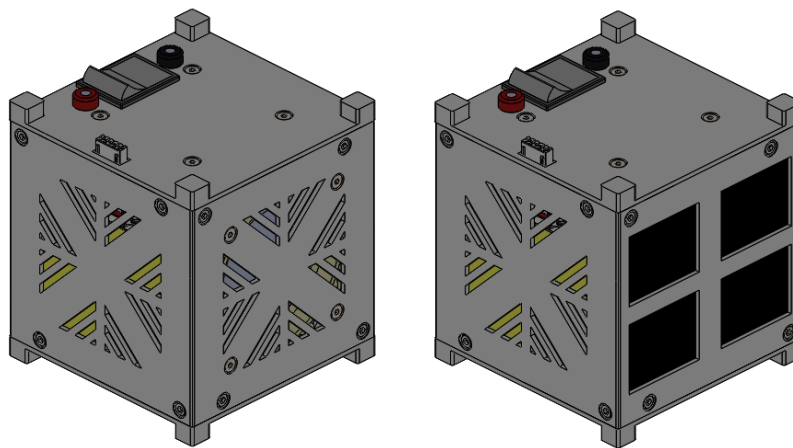


Ilustración 64: Sustitución del módulo CS-300 por el módulo de placas solares CS-800.

El módulo contempla el uso de cuatro celdas solares XYIS SLMD121H10L. Estas celdas deben colocarse en la parte interna de la cara diseñada para este módulo introduciéndose de forma lateral a través de las rendijas incorporadas. Los puntos de soldadura de estas placas quedan libres en todo momento, por lo que es posible incorporar y retirar la placa del módulo sin necesidad de rehacer el cableado.

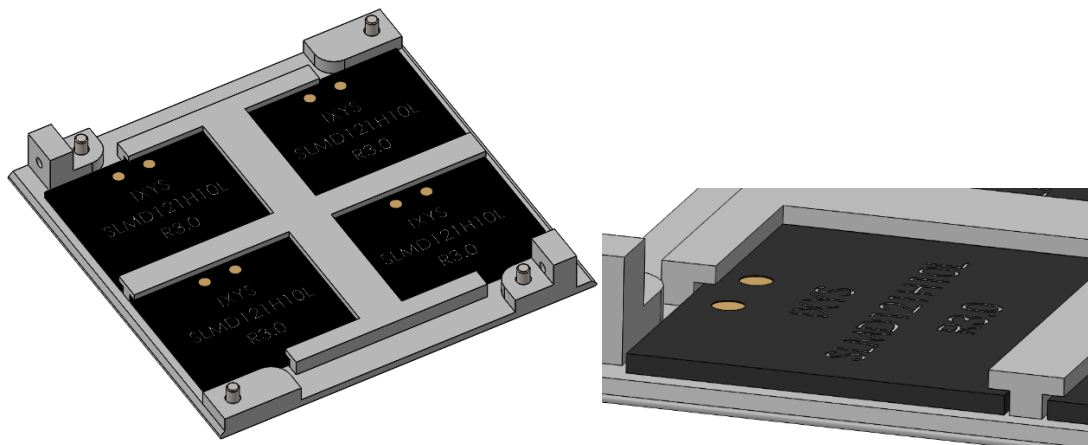


Ilustración 65: Módulo adicional de placas solares CS-800.

Una vez ensamblado el módulo con el resto del CubeSat, estas placas solares no pueden escapar de su posición. Sin embargo, en caso de existir un juego excesivo en el alojamiento, tal vez sea necesario el uso de algún elemento gomoso para generar presión entre la placa y las rendijas.

En el **plano** ensamble **CS-800** puede consultarse la codificación de las piezas de fabricación aditiva de este subconjunto así como los elementos de unión utilizados para su montaje.

4.6 Futuras modificaciones del diseño

Existen ciertos detalles que no han sido añadidos en esta primera versión del diseño CAD realizado. Sin embargo, se contempla que deberán ser añadidos en el futuro tras la fabricación y validación del primer prototipo.

4.6.1 Fijación definitiva de los sensores de luz

Para poder atornillar los sensores de luz y permitir que puedan ser fijados correctamente en el sistema es necesario realizar dos taladros en las caras que lo incorporan. Dichos agujeros no se han añadido en el modelo 3D actual de las caras, puesto que es preferible esperar a ensamblar el primer prototipo y validar como quedan encajados todos los elementos. Una vez confirmado esto puede elegirse el lugar idóneo para fijar estos sensores y añadir la posición exacta de los taladros en el modelo 3D, incluyendo también el agujero por donde dejar entrar la luz al sensor.



Ilustración 66: Posición del sensor TSL2561 y de los taladros de fijación en la placa Adafruit.

4.6.2 Diseño de PCB y acceso directo al puerto USB del Arduino Nano.

El modelo simulado contempla el uso de una protoboard para la conexión del Arduino y del módulo XBee. Sin embargo, en un futuro se prevé la implementación de dichas conexiones a través de una placa PCB. Este hecho implica que, por ahora, no se conozca la posición final en la que el Arduino quedará fijado en el conjunto del CubeSat definitivo.

Cuando se conozca la posición definitiva del Arduino deberá añadirse al modelo 3D un agujero en la cara lateral colindante para poder acceder a su puerto USB sin necesidad de desmontar ningún elemento. La Ilustración 67 muestra una posible ventana de acceso que podría ser resultado de esta modificación. Hasta entonces, para el uso del primer prototipo, dicho agujero será realizado manualmente en la posición que sea necesaria.

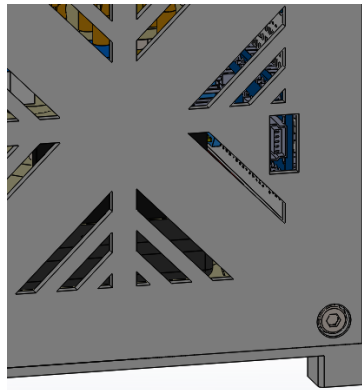


Ilustración 67: Agujero para la conexión USB al Arduino Nano. Aún por validar su posición.

5 Recomendaciones de uso

5.1 Pre-configuración de las electrónicas

Para el óptimo funcionamiento del puesto de ensayo es necesario pre-configurar o tener en consideración ciertas cuestiones de las electrónicas utilizadas en este proyecto.

5.1.1 ESC

Se debe realizar una previa programación de los ESC utilizados en el CubeSat para configurarlos en su modo de giro bidireccional. Durante esta programación también se puede configurar el resto de parámetros sobre el giro del motor, como el tipo de arranque o de frenada. En el **Anexo E** se muestra un montaje y un pequeño programa que nos permite manejar el ESC Emax BLHeli de la instalación. Este programa permite manejar el motor manualmente o entrar en el modo de programación del ESC.

5.1.2 IMU

Para la IMU MPU9250 puede modificarse la escala o el rango de trabajo de su acelerómetro y de su giroscopio a través del código implementado por Arduino. En el **Anexo F** puede consultarse un ejemplo de código para comprobar el correcto funcionamiento de este dispositivo. En este código queda reflejado la configuración del rango de trabajo y la forma de establecer comunicación I2C con este sensor.

5.1.3 Sensor de luz

Para los sensores de luz TSL2561 cabe recordar que deben asignarse distintas direcciones I2C a cada uno de ellos modificando la conexión física de su pin ADDR. Esto ya se contempla en el apartado 4.3 *Esquema de conexiones*, pero tiene implicaciones a nivel de

programación que quedan expuestas en el **Anexo G**, donde se incorpora un código para comprobar el correcto funcionamiento del sensor.

5.1.4 Módulo XBee

En el *Esquema de conexiones* elaborado se contempla el establecimiento de comunicación serie del módulo XBee con el Arduino a través de los pines D2 y D3 del Arduino Nano. Esto se realiza a pesar de que el Arduino tiene unos pines Rx y Tx predeterminados para ser utilizados como puerto serie. Sin embargo, estos pines Rx y Tx comparten conexión física con el puerto USB del dispositivo. Por tanto, si conectamos el módulo XBee a los pines del puerto serie predeterminados, es posible que aparezcan conflictos eléctricos o de comunicación cuando se carguen programas a través del puerto USB.

