



Diseño y construcción de prototipo STRATOS

Small Tracking Research Automatic Telemetry Oriented System

Design and construction of STRATOS prototype

Small Tracking Research Automatic Telemetry-Oriented System

Cristián Vial¹, alumno de 6to año
Cristián Chávez¹, profesor asistente adjunto
Diego Celentano¹, profesor titular

¹Departamento de Ingeniería Mecánica y Metalúrgica, Escuela de Ingeniería, Pontificia Universidad Católica de Chile

*Autor de correspondencia: chavez@ing.puc.cl

Cristián Vial¹, 6th year student
Cristián Chávez¹, adjunct instructor professor
Diego Celentano¹, full professor

¹Department of Mechanical and Metallurgical Engineering, Engineering School, Pontificia Universidad Católica de Chile

*Corresponding author: chavez@ing.puc.cl

RESUMEN

El presente artículo describe la validación del diseño, construcción y resultados del primer prototipo de nano-satélite con fines docentes de la Escuela de Ingeniería de la Pontificia Universidad Católica de Chile, con el objetivo de generar interés y de acercar la ingeniería aeroespacial como materia de estudio y desarrollo en la Escuela. Para lograr este objetivo se usaron métodos de simulación y diseño, y se trabajó con materiales y herramientas que permitieron solucionar los desafíos propios encontrados en aplicaciones del área. Proyectos de esta envergadura y características suelen presentar un desafío multidisciplinario que muchas veces se considera una realidad alejada de las capacidades de desarrollo a nivel nacional. Sin embargo, en este artículo se pretende demostrar que el estudio de las ciencias aeroespaciales no es una realidad distante respecto al desarrollo de la Escuela, pudiendo ser un importante aporte tanto por sus aplicaciones docentes como por las de innovación en la industria, lo que se extiende a potenciales implicancias relevantes a nivel país.

Palabras clave: diseño, construcción, nano-satélite, simulación, ingeniería aeroespacial.

ABSTRACT

This article describes the validation of the design, construction and result of the first nanosatellite prototype with educational purposes by the Engineering School of the Pontifical Catholic University of Chile, to create interest and approach aerospace engineering as a matter of study and development in the School. In order to reach this goal, simulation and design methods were considered and the work was done by using materials and tools which allowed to solve inherent challenges found in the applications. Projects of this size and features usually represent a multidisciplinary challenge that is often considered a reality away from nationwide development capacities. Nevertheless, this article is intended to demonstrate that the study of aerospace sciences is not a distant reality with respect to the School development, possibly turning into an important contribution, either by its educational or industrial innovative applications, which may also be extended to country-wide potential and to relevant implications.

Key words: design, construction, nano-satellite, simulation, aerospace engineering.

1. INTRODUCCIÓN

En los últimos años ha habido un creciente interés por parte de universidades y privados de desarrollar proyectos en Ingeniería Aeroespacial. Aunque esta es un área que históricamente no ha sido muy fomentada en Chile, ya existen algunas instituciones de educación superior que han hecho importantes avances en esta materia (Suchai¹ de la Universidad de Chile).

La investigación que se detalla en este artículo busca ser una primera iteración en el desarrollo aplicado del área aeroespacial dentro de la Pontificia Universidad Católica de Chile (PUC), mediante el diseño y construcción de su primer prototipo satelital. Este prototipo servirá como base y motivación para futuros estudios y, de esta manera, aportar al desarrollo universitario de la Astronáutica chilena, no solo en materia de operación, sino también en diseño y manufactura.

Para poder lograr lo anterior se trabajó en un diseño estandarizado internacional conocido como CUBESAT [1], el cual busca fomentar y reducir costos en misiones espaciales de nano-satélites, con la finalidad de lograr un prototipo con potencial uso en misiones reales. Estos nano-satélites (dentro

1. INTRODUCTION

In the past years there has been a growing interest of the universities and private individuals to develop Aerospace Engineering projects. Although this is an area that historically has not been fostered in Chile, there are already some high-education institutions that have done some important developments on this matter (Suchai¹ of the University of Chile).

The research detailed in this article searches for the first iteration in the applied development of aerospace field of the Pontifical Catholic University of Chile (PUC), through the design and construction of the first satellite prototype. This will serve as the basis and motivation for future studies, so contributing to university development of Chilean Astronautics, not only as regards to operation but also to design and manufacturing.