Por ello se conecta el módulo XBee a los pines digitales 2 y 3 del Arduino. Esto implica que durante el uso del equipo sea necesario, a través del código cargado, abrir un segundo puerto serie en el Pin2 (Rx) y Pin3 (Tx). El **Anexo H** incluye las líneas de código que permiten abrir este segundo puerto serie.

5.2 Uso responsable y seguridad

En las instalaciones que contemplan el uso de baterías LiPo se deben tener ciertas consideraciones de seguridad durante su utilización. Las principales cuestiones que se deben tener en cuenta para un correcto uso del equipo son las siguientes.

- Bajo ningún concepto provocar un cortocircuito entre los terminales de la batería.
- Respetar la polaridad de los terminales tanto de la batería como del resto del circuito.
- Dejar enfriar la batería a la temperatura ambiente antes de realizar un proceso de carga.
- Emplear única y exclusivamente cargadores específicos para este tipo de baterías. Estar bajo vigilancia durante todo el proceso de carga.
- Si se desea cargar la batería sin retirarla del interior del CubeSat: Posicionar el interruptor de la instalación de modo que los bornes de la batería queden conectados a los conectores banana instalados. Conectar el cargador a dichos bornes respetando la polaridad. Conectar también el terminal JST de balanceado de la batería en el conector pertinente del cargador.

- La corriente de carga seleccionada, por seguridad, debe ser igual o menor a 1C. En este caso, si la batería es de 1550 mAh, una corriente de carga recomendable sería igual o menor a 1,55 A.
- No descargar la batería por debajo de su voltaje mínimo de 3V por celda. Esto podría acarrear daños irremediables.
- Desconectar la batería del circuito cuando no vaya a ser utilizada.
- Retirar la batería del CubeSat y reservar en un lugar seguro si no va a ser utilizada durante largos periodos de tiempo. En tal caso, recordar que la auto-descarga de la batería puede provocar, aunque no se esté utilizando, que a la larga su voltaje descienda por debajo de los 3V por celda.

En cuanto al uso del sistema durante la realización de ensayos de control de actitud se deben considerar las siguientes recomendaciones:

- Utilizar un aislador USB para la carga de programas sobre el Arduino. Esto podría evitar posibles accidentes que podrían dañar el ordenador, evitando la derivación de posibles amperajes a los puertos USB de la computadora.
- Durante la carga de programas al Arduino utilizando su puerto USB es recomendable desconectar la batería del circuito usando el interruptor de la instalación. Durante este proceso el Arduino se alimenta directamente a través del propio puerto USB. Una vez cargado el programa, debe desconectarse el cable en primer lugar y posteriormente encender la batería. El programa se reseteará y todos los componentes estarán alimentados. La carga de programas siguiendo este proceso puede evitar posibles accidentes como podría ser, por ejemplo, que las *reaction wheels* se encendieran e hicieran girar al CubeSat con el cable aún conectado.

6 Presupuesto

La Tabla 4 muestra el coste total del desarrollo del presente proyecto. La suma total de los costes se han agrupado en tres categorías principales, que se encuentran totalmente desglosadas en el volumen *Presupuesto* aportado junto a esta memoria. En dicho documento también puede consultarse la referencia y el proveedor donde poder adquirir los elementos comerciales del sistema.

PRESUPUESTO FINAL

Ref.	Descripción	Coste (€)
I	Componentes comerciales	309,38
II	Componentes de fabricación aditiva	276,25
III	Recursos humanos	2400,00
TOTAL IVA INC.		2985,63 €

Tabla 4: Coste total de desarrollo del proyecto.

La primera categoría contempla los componentes comerciales utilizados para este proyecto. Esto incluye componentes electrónicos y piezas auxiliares como conectores o elementos similares.

Seguidamente se contempla el coste orientativo de la fabricación aditiva de las piezas utilizadas para todo el puesto de ensayo. Para ello se ha utilizado como referencia algunos datos obtenidos tras simular su fabricación con el software AutoMaker de la empresa Robox[®]. Este coste aumenta, en primer lugar, en función de la cantidad de material necesaria para la fabricación de la pieza. Sin embargo, la mayor parte del coste de la pieza se basa en el tiempo de máquina y de operario requerido en su manufactura.

Finalmente se contemplan los costes vinculados al tiempo dedicado para el desarrollo de este proyecto.

7 Conclusiones

En esta etapa del proyecto se está en disposición de comprar o fabricar el conjunto de elementos que forman el puesto de ensayo y que se indican en el presupuesto. Cuando el conjunto esté fabricado y en funcionamiento podrá realizarse un balance mucho más crítico de los resultados obtenidos. Será entonces cuando puedan extraerse las conclusiones de mayor peso y pueda valorarse si todo lo considerado en el diseño funciona correctamente. En caso de existir deficiencias en el funcionamiento pueden extraerse conclusiones en cuanto a los orígenes de esta falla y las correcciones que deban realizarse en el ámbito electrónico o en el diseño mecánico. Además, con la puesta en marcha del conjunto pueden aparecer nuevas vías de mejora o nuevas consideraciones que no habían surgido hasta la fecha. Las conclusiones previas a la fabricación que pueden extraerse por ahora son aun de carácter más teórico.

Debido a la complejidad de las geometrías, las piezas de mayor dificultad de fabricación son las utilizadas para la plataforma pivotante. Concretamente las dos semiesferas utilizadas y la plataforma distribuidora del aire. Aunque se ha tenido en consideración el proceso de fabricación de estas piezas durante su diseño, habrá que corroborar la calidad del resultado final una vez efectuada su impresión 3D. En estos términos, habrá que comprobar si las semiesferas obtenidas sufren grandes deformaciones, si la calidad superficial de las superficies de contacto esfera-soporte es asumible y si la salida del aire a través de los orificios del soporte es funcional. Todos estos puntos pueden validarse comprobando si el cojín de aire que se genera entre ambas piezas es lo suficientemente estable como para realizar ensayos.

En cuanto a lo que atañe a la funcionalidad del diseño, la plataforma contempla los objetivos y requerimientos establecidos para el proyecto. Gracias a la introducción del CubeSat en la esfera pueden realizarse ensayos de control de actitud en los tres ejes giro sin restricciones de rango. Además, se contempla la posibilidad de ensayar con CubeSats de mayor número de

unidades y la incorporación de la estructura adicional para poder ensayar sobre un solo eje de giro.

Por otro lado, otro de los requerimientos cumplidos es el de confeccionar el CubeSat a partir de COTS de uso genérico. La elección y disposición de los elementos suponía un reto para su integración en el interior del cubo. La simulación CAD 3D de todo el conjunto permite comprobar que, a priori, todos los elementos de la instalación encajan de forma correcta en el lugar que les corresponde. En esta simulación 3D no se ha incorporado el cableado interno utilizado en el CubeSat, aunque se ha contemplado que existan las distancias suficientes para sus recorridos. En cualquier caso, tras la fabricación del conjunto habrá que validar todas estas consideraciones.

El diseño mecánico final realizado constata la composición modular del CubeSat que se requería para este proyecto. Además, se ha conseguido maximizar la intercambiabilidad entre las caras del CubeSat utilizando tan solo dos tipologías básicas en el ensamblaje. Que las caras sean fácilmente intercambiables reduce las restricciones impuestas al usuario cuando éste desee modificar o sustituir un módulo.

El uso de componentes COTS ha reducido la cantidad de recursos económicos necesarios para la confección del puesto de ensayo. El coste de los componentes comerciales utilizados asciende a 309,38€, incluyendo incluso las placas solares que forman parte de un módulo adicional. La mayor reducción de costes se constata con el uso de los motores brushless y los controladores ESC escogidos para la fabricación de las *reaction wheels*. El uso de motores más especializados en el control de actitud de nanosatélites hubiese incrementado el precio de forma exponencial. La minimización de los costes de los componentes permitirá en el futuro facilitar la sustitución de los elementos que se averíen. De esta forma se ayuda a mantener operativo el puesto de ensayo para que esté siempre a disposición del cuerpo docente y del alumnado.

Por último, cabe destacar que la puesta a disposición del modelo CAD elaborado en este proyecto puede habilitar modificaciones o futuros desarrollos encabezados por los propios usuarios del puesto de ensayo. Los cambios realizados pueden distar mucho del modelo actual gracias a las ventajas que ofrece la fabricación de las piezas mecánicas mediante impresión 3D.

8 Desarrollo futuro

En un corto plazo, tras tener fabricado y disponible el primer prototipo del conjunto, debe validarse el modelo de las piezas diseñadas y el correcto funcionamiento del sistema electrónico elaborado. A colación de esto deberán realizarse, en primer lugar, las consideraciones ya expuestas en el apartado *4.6 Futuras modificaciones*.

Una vez contempladas estas modificaciones y tras haber corregido los posibles errores de modelo existentes, una de las principales tareas necesarias para el correcto funcionamiento del puesto de ensayo es el dimensionamiento idóneo de los discos que forman las *reaction wheels* del sistema. Para estos elementos tan solo se ha diseñado la forma básica de su geometría, lo que permite unirlos de forma correcta al motor, pero queda por determinar la relación de material, diámetro y espesor idóneo para el funcionamiento óptimo del control de actitud del CubeSat.

Llevando estos comentarios a término ya se está en disposición de utilizar de forma funcional el banco de pruebas para el testeo de algoritmos de control de actitud del CubeSat. No obstante, sigue siendo posible la apertura a nuevas vías de desarrollo en términos de funcionalidad, puesto que la disposición modular de este CubeSat abre un abanico de posibilidades extenso. En estos términos, pueden desarrollarse nuevos módulos como el módulo de placas solares presentado en el apartado *4.5.6 Módulos adicionales*. Cada uno de estos módulos puede aportar nuevas características al nanosatélite. Por ejemplo, con la incorporación de un puntero láser o de una cámara se podrían realizar validaciones de la correcta orientación espacial del CubeSat.

9 Bibliografía

- [1] National Aeronautics and Space Administration (NASA), «Generalized Nanosatellite Avionics Testbed (G-NAT),» 7 Agosto 2017. [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/feature/generalized-nanosatellite-avionics-testbed-g-nat>. [Último acceso: 27 Marzo 2019].
- [2] EnduroSat, «1U CubeSat Platform + ADCS,» [En línea]. Available: <https://www.endurosat.com/cubesat-store/all-cubesat-modules/1u-cubesat-platform-adcs/>. [Último acceso: 20 Febrero 2019].
- [3] ISISpace – Innovative Solutions In Space, «1-Unit CubeSat structure,» [En línea]. Available: <https://www.isispace.nl/product/1-unit-cubesat-structure/>. [Último acceso: 25 Febrero 2019].
- [4] The CubeSat Program, Cal Poly SLO , «CubeSat Design Specification (CDS) Rev. 13,» 2014.
- [5] Canadian Space Agency, «Activities sectors: CubeSat,» 27 11 2018. [En línea]. Available: <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/cubesat/what-is-a-cubesat.asp>. [Último acceso: 18 03 2019].
- [6] S. Chesi, «A Dynamic, Hardware-in-the-Loop, Three-Axis Simulator of Spacecraft Attitude Maneuvering with Nanosatellite Dimensions,» *Journal Of Small Satellites*, vol. 4, nº 1, pp. 315-328, 2015.

- [7] ISISpace – Innovative Solutions In Space, «ISIS Magnetorquer Board,» [En línea]. Available: <https://www.isispace.nl/product/isis-magnetorquer-board/>. [Último acceso: 20 Marzo 2019].
- [8] «10.3 Conservación del momento angular,» de *TIPLER-MOSCA: "Física para la Ciencia y la Tecnología" Volumen 1*, Quinta ed., Editorial Reverté, 2006, pp. 293-301.
- [9] R. Vázquez Valenzuela, *Mecánica Orbital y Vehículos Espaciales. Tema 7: Dinámica y Control de la Actitud*, Sevilla: Departamento de Ingeniería Aeroespacial. Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2014.
- [10] EnduroSat, «1U CubeSat Solar Panels X/Y,» [En línea]. Available: <https://www.endurosat.com/products/cubesat-solar-panels-x-y/>. [Último acceso: 20 Marzo 2019].
- [11] J. L. Schwartz, M. M. A. Peck y C. D. Hall, «Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators.,» *Journal of Guidance Control and Dynamics - J GUID CONTROL DYNAM*, vol. 26, pp. 513-522, 2003.
- [12] Specialty Components, «Air Bearing Fundamentals,» [En línea]. Available: <https://www.specialtycomponents.com/Resources/Technical-Articles/Air-Bearing-Fundamentals/>. [Último acceso: 10 Abril 2019].
- [13] Physik Instrumente, «A-65x PIglide HB: Hemispherical Air Bearing,» 31 Enero 2018. [En línea]. Available: <https://www.physikinstrumente.com/en/products/air-bearings-stages/a-65x-piglide-hb-hemispherical-air-bearing-900712/>. [Último acceso: 5 Abril 2019].
- [14] PI Nelson Air Corporation, «About Air Bearings. Air Bearing Basics,» [En línea]. Available: http://www.nelsonair.com/NA_primer.htm. [Último acceso: 10 Abril 2019].
- [15] New Way Air Bearings, «Porous Media Technology: A Comparison with Orifice Compensation,» [En línea]. Available:

- <https://www.newwayairbearings.com/news/blog/4553/porous-media-technology-comparison/>. [Último acceso: 20 Marzo 2019].
- [16] J. M. Bergadà Granyó, «Problema 60,» de *Mecánica de fluidos. Breve introducción teórica con problemas resueltos*, Tercera ed., Iniciativa Digital Politècnica, 2017, pp. 451-457.
- [17] J. M. Bergadà Granyó, «8.8.2 Teoría de la lubricación de Reynolds. Flujo unidireccional,» de *Mecánica de fluidos. Breve introducción teórica con problemas resueltos*, Tercera ed., Iniciativa Digital Politècnica, 2017, pp. 422-436.
- [18] J. Molina, G. Bisiacchi, L. Reyes, E. Vicente, F. Contreras y M. Mesinas, «Three-axis air-bearing based platform for small satellite attitude determination and control simulation,» *Journal of Applied Research and Technology*, nº 3, 2005.
- [19] V. González Burgos, «Testbed for a 1U Cubesat (Trabajo Fin de Grado),» Universidad de Granada, 2014/2015.
- [20] i3Detroit, «DetroitSat,» 2016. [En línea]. Available: <https://www.i3detroit.org/wiki/DetroitSat>. [Último acceso: 26 Febrero 2019].
- [21] i.materialise, «ABS. Design Guide,» [En línea]. Available: <https://i.materialise.com/en/3d-printing-materials/abs/design-guide>. [Último acceso: 2 Abril 2019].
- [22] Arduino, «Arduino Nano,» [En línea]. Available: <https://store.arduino.cc/arduino-nano>. [Último acceso: 10 Marzo 2019].
- [23] Battery University, «BU-107: Comparison Table of Secondary Batteries,» 1 Abril 2019. [En línea]. Available: https://batteryuniversity.com/learn/article/secondary_batteries. [Último acceso: 29 Abril 2019].
- [24] CubeSatShop, «MAI-400 Reaction Wheel,» [En línea]. Available: <https://www.cubesatshop.com/product/mai-400-reaction-wheel/>. [Último acceso: 20 Abril 2019].