In order to achieve the aforementioned, an international standard design known as CUBESAT [1] was used, which looks for fostering and reducing nano-satellite emissions costs in space missions, to manufacture a prototype potentially usable in real missions. These nano-satellites

¹ Satellite of the University of Chile for Aerospace Investigation (SUCHAI), es el primer Cubesat desarrollado en Chile por la Facultad de Física y Ciencias Matemáticas de la Universidad de Chile (FCFM), con fines académicos y científicos.

de los cuales está el programa CUBESAT) son satélites de masa entre 1 y 10 kg, comúnmente usados con fines docentes y, en este último tiempo, con fines comerciales y de defensa gracias a la miniaturización de la tecnología y a su menor costo, lo que permite un importante desarrollo de esta industria.

El objetivo particular de este prototipo es validar el diseño teórico de un Cubesat capaz de orientarse en dos ejes sistemas de control usados en satélites reales la capacidad de llevar sensores de análisis de la misión. Para esto se diseñó y se construyó el prototipo haciendo pruebas de baja altura para validar el diseño y evaluar las mejoras correspondientes. Se espera en un futuro cercano mejorar esta versión y ejecutar una misión suborbital simple de bajo costo.

2. METODOLOGÍA

La estandarización Cubesat bajo la cual se trabajó posee grandes ventajas para los proyectos espaciales, especialmente en lo que se refiere a la reducción de costos. Sin embargo, estos aún son muy altos para la finalidad y recursos de esta investigación (unos 300.000 dólares [2]). Es por lo anterior que se usaron componentes de aeromodelismo, sistemas de comunicación y sensores con base en el sistema de **RASPBerry PI**.

Para poder hacer un desglose de los componentes y los diseños usados se explicará cada subsistema desarrollado en las misiones espaciales reales, aplicadas a este prototipo.

2.1 Carga útil (Payload)

Como **PAYLOAD** se usaron sensores que permitirían monitorear el estado del dispositivo y el entorno de la misión, los que se presentan en la **Figura 1**. Dentro de las características de estos componentes era esencial su tamaño reducido, bajo consumo de energía y uso a distancia.

(among which CUBESAT program is included) are satellites of 1 to 10 kg, commonly used for educational purposes and lately for commercial and defense purposes, thanks to the miniaturization of technology and its lower cost, which makes an important development possible in this industry.

This prototype particular aim is the validation of the theoretical design of a Cubesat control system able to orientate in two axis control systems used in real satellites with analysis sensors for the mission. The prototype was therefore designed and constructed by carrying out low-altitude tests to validate the design and assess the respective improvements. In the near future it is expected to improve this version and execute a simple low-cost suborbital mission.

2. METHODOLOGY

Cubesat governing standardization presents great advantages for space projects, mainly those related to cost reduction. However, they are still very high for the purpose and resources of this research (about 300,000 dollars [2]). Therefore, aero-modelling components, communication systems and sensors are based on **RASPBerry PI** system.

For itemizing the components and designs used, every subsystem developed in real space missions applied to this prototype will be explained.

2.1 Payload

Sensors for monitoring the device status and the mission environment were used as **PAYLOAD**, presented in **Figure 1**. Amongst its features, the miniature size, low energy consumption and remote control were essential.

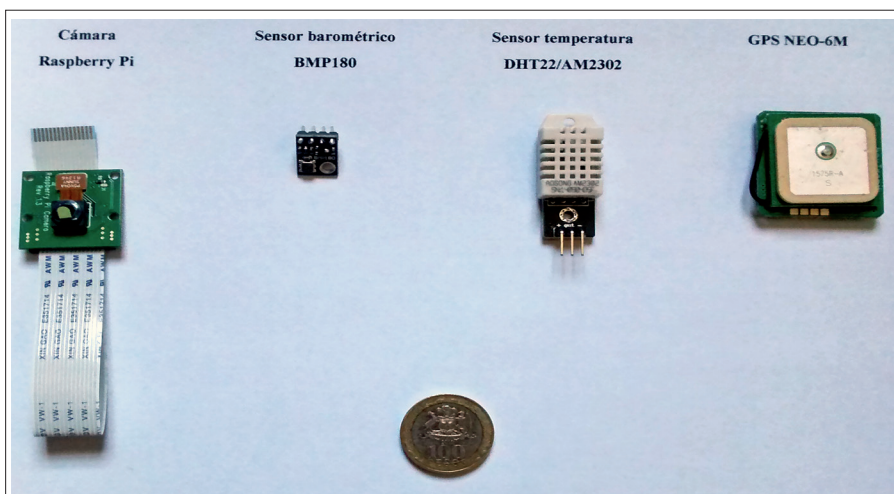


Figura 1. Componentes del Payload.