Anexos

I. Anexo A

Specifications	Lead Acid	NiCd	NiMH	Li-ion ¹		
				Cobalt	Manganese	Phosphate
Specific energy (Wh/kg)	30–50	45–80	60–120	150–250	100–150	90–120
Internal resistance	Very Low	Very low	Low	Moderate	Low	Very low
Cycle life ² (80% DoD)	200–300	1,000 ³	300–500 ³	500–1,000	500–1,000	1,000–2,000
Charge time ⁴	8–16h	1–2h	2–4h	2–4h	1–2h	1–2h
Overcharge tolerance	High	Moderate	Low	Low. No trickle charge		
Self-discharge/month (room temp)	5%	20% ⁵	30% ⁵	<5% Protection circuit consumes 3%/month		
Cell voltage (nominal)	2V	1.2V ⁶	1.2V ⁶	3.6V ⁷	3.7V ⁷	3.2–3.3V
Charge cutoff voltage (V/cell)	2.40 Float 2.25	Full charge detection by voltage signature		4.20 typical Some go to higher V		3.60
Discharge cutoff voltage (V/cell, 1C)	1.75V	1.00V		2.50–3.00V		2.50V
Peak load current Best result	5C ⁸ 0.2C	20C 1C	5C 0.5C	2C <1C	>30C <10C	>30C <10C
Charge temperature	–20 to 50°C (–4 to 122°F)	0 to 45°C (32 to 113°F)		0 to 45°C ⁹ (32 to 113°F)		
Discharge temperature	–20 to 50°C (–4 to 122°F)	–20 to 65°C (–4 to 49°F)		–20 to 60°C (–4 to 140°F)		
Maintenance requirement	3–6 months ¹⁰ (topping chg.)	Full discharge every 90 days when in full use		Maintenance-free		
Safety requirements	Thermally stable	Thermally stable, fuse protection		Protection circuit mandatory ¹¹		
In use since	Late 1800s	1950	1990	1991	1996	1999
Toxicity	Very high	Very high	Low	Low		
Coulombic efficiency ¹²	~90%	~70% slow charge ~90% fast charge		99%		
Cost	Low	Moderate		High ¹³		

Tabla A.1 Características de las tecnologías de baterías recargables más comunes a fecha de 2019. Fuente: Battery University [23]

II. Anexo B

Microcontroller	ATmega328
Architecture	AVR
Operating Voltage	5 V
Flash Memory	32 KB of which 2 KB used by bootloader
SRAM	2 KB
Clock Speed	16 MHz
Analog IN Pins	8
EEPROM	1 KB
DC Current per I/O Pins	40 mA (I/O Pins)
Input Voltage	7-12 V
Digital I/O Pins	14 (6 of which are PWM)
PWM Output	6
Power Consumption	19 mA
PCB Size	18 x 45 mm
Weight	7 g

Tabla B.1: Tabla resumen de las características básicas del Arduino Nano.

T-motor Navigator MN1806 1400KV Specifications	
KV	1400
Configuration	12N14P
Stator Diameter	18 mm
Stator Length	6 mm
Shaft Diameter	2 mm
Weight (g)	18 g
Idle current	0.2 A
No.of Cells(Lipo)	2-3S
Max Continuous current (180s)	12 A
Max Continuous Power (180s)	96 W
Max. efficiency current	(2-7A)>85%
Internal resistance	325mΩ

Tabla B.2: Especificaciones básicas del motor brushless T-motor Navigator MN1806 1400KV

Item No.	Volts (V)	Prop	Throttle	Amps (A)	Watts (W)	Thrust (g)	RPM	Efficiency (g/W)	Operating temperature(°C)
MN1806 KV1400	7.4	T-MOTOR 6*2CF	50%	1.1	8	57	7000	7.00	38
			65%	1.3	10	72	7900	7.48	
			75%	1.5	11	85	8500	7.66	
			85%	1.9	14	104	9350	7.40	
			100%	2.2	16	119	10000	7.31	
		T-MOTOR 7*2.4CF	50%	1.3	10	76	5800	7.90	40
			65%	1.8	13	103	6700	7.73	
			75%	2.3	17	129	7400	7.58	
			85%	3.1	23	162	8300	7.06	
			100%	3.6	27	185	8800	6.94	
		T-MOTOR 8*2.7CF	50%	1.5	11	88	4800	7.93	45
			65%	2.3	17	134	5900	7.87	
			75%	3.2	24	173	6600	7.31	
			85%	4.2	31	214	7250	6.89	
			100%	4.8	36	238	7600	6.70	
		T-MOTOR 9*3CF	50%	1.7	13	107	4000	8.51	49
			65%	3	22	169	5000	7.61	
			75%	4.1	30	213	5600	7.02	
			85%	5.3	39	246	6050	6.27	
			100%	6	44	270	6300	6.08	
	11.1	T-MOTOR 6*2CF	50%	1.5	17	105	9700	6.31	44
			65%	1.9	21	132	11000	6.26	
			75%	2.2	24	153	11500	6.27	
			85%	2.9	32	191	12800	5.93	
			100%	3.4	38	220	13600	5.83	
		T-MOTOR 7*2.4CF	50%	2	22	141	7750	6.35	50
			65%	2.9	32	198	9000	6.15	
			75%	3.9	43	252	10100	5.82	
85%			5.1	57	305	11040	5.39		
100%			6	67	338	11600	5.08		
T-MOTOR 8*2.7CF		50%	2.3	26	161	6300	6.31	70	
		65%	3.8	42	247	7800	5.86		
	75%	5.1	57	304	8600	5.37			
	85%	6.5	72	357	9200	4.95			
	100%	7.4	82	384	9500	4.67			
14.8	T-MOTOR 5*3CF	50%	1.8	27	166	12600	6.23	42	
		65%	2.4	36	208	13800	5.86		
		75%	2.8	41	240	15200	5.79		
		85%	3.7	55	290	16600	5.30		
		100%	4.4	65	334	17500	5.13		
	T-MOTOR 6*2CF	50%	2	30	209	11300	7.06	54	
		65%	2.8	41	266	13100	6.42		
		75%	3.6	53	330	14000	6.19		
		85%	4.7	70	397	14900	5.71		
		100%	5.6	83	445	16100	5.37		

Notes: The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10 min.

Tabla B.3: T-motor Navigator MN1806 1400KV Prop Table.

Especificaciones	
Comunicación	I2C
Vel. Comunicación	400kHz o SPI a 1MHz
Rango Giroscopios	Escala regulable ± 250 , ± 500 , ± 1000 y ± 2000 °/s
Rango Acelerómetros	Escala regulable $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$ and $\pm 16g$
Rango Magnetómetros	$\pm 4800\mu T$
Vdd	2.4V a 3.6 V
Dirección I2C	0x68 (por defecto) o 0x69 ⁹

Tabla B.4: Especificaciones básicas del sensor MPU-9250.

Especificaciones		
Comunicación	I2C	
Temperatura funcionamiento	-30 a 80 °C	
Rango dinámico	0.1 a 40,000 Lux	
Vdd	2.7 a 3.6V ¹⁰	
Direcciones I2C	Addr = Floating	0x39
	Addr = GND	0x29
	Addr = Vdd	0x49

Tabla B.5: Especificaciones básicas del sensor de luz TSL2561.

Especificaciones	
Vdd	2.8 – 3.4 V
Idle (tipico)	50 mA
Max data rate	250kbps
Rango distancia	100 m
Adc input pins	6 (10-bit)
IO digital pins	8
Other information	Certificado FCC
	Antena cableada
	Configuración over-air o local
	Comandos AT / API

Tabla B.6: Especificaciones básicas del módulo Xbee 1Mw Con Antena Serie 1.

⁹ El modulo Grove - IMU 9DOF v2.0 permite cambiar la dirección I2C de la MPU-9250 mediante un puente de soldadura sobre la propia PCB.

¹⁰ La placa desarrollada por Adafruit permite alimentar también con tensiones de hasta 5V, ya que está preparada para acondicionar este voltaje al estipulado para alimentar al sensor.

Especificaciones

Modelo	TA-45C-1550-3S1P
Peso (g)	135
Brand	Tattu
Capacidad	1550 mAh
Tasa de descarga (C)	45
Máxima corriente continua (A)	69.75
Máxima tasa de descarga (C)	90
Máxima corriente (A)	139.5
Paralelo (P)	1
Voltaje	3S (11.1V)
Longitud (mm)	72
Anchura (mm)	34
Espesor (mm)	24
Longitud cable (C/D)	50mm / 100mm
Tipo conector	XT60
Tipo de conector de Balanceado	JST-XH R

Tabla B.7: Datos técnicos de la Batería LiPo TATTU 3s 1550mAh 45C.

Especificaciones

Max. ESCs	4
Vin-Vout	2-4 S
Vout BEC	5 V
Iout BEC	3 A max.
Iout total placa	50 A max.
Peso	3 g
Dimensiones	35 x 20 x 3mm

Tabla B.8: Datos técnicos de la placa distribidora de la alimentación del sistema.