Figure 1. Payload's components.

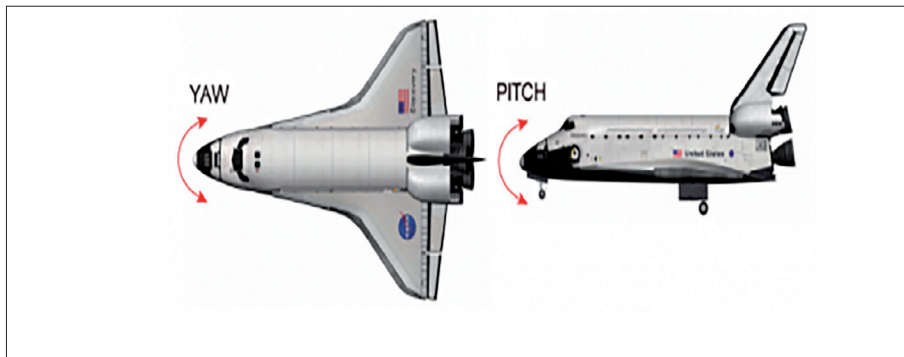


Figura 2. Grados de libertad.

Figure 2. Degrees of freedom.

2.2 Subsistema de control orbital y de orientación (AOCS)

Para el sistema AOCS se usó el principio de las **REACTION WHEELS (RW)**, en las que básicamente se hace un control de orientación del dispositivo mediante aceleraciones de volantes de inercia que producen una reacción de giro del cuerpo por conservación del momento angular. Se usaron dos RW para permitir el control de los movimientos de cabeceo o Pitch y de guiñada o Yaw, como lo muestra la **Figura 2**.

Para lograr lo anterior se estudió un diseño que optimizara la inercia rotacional del volante y que permitiera el acople a los motores **BLDC** Turnigy L3010B-1300 de 420 W, los cuales entregan un torque máximo de 30,85 Nm, con un controlador **ESC** HobbyKing 30 A w/reverse que permite un giro en los dos sentidos y con la potencia adecuada.

2.3 Subsistema de control de datos (CDHS)

El computador a bordo usado es un Raspberry Pi, el cual tiene a cargo la lectura de los sensores del payload y la comunicación inalámbrica con la estación en tierra a través de una antena Wi-Fi. En conjunto con el Raspberry se usó además un giróscopo MPU6050 con un Arduino Pro Mini, con la finalidad de implementar el control **PID** que mantuviera el dispositivo estable. Esto fue necesario porque el Raspberry no es capaz de hacer control en tiempo real debido a la demora en el análisis de los datos del giróscopo. El esquema de conexiones de todo el sistema se muestra en la **Figura 3**, en la cual se puede apreciar que el Raspberry tiene a cargo todo lo relacionado con la lectura de los sensores, cámara y comunicaciones, dejando al Arduino a cargo del control PID y actuación de los motores de acuerdo a las órdenes enviadas desde la estación en tierra y transmitidas por el Raspberry.

2.4 Subsistema de Energía (EPS)

Para poder abastecer con energía el dispositivo, se usaron dos fuentes complementarias independientes. Como fuente primaria se usó un pack de baterías LiPo de 11,1 V y 1.800 mAh, armado en base a seis celdas de litio con capacidad de entregar hasta 27 A de forma continua. De

2.2 Attitude and Orbital Control System (AOCS)

REACTION WHEELS' (RW) principle was used for AOCS, where basically control over the device attitude is exerted through the acceleration of inertia flywheels, producing a pivoting reaction of the body by maintaining the angular momentum. Two RWs allowed the control of Pitch and Yaw, as shown in **Figure 2**.

For the aforementioned be possible, it was explored a design which could optimize the rotational inertia of the steering wheel and could allow the coupling to 420-Volt-BLDC Turnigy L3010B-1300 engines that deliver a maximum torque of 30.85 Nm with a **ESC** HobbyKing 30 A w/reverse controller allowing a pivoting in both directions at a suitable power.

2.3 Command and Data Handling Subsystem (CDHS)

On-board computer used is a Raspberry PI, in charge of reading the payload sensors and the Wireless communication with the land-based station through a Wi-Fi antenna. Together with the Raspberry a MPU6050 gyroscope with an Arduino Pro Mini was used in order to implement **PID** control for keeping the device stable. This was necessary because the Raspberry cannot control in real time due to a delay to analyze the gyroscope data. The connections layout of the whole system is shown in **Figure 3**, where we can observe that the Raspberry is in charge of everything related to the sensors reading, the camera and the communications, leaving Arduino in charge of the PID control and the engines performance according to the commands sent from the land-based station and issued by the Raspberry.

2.4 Electric Power Steering (EPS)

For supplying energy to the device, two independent complementary sources were used. The primary source was a battery pack type LiPo, 11.1 V and 1,800 mAh, which was assembled with six lithium cells with a capacity to deliver 27 A continuously. The secondary source was two solar-

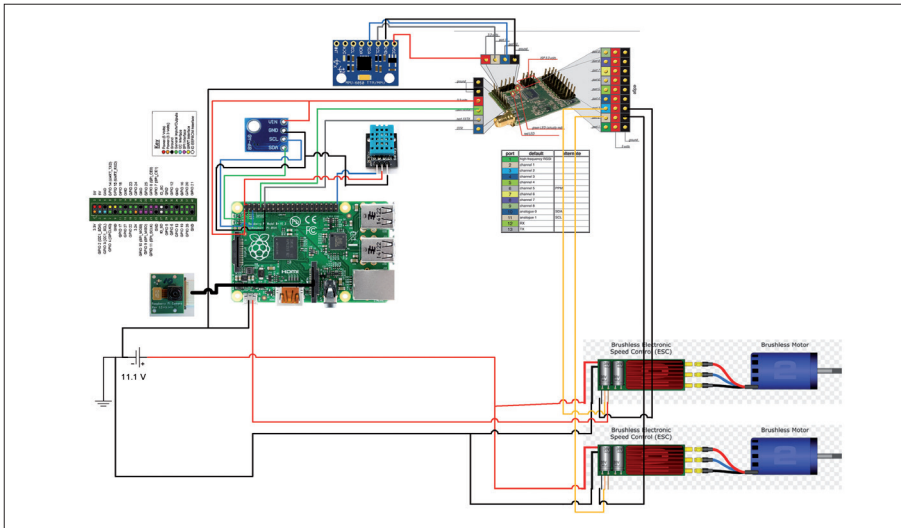


Figura 3. Esquema CDHS y AOCS

Figure 3. CDHS and AOCS layouts.

manera complementaria se usaron dos arreglos de paneles solares de cuatro celdas cada una. En total 22 V y 8 W de potencia, alimentando un MPPT capaz de entregar hasta 4 A de carga a las baterías.

2.5 Estructura y mecanismos

Para mantener todos estos componentes unidos se armó la estructura mostrada en la **Figura 4**, formando un cubo de 10 cms de arista a partir de aluminio 7075-T6. Se usó un reticulado de manera de reducir al máximo el peso sin comprometer la integridad estructural del dispositivo.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1 Diseño y construcción de las Reaction Wheels.

El diseño base de las RW tiene como objetivo maximizar la

panel arrays of four cells each. A power of 22 V and 8 W in all was obtained, powering a MPPT able to deliver a charge up to 4 A to the batteries.

2.5 Structure and mechanisms

To keep these components joined, the structure shown in **Figure 4** was assembled, so forming a cube with a 10-cm- arista from 7075-T6 aluminum. A grid was used so as to reduce the weight to the maximum without compromising the structural integrity of the device.