III. Anexo C

NANO PINOUT

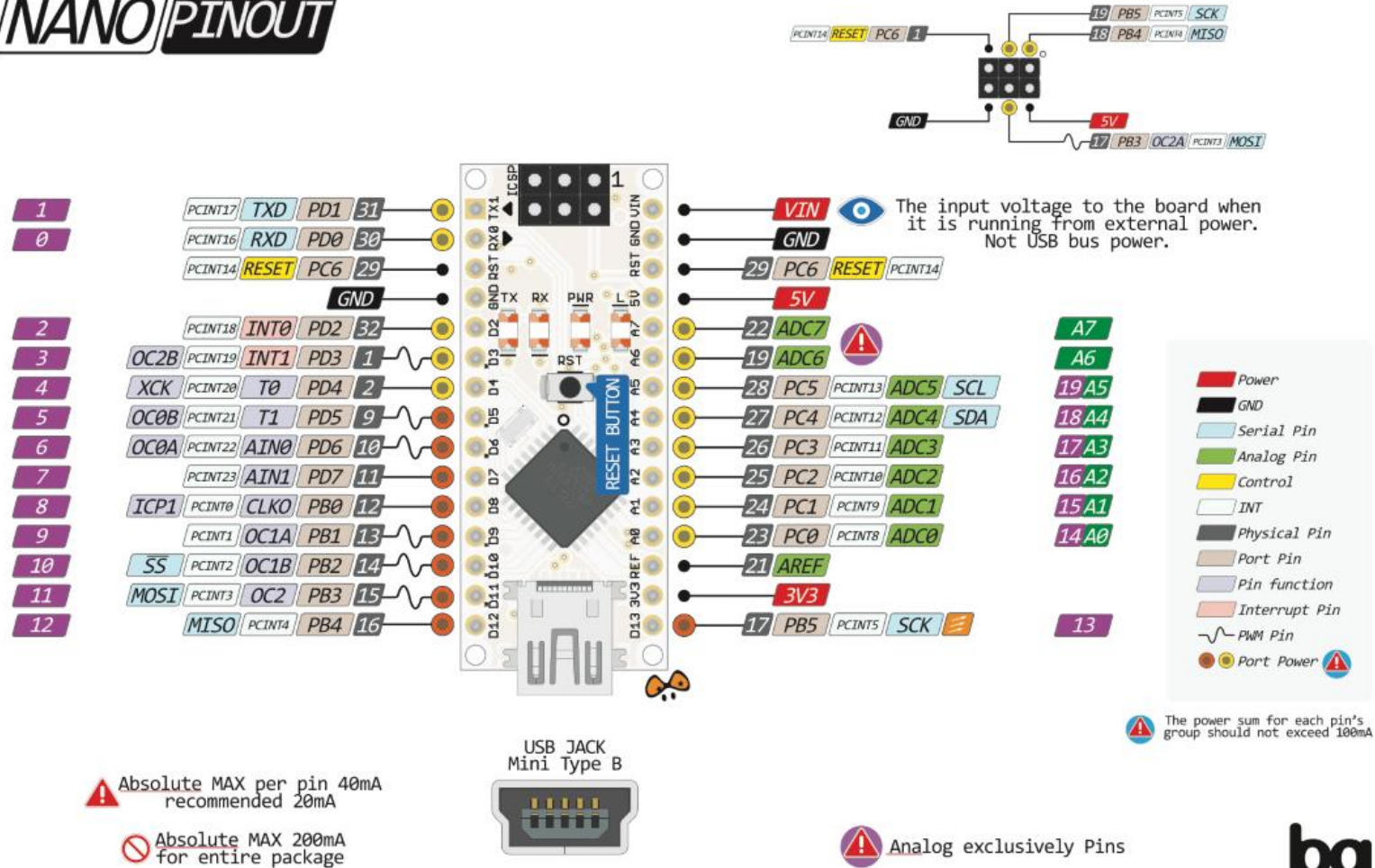


Ilustración C.1: Pinout de interacción de la placa de desarrollo Arduino Nano



IV. Anexo D

EMAX User Instruction for BLHeli Series ESC

Thank you for purchasing EMAX ESC, please read this manual carefully before you use the ESC and strictly follow the instructions. EMAX accepts no liability for damage(s) or injuries incurred directly or indirectly from the use of this product, or modification of this product. Due to unforeseen changes or product upgrades in design, appearance, performance, the information contained in this manual is subject to change without notice.

A. Features

- A1: Use authentic electronic components to ensure high quality and enhance the current endurance ability of the ESC
- A2: Based on BLHeli firmware, optimized for high performance with great linearity and much quicker throttle response
- A3: Special designed for multicopters, and compatible with fixed-wing aircrafts and helicopters.
- A4: Multiple protection features including Low-voltage cut-off protection / over-heat protection / throttle signal loss protection
- A5: Throttle range can be configured and is fully compatible with all receivers, providing smooth, linear and precise throttle response
- A6: All parameters can be programmed via using a transmitter, including default settings.

B. Product specification

Item	Continuous Current	Burst current (10S)	Li-x Battery (cell)	Dimension L*W*H(mm)	Weight (g) wires Included	BEC Mode	BEC Output	Programmable
EMAX BLHeli-6A	6A	8A	1-2	22×13×5.5	6	Linear	0.8A/5V	YES
EMAX BLHeli-12A	12A	15A	2-4	42×20×8	11	Linear	1A/5V	YES
EMAX BLHeli-20A	20A	25A	2-4	52×26×7	28	Linear	2A/5V	YES
EMAX BLHeli-25A	25A	30A	2-4	52×26×7	28	Linear	2A/5V	YES
EMAX BLHeli-30A	30A	40A	2-4	52×26×7	28	Linear	2A/5V	YES
EMAX BLHeli-30A-OPTO	30A	40A	2-6	67×26×10	25	----	----	YES
EMAX HI Heli-40A-UBEC	40A	50A	2-6	73×28×12	41	Switch	3A/5V	YES
EMAX BLHeli-50A-UBEC	50A	60A	2-6	73×28×12	41	Switch	3A/5V	YES
EMAX HI Heli-60A-UBEC	60A	80A	2-6	73×36×12	63	Switch	5A/5V	YES
EMAX BLHeli-80A-UBEC	80A	100A	2-6	86×38×12	81	Switch	5A/5V	YES

C. Instructions

C1. Normal startup procedures

Move throttle stick to the bottom position and then switch on transmitter→ Connect battery pack to ESC→ The long "beep" sound should be emitted, means the bottom point of throttle range has been detected→ Several "beep" tones should be emitted to present the amount of battery cells→ When self-test is finished, a "1 2 3" tune should be emitted→ Move throttle stick upwards to go flying.

C2. Throttle range setting procedures (when users change a transmitter, throttle range setting is recommended)

Switch on the transmitter, move throttle stick to the top position→ Connect battery pack to ESC→ Two "beep" sounds should be emitted, means the top point of throttle range has been confirmed and saved→ Move throttle stick to the bottom position (within 2s), a long "beep" sound should be emitted, means the bottom point of throttle range has been detected→ Several "beep" tones should be emitted to present the amount of battery cells→ When self-test is finished, a "1 2 3" tune should be emitted, Move throttle stick upwards to go flying.

If the throttle stick is neither at the bottom position nor the top position after powered on, it will constantly make "beep" sounds.

D. Programmable parameters

- D1. Brake Type: There are two options: **OFF**, **ON**. The default is **OFF**.
- D2. Tuning Mode: There are five options: Low: 0°, Mid-low: 8°, **Middle: 15°**, Mid-high: 23° and High: 30°. The default is Middle: 15°. Low advance timing is recommended for high inductance and low KV motors. High advance timing is recommended for low inductance and high KV outrunner motors. For some high KV motors, if it shakes while rotating in high speed, the High tuning mode is recommended.
- D3. Start Force: There are 13 options: 0.031, 0.047, 0.063, 0.094, 0.125, 0.188, 0.25, 0.38, 0.50, **0.75**, 1.00, 1.25, 1.50. The default is 0.75. Select the corresponding start force according to the load of motor.
- D4. Curve Mode: There are 4 options: **OFF**, Low, Middle and High. The default is **OFF**.
- D5. Control Frequency: 2 options: **8KHz** and 22KHz. The default is 8KHz. This option is the drive frequency of the motors.
- D6. Low-voltage Protection: 4 options: **OFF**, 2.8V/cell, **3.0V/cell**, 3.2V/cell. The default is 3.0V/cell. The system will automatically identify the battery cell. E.g. suppose there're 3 cells, if the voltage is lower than 9V, the system will work according to the current cutoff option.