3. RESULTS AND DISCUSSION

3.1 Design and construction of Reaction Wheels

The basic design of the RWs is aimed to maximize inertia

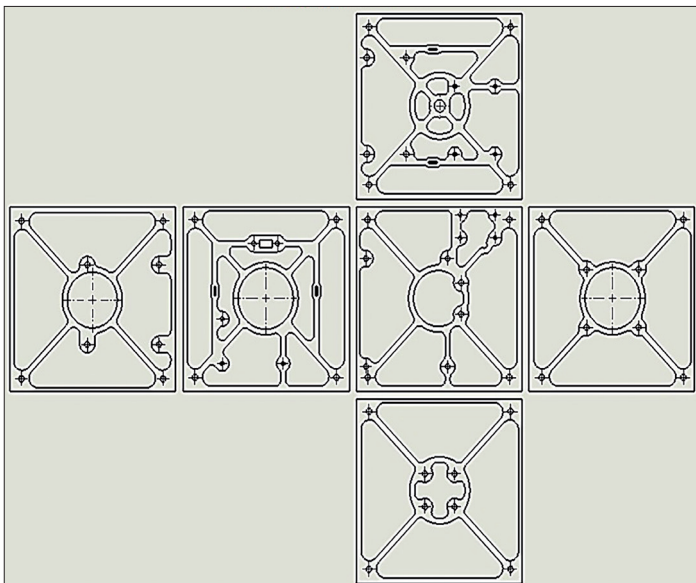


Figura 4. Diseño de las caras de la estructura cúbica.

Figure 4. Layout of the cubic structure's faces.

inercia sin aumentar el peso de la misma. Para lograr esto se construyó un soporte de aluminio con un anillo de acero que estuviera lo más alejado del centro posible. De esta manera se logró un incremento en la inercia en contraste con una misma RW que fuera de un material homogéneo y con la misma masa final, como lo muestra la **Tabla 1**.

Para confirmar que los materiales para las RW eran óptimos, se hizo un estudio en base a elementos finitos en las peores condiciones, las que se fijaron en el cambio de giro a máximas RPM (14.430 rpm) y a máximo torque del motor (30,85 Nm). Los materiales usados fueron aluminio 2017 para el soporte, acero comercial o AISI1010 para el disco y pernos de titanio Ti-6Al-4V para la unión entre ambas. Los resultados del estudio se pueden observar en la **Tabla 2**.

La construcción de las RW se llevó a cabo en el taller mecánico del Departamento de Ingeniería Mecánica y Metalúrgica de la PUC. Las máquinas usadas fueron de tipo CNC, con las que se logró una precisión de $\pm 0,02$ mm, que corresponde al ajuste necesario para el motor, y así reducir las vibraciones.

3.2 Estructura cúbica

Para los cálculos de la estructura del cubo se analizaron los puntos más críticos a través de elementos finitos y en las condiciones más adversas, las cuales estaban dadas por los motores en las mismas condiciones usadas para las RW. El material para esta estructura fue una aleación de aluminio utilizado en la industria aeroespacial (Al 7075-T6) con un espesor de 0,81 mm. Los resultados de los análisis estructurales y de deformación se detallan en la **Tabla 2**.

Una vez validado el diseño y los materiales para la estructura, se realizó el corte con láser en la empresa Metalmecánica Sinsay. En esta se obtuvieron las medidas y holguras necesarias para asegurar el mejor calce posible, lo que también permite evitar vibraciones y malformaciones.

without increasing its weight. For attaining this, an aluminum support was built having a steel ring that was far away from the core as possible. This way an increase of inertia was attained in contrast to a very RW made of a homogeneous material keeping the same final mass, as shown in **Table 1**.

To confirm that materials for the RWs were the optimal, a survey was carried out based on finite elements under the worst conditions, which were fixed in pivoting changes to the maximum angular velocity (14,430 rpm) and the engine's maximum torque (30.85 Nmm). Materials used were 2017 aluminum for the support, commercial Steel or AISI1010 for the disk and titanium bolts Ti-6Al-4V for the join between both. The survey results can be seen in **Table 2**.

The construction of the RWs took place in the Mechanical Workshop of the Department of Mechanical and Metallurgical Engineering at PUC. The machines used were CNC type, whose precision reached ± 0.02 mm, which is the necessary adjustment for the engine to reduce vibrations.

3.2 Cube structure

For the cube structure calculations, the more critical points were analyzed via finite elements, under the most adverse conditions, which were given by the engines under the conditions used for the RWs. The material of this structure was an aluminum alloy used in the aerospace industry (Al 7075-T6) 0.81 mm thick. The structural and deformation analysis results are detailed in **Table 2**.

Once the design and the materials for the structure were validated, the cut with laser was made at the Sinsay Metalworking Company. The measures and the necessary clearance were obtained to ensure the best possible shim which also avoids vibrations and deformations.

Table 1. RW Inertia momentums.

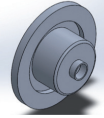
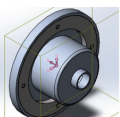
Momentums of principal inertias (gr mm ²)	
Homogeneous mass	
Lxx = 44,873.47	
Lyy = 44,873.47	
Lzz = 80,769.78	
Distributed mass	
Lxx = 46,357.82	
Lyy = 46,357.82	
Lzz = 86,870.06	

Table 2. Results summary of finite elements analysis.

Components	Results		Material's Capacity ¹
	Deformation (mm)	Von-Misses (MPa)	
Reaction Wheel (AISI1010)	8.67×10^{-2}	50.99	28 %
RW Bolts (Ti-6Al-4V) ²	N.A.	208.09	38 %
Structure (AL70705-T6)	4.2×10^{-2}	5.07	0.01 %
External tube (Carbon fiber)	0.24	5.6	0.02 %
External framework (AA2018-T61)	3.9×10^{-2}	20.59	0.07 %

¹Percentages with respect to the limit of material yield.

²Resistance to cutting. Deformation not applicable in this case.

3.3 Estructura externa

Para la estructura externa se diseñó y estudió un sistema de soporte que permitiera el giro en los dos ejes y el acople de todos los elementos externos. Para esto se usaron varios componentes y materiales: desde aluminios y fibra de carbono, inclusive piezas impresas en 3D—algo nuevo en este tipo de aplicaciones—.

Algunos de los estudios antes nombrados se pueden apreciar en las imágenes de la **Figura 5**. En estas es posible distinguir los distintos componentes y las zonas más afectadas (en rojo), de acuerdo a las condiciones de mayor exigencia dadas por los cambios de giro de las RW a máxima potencia y torque

3.3 External structure

For the external structure, a supporting system was studied and designed, which would allow the turning in the two axes and the coupling of all the external elements. Various components and materials were used: from aluminums and carbon fiber, even 3D printed pieces—which constituted an original aspect in these sort of applications—.

Some of the surveys mentioned before can be seen in the images of **Figure 5**. It is possible to distinguish the different components and the most affected zones (in red), according to the more demanding conditions given by turn changes of the RWs at maximum power and torque.

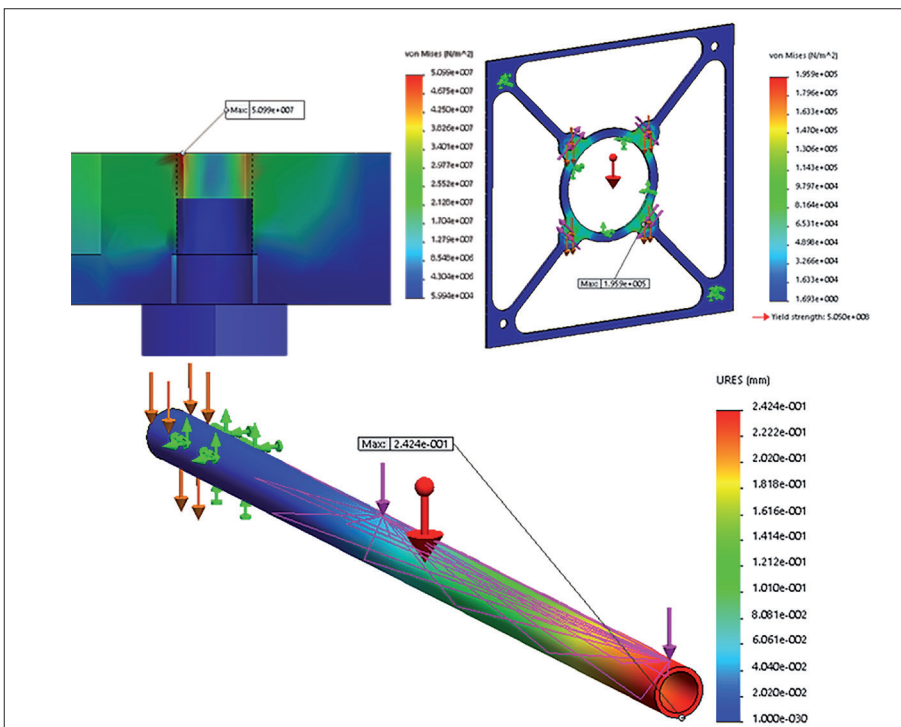


Figura 5. Ejemplos análisis estructurales y de deformación.

Figure 5. Example of structural and deformation analysis.