YIN YAN MODEL TECH. MFT

D7. Cutoff Mode: There are two options: **Soft-Cut** and **Cut-Off**. The default is **Soft-Cut**. **Soft-Cut** option: Gradually reduce throttle power to 31% of the current power when the voltage is lower than the programmed low-voltage protection threshold. **Cut-Off** Option: immediate motor shutdown occurs in low-voltage.

When low-voltage protection. Push the throttle stick to the bottom position and then to the top position, the motor will be restarted. But since it is low-voltage condition, the output power is low or stopped at once.

D8. Rotation Direction: There are 3 options: **Normal**, **Reverse**, **Bidirectional**. The default is **Normal**.

E. Protection setting

E1. Low-voltage Protection: Whether to shut down the motor immediately or to lower the power when the input voltage drops below the programmed low-voltage protection threshold depends on the values set as Cutoff Mode. (Please refer to D7 for Cutoff Mode.)

E2. Loss of Signal Protection: Power will be gradually lower to 0 when signal lost, and motor stops. Motor will resume to the current power when the signal is detected again.

E3. Over-heat Protection: When the temperature of the ESC MOSFETS exceeds 100 Celsius degree, power will be lowered gradually and will resume when the temperature decreases.

F. Programming via Transmitter

Step 1: Enter program mode

Switch the transmitter on→Pull the throttle stick to the top position→Switch the ESC on, wait 2 seconds, you will hear two "beep" sounds, which denotes that Max. throttle has been confirmed→Hold the throttle stick at the top position, and then wait 2 seconds until you hear tune "1 2 3", that means you have entered the transmitter programming mode.

Step 2: Select program parameters

Hold the throttle stick on top position, there're 7 parameters can be set by using your transmitter. You would hear 7 different indicating sounds which correspond to 7 different parameters. Pull the throttle stick to the bottom position (full Off throttle) within 2 seconds after you hear the correspondent sound will brings you to the correspondent parameter setting status. The indicating sounds will repeat in turn as follow:

1. "beep" (a short sound) which indicates the Brake Type
2. "beep-beep" (two short sounds) which indicates the Tuning Mode
3. "beep-beep-beep" (three short sounds) which indicates the Start Force
4. "beep-beep-beep-beep" (four short sounds) which indicates the Curve Mode
5. "beep----" (a long sound) which indicates the Control Frequency
6. "beep----beep" (a long sound and a short) which indicates the Low-voltage Protection
7. "beep----beep-beep" (a long sound and two short) which indicates the Cutoff Mode
8. "beep----beep-beep-beep" (a long sound and three short) which indicates the Rotation Direction

Step 3: Select program values

After entering parameter setting status, hold the throttle stick on the bottom position, you will be led to the repeat selection of that parameter setting status. Each sound likes 4 short sounds and one long sound (1 long sound=5short sounds), and by that analogy. After some sound, pull the throttle stick to the top position in 2 seconds, after you hear a tune "1 2 3 2 1 2 3 2 1", which means the correspondent value has been chosen and saved. Hold the stick on the top position, return to the second step and continue programming.

Step 4: Exit program

Pull the throttle stick to the bottom position within 2 seconds and hold on after saving parameters, until you hear a tune "beep---- beep-beep-beep- 1 2 3". Set the Min. Throttle at this moment and exit program and operate as normal (beep----means Loading parameter. beep-beep-beep-means numbers of cells and 1 2 3 means ready.)

Restore Factory settings

To restore Factory settings, pull the throttle stick to the bottom position (full Off throttle) within 1s after entering program mode (Step 1) →Pull the throttle stick to the top position within 2s, then you will hear a tune, which means that the factory settings have been restored. Pull the throttle stick to the bottom position within 2s, the ESC is ready with factory settings.

If the Bidirectional mode is chosen, the Minimum Throttle actually means Middle Throttle position. Factory settings can be restored under Bidirectional mode.

Note: ESC program card is no longer produced, future ESCs will not support program card any more.

V. Anexo E

Para entrar en el modo de programación del ESC Emax BLHeli es necesario seguir el manual incorporado en el Anexo D, entrando en el modo de programación del controlador y modificando el parámetro D8. El manual contempla el uso de un mando de radiocontrol para entrar en el modo de programación y modificar los valores. Sin embargo, esto mismo puede realizarse elaborando un programa con el Arduino que genere una señal PWM modificable, siendo muy conveniente para ello utilizar la librería *servo*.

El siguiente montaje y programa que nos permite manejar ESC, tanto como para hacer funcionar un motor manualmente como para entrar en su modo de programación. Una vez dentro es trabajo del usuario interactuar con el dispositivo y modificar sus parámetros. En resumen, el programa se basa en el uso de un potenciómetro para simular el joystick de un mando radiocontrol. Para poder interactuar con el controlador es necesario alimentar a éste y tenerlo conectado a uno de los motores, puesto que son los motores los que generan el sonido “beep” que nos permite conocer el estado del controlador.

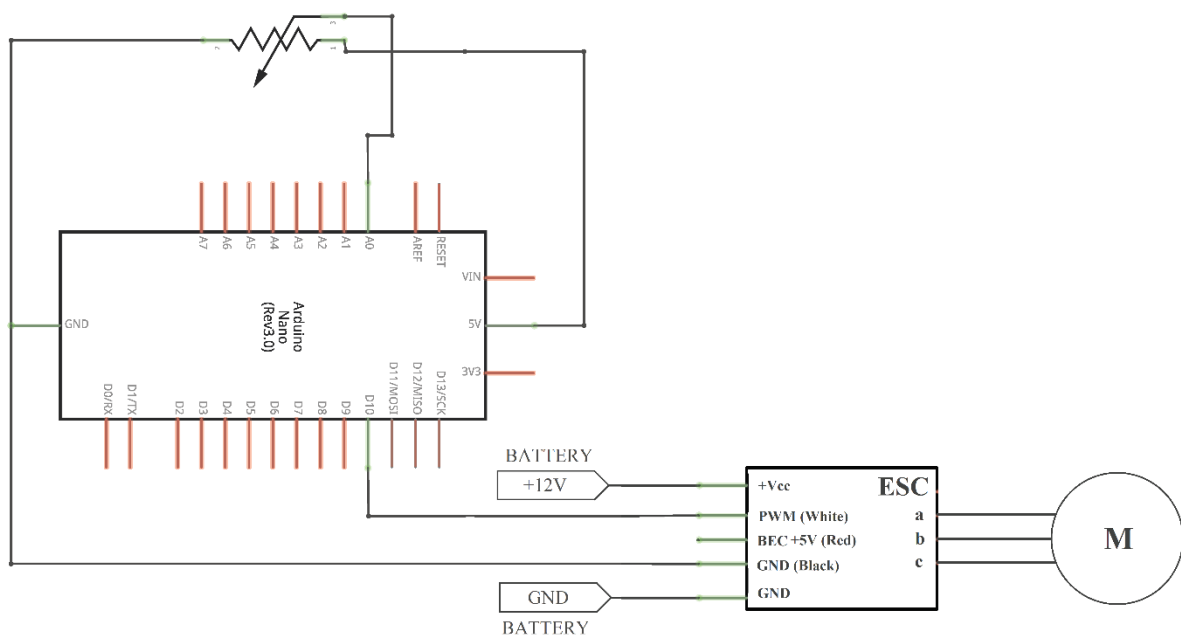


Ilustración E.1 Circuito para controlar o configurar el ESC de forma manual con un potenciómetro.

Los pasos a seguir son los siguientes.

- Con el ESC desconectado de la batería: conectar el Arduino al puerto USB del ordenador y cargar el programa adjunto. Mantener el Arduino alimentado mediante USB.

- Calibrar el valor máximo y mínimo del potenciómetro durante los primeros cinco segundos de programa. Para ello mover el potenciómetro en todo su rango durante este periodo de tiempo.
- Conectar el ESC a la batería:
 - Para entrar en modo programación: Poner el potenciómetro en su posición máxima y dar alimentación al ESC. Esperar 2 segundos.
 - Para entrar en modo giro del motor (Giro manual): Poner el potenciómetro en su posición mínima y dar alimentación al ESC. Esperar 2 segundos. Utilizar el potenciómetro para regular la velocidad de giro del motor.

PROGRAMA:

```
int sensorValue;
int sensorLow = 1023;
int sensorHigh = 0;

#include<Servo.h>
Servo ESC;

void setup() {

    // 5 Segundos de calibración una vez cargado el programa. Mover el
    potenciómetro en todo su rango

    while (millis() < 5000) {
        // record the maximum sensor value
        sensorValue = analogRead(A0);
        if (sensorValue > sensorHigh) {
            sensorHigh = sensorValue;
        }
        // record the minimum sensor value
        if (sensorValue < sensorLow) {
            sensorLow = sensorValue;
        }
    }

    ESC.attach(10);
    Serial.begin(9600);
    Serial.setTimeout(10);
}

void loop() {
    //read the input from A0 and store it in a variable
    sensorValue = analogRead(A0);

    // map the sensor values to a wide range of pitches
    int pitch = map(sensorValue, sensorLow, sensorHigh, 1000, 2000);

    ESC.writeMicroseconds(pitch);
    // wait for a moment
    delay(10);
}
```

VI. Anexo F

Para comprobar el correcto funcionamiento de la IMU tan solo es necesario realizar la parte correspondiente del 4.3 *Esquema de conexiones* y cargar el siguiente programa al Arduino a través de su puerto USB. Cabe destacar que dicho programa se trata de un ejemplo realizado por un usuario de la comunidad Arduino ajeno a este proyecto¹¹.

Una vez cargado, a través del monitor serie del software de Arduino podremos leer los datos obtenidos de la IMU, para la correcta visualización de estos debe configurarse la velocidad de lectura del puerto serie en el monitor a 115200 baudios. Puede modificarse el código del programa para modificar los rangos de trabajo del sensor.

PROGRAMA:

```
//GND - GND
//VCC - VCC
//SDA - Pin A4
//SCL - Pin A5

#include <Wire.h>

#define MPU9250_ADDRESS      0x68
#define MAG_ADDRESS          0x0C

#define GYRO_FULL_SCALE_250_DPS  0x00
#define GYRO_FULL_SCALE_500_DPS  0x08
#define GYRO_FULL_SCALE_1000_DPS 0x10
#define GYRO_FULL_SCALE_2000_DPS 0x18

#define ACC_FULL_SCALE_2_G  0x00
#define ACC_FULL_SCALE_4_G  0x08
#define ACC_FULL_SCALE_8_G  0x10
#define ACC_FULL_SCALE_16_G 0x18

//Funcion auxiliar lectura
void I2Cread(uint8_t Address, uint8_t Register, uint8_t Nbytes, uint8_t*
Data)
{
    Wire.beginTransmission(Address);
    Wire.write(Register);
    Wire.endTransmission();

    Wire.requestFrom(Address, Nbytes);
    uint8_t index = 0;
    while (Wire.available())
```

¹¹ L. Llamas, «USAR ARDUINO CON LOS IMU DE 9DOF MPU-9150 Y MPU-9250,» 26 Septiembre 2016. [En línea]. Available: <https://www.luisllamas.es/usar-arduino-con-los-imu-de-9dof-mpu-9150-y-mpu-9250/>.

```
    Data[index++] = Wire.read();
}

// Funcion auxiliar de escritura
void I2CwriteByte(uint8_t Address, uint8_t Register, uint8_t Data)
{
    Wire.beginTransmission(Address);
    Wire.write(Register);
    Wire.write(Data);
    Wire.endTransmission();
}

void setup()
{
    Wire.begin();
    Serial.begin(115200);

    // Configurar acelerometro
    I2CwriteByte(MPU9250_ADDRESS, 28, ACC_FULL_SCALE_16_G);
    // Configurar giroscopio
    I2CwriteByte(MPU9250_ADDRESS, 27, GYRO_FULL_SCALE_2000_DPS);
    // Configurar magnetometro
    I2CwriteByte(MPU9250_ADDRESS, 0x37, 0x02);
    I2CwriteByte(MAG_ADDRESS, 0x0A, 0x01);
}

void loop()
{
    // --- Lectura acelerometro y giroscopio ---
    uint8_t Buf[14];
    I2Cread(MPU9250_ADDRESS, 0x3B, 14, Buf);

    // Convertir registros acelerometro
    int16_t ax = -(Buf[0] << 8 | Buf[1]);
    int16_t ay = -(Buf[2] << 8 | Buf[3]);
    int16_t az = Buf[4] << 8 | Buf[5];

    // Convertir registros giroscopio
    int16_t gx = -(Buf[8] << 8 | Buf[9]);
    int16_t gy = -(Buf[10] << 8 | Buf[11]);
    int16_t gz = Buf[12] << 8 | Buf[13];

    // --- Lectura del magnetometro ---
    uint8_t ST1;
    I2CwriteByte (MAG_ADDRESS, 0x0A, 0x01);
    do
    {
        I2Cread(MAG_ADDRESS, 0x02, 1, &ST1);
    } while (!(ST1 & 0x01));

    uint8_t Mag[7];
    I2Cread(MAG_ADDRESS, 0x03, 7, Mag);

    // Convertir registros magnetometro
    int16_t mx = -(Mag[3] << 8 | Mag[2]);
    int16_t my = -(Mag[1] << 8 | Mag[0]);
    int16_t mz = -(Mag[5] << 8 | Mag[4]);

    // --- Mostrar valores ---
}
```

```
// Acelerometro
Serial.print(ax, DEC);
Serial.print("\t");
Serial.print(ay, DEC);
Serial.print("\t");
Serial.print(az, DEC);
Serial.print("\t");

// Giroscopio
Serial.print(gx, DEC);
Serial.print("\t");
Serial.print(gy, DEC);
Serial.print("\t");
Serial.print(gz, DEC);
Serial.print("\t");

// Magnetometro
Serial.print(mx + 200, DEC);
Serial.print("\t");
Serial.print(my - 70, DEC);
Serial.print("\t");
Serial.print(mz - 700, DEC);
Serial.print("\t");

// Fin medicion
Serial.println("");

delay(100);
}
```


VII. Anexo G

Para comprobar el correcto funcionamiento de uno de los sensores de luz TSL2561 tan solo es necesario realizar la parte correspondiente del *4.3 Esquema de conexiones* añadido en la memoria y cargar el siguiente programa al Arduino a través de su puerto USB. Este programa se trata de un ejemplo proporcionado por el propio fabricante Adafruit. El programa puede modificarse en función de la dirección I2C asignada para el sensor (conectando físicamente el pin ADDR a Vcc, GND o dejándolo flotante). La línea de programa en cuestión es:

```
Adafruit_TSL2561_Unified tsl = Adafruit_TSL2561_Unified(TSL2561_ADDR_FLOAT,  
12345);
```

Donde la palabra FLOAT puede ser FLOAT, HIGH o LOW en función de la dirección del sensor con el que se quiera comunicar.

Para que el programa funcione es necesario instalar las siguientes dos librerías. El procedimiento es el siguiente:

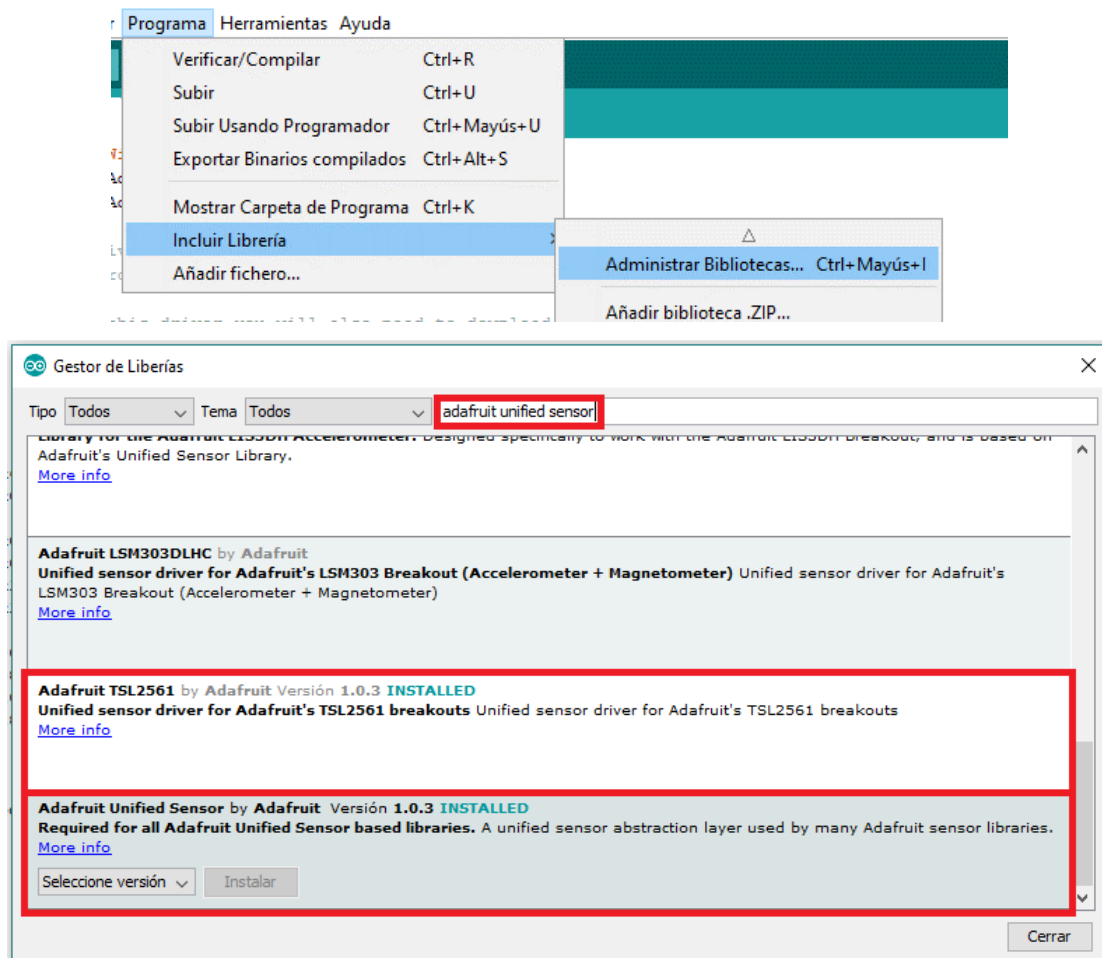


Ilustración G.1: Carga de librerías para el sensor TSL2561.

Una vez cargado el programa podemos leer los datos del sensor a través del monitor serie del software de Arduino, configurando la lectura, en este caso, a 9600 baudios.

PROGRAMA:

```
#include <Wire.h>
#include <Adafruit_Sensor.h>
#include <Adafruit_TSL2561_U.h>

/* This driver uses the Adafruit unified sensor library (Adafruit_Sensor),
   which provides a common 'type' for sensor data and some helper
   functions.

   To use this driver you will also need to download the Adafruit_Sensor
   library and include it in your libraries folder.

   You should also assign a unique ID to this sensor for use with
   the Adafruit Sensor API so that you can identify this particular
   sensor in any data logs, etc. To assign a unique ID, simply
   provide an appropriate value in the constructor below (12345
   is used by default in this example).

Connections
=====
Connect SCL to I2C SCL Clock
Connect SDA to I2C SDA Data
Connect VCC/VDD to 3.3V or 5V (depends on sensor's logic level, check
the datasheet)
Connect GROUND to common ground

I2C Address
=====
The address will be different depending on whether you leave
the ADDR pin floating (addr 0x39), or tie it to ground or vcc.
The default address is 0x39, which assumes the ADDR pin is floating
(not connected to anything). If you set the ADDR pin high
or low, use TSL2561_ADDR_HIGH (0x49) or TSL2561_ADDR_LOW
(0x29) respectively.

History
=====
2013/JAN/31 - First version (KTOWN)
*/

Adafruit_TSL2561_Unified tsl = Adafruit_TSL2561_Unified(TSL2561_ADDR_FLOAT,
12345);

/*****
/
/*
   Displays some basic information on this sensor from the unified
   sensor API sensor_t type (see Adafruit_Sensor for more information)
*/
/*****
/
void displaySensorDetails(void)
{
  sensor_t sensor;
```

```
    tsl.getSensor(&sensor);
    Serial.println("-----");
    Serial.print  ("Sensor:      "); Serial.println(sensor.name);
    Serial.print  ("Driver Ver:   "); Serial.println(sensor.version);
    Serial.print  ("Unique ID:    "); Serial.println(sensor.sensor_id);
    Serial.print  ("Max Value:    "); Serial.print(sensor.max_value);
    Serial.println(" lux");
    Serial.print  ("Min Value:    "); Serial.print(sensor.min_value);
    Serial.println(" lux");
    Serial.print  ("Resolution:   "); Serial.print(sensor.resolution);
    Serial.println(" lux");
    Serial.println("-----");
    Serial.println("");
    delay(500);
}

/*****
/
/*
    Configures the gain and integration time for the TSL2561
*/
/*****
/
void configureSensor(void)
{
    /* You can also manually set the gain or enable auto-gain support */
    // tsl.setGain(TSL2561_GAIN_1X);      /* No gain ... use in bright light
to avoid sensor saturation */
    // tsl.setGain(TSL2561_GAIN_16X);    /* 16x gain ... use in low light to
boost sensitivity */
    tsl.enableAutoRange(true);          /* Auto-gain ... switches
automatically between 1x and 16x */

    /* Changing the integration time gives you better sensor resolution
(402ms = 16-bit data) */
    tsl.setIntegrationTime(TSL2561_INTEGRATIONTIME_13MS);      /* fast but
low resolution */
    // tsl.setIntegrationTime(TSL2561_INTEGRATIONTIME_101MS); /* medium
resolution and speed */
    // tsl.setIntegrationTime(TSL2561_INTEGRATIONTIME_402MS); /* 16-bit data
but slowest conversions */

    /* Update these values depending on what you've set above! */
    Serial.println("-----");
    Serial.print  ("Gain:      "); Serial.println("Auto");
    Serial.print  ("Timing:    "); Serial.println("13 ms");
    Serial.println("-----");
}

/*****
/
/*
    Arduino setup function (automatically called at startup)
*/
/*****
/
void setup(void)
{
    Serial.begin(9600);
    Serial.println("Light Sensor Test"); Serial.println("");
}
```

```
/* Initialise the sensor */
//use tsl.begin() to default to Wire,
//tsl.begin(&Wire2) directs api to use Wire2, etc.
if (!tsl.begin())
{
  /* There was a problem detecting the TSL2561 ... check your connections
  */
  Serial.print("Oops, no TSL2561 detected ... Check your wiring or I2C
  ADDR!");
  while (1);
}

/* Display some basic information on this sensor */
displaySensorDetails();

/* Setup the sensor gain and integration time */
configureSensor();

/* We're ready to go! */
Serial.println("");
}

/*****
/
/*
  Arduino loop function, called once 'setup' is complete (your own code
  should go here)
*/
/*****
/
void loop(void)
{
  /* Get a new sensor event */
  sensors_event_t event;
  tsl.getEvent(&event);

  /* Display the results (light is measured in lux) */
  if (event.light)
  {
    Serial.print(event.light); Serial.println(" lux");
  }
  else
  {
    /* If event.light = 0 lux the sensor is probably saturated
    and no reliable data could be generated! */
    Serial.println("Sensor overload");
  }
  delay(250);
}
}
```

VIII. Anexo H

Para abrir un puerto serie en los pines 2 y 3 del Arduino deben incluirse ciertas líneas de código durante el *setup* del programa. A continuación se muestra un pequeño ejemplo que permite llevar a cabo esta tarea.

SETUP:

```
#include <SoftwareSerial.h>

SoftwareSerial Serial_2 (2, 3); // Crea nueva conexion- Pin2(RX) a TX y
Pin3(TX) a RX

void setup() {

    Serial_2.begin(9600); // Iniciamos el puerto nuevo Serial_2 a 9600
    Baudios

}
```