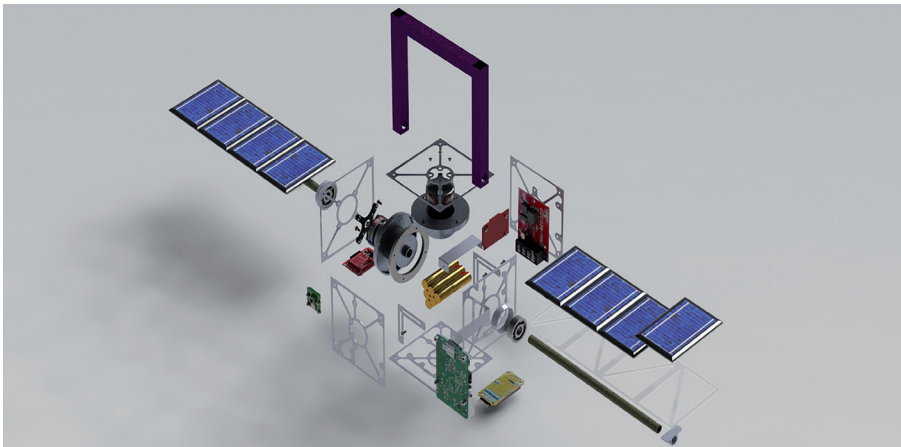


Figura 6. Vista explotada del ensamblaje.

Figure 6. View of assembly by separate components.

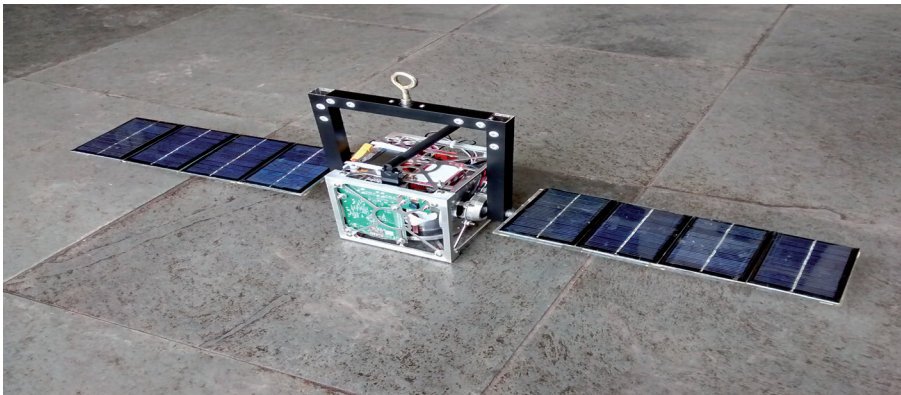


Figura 7. Prototipo construido.

Figure 7. Assembled prototype.

3.4 Pruebas de funcionamiento

Concluida la etapa de fabricación de todas las piezas, se procedió con el ensamblaje del prototipo y con la prueba de sus componentes, como lo muestran la **Figura 6 y 7**. En particular, interesaba evaluar el consumo de los motores para determinar si estos cumplían con la potencia necesaria para hacer girar el prototipo.

Los resultados de la primera prueba se muestran en la **Figura 8**. Esta demostró que los motores tenían su máximo consumo en el cambio de giro, llegando a 27,73 A con un solo motor. Esto supera el máximo de 27 A que puede entregar la batería en forma segura; lo que limita la potencia de los motores a la mitad de su capacidad máxima real. Pruebas posteriores demostraron que el efecto de la RW en la posición Yaw disminuye al aumentar la inclinación de Pitch. Esto se debe a que la RW de Yaw comienza a tomar la posición del tercer grado de libertad Roll, por tanto es necesario estar en posición neutral de Pitch para girar horizontalmente.

A pesar de lo anterior, se comprobó que el dispositivo es capaz de operar sin problemas en los dos ejes y con todos sus sistemas funcionando. Esto demuestra un sobredimensionamiento en los motores usados. Además, el hecho de que el prototipo pudiera operar con menor potencia se debe principalmente a la ubicación de su centro de gravedad (CG), el que se diseñó para que estuviera lo más centrado posible, como se ve en la **Figura 9**.

3.4 Running Tests

Once the construction of all parts was concluded, the tests of the components and the assembly of the prototype were carried out, as shown in **Figures 6 and 7**, respectively. In particular, the interest was to evaluate the engines consumption in order to determine whether they reached the power necessary to make the prototype turn.

The results of the first stage are shown in **Figure 8**. It was proven that the engines reached top consumption when they changed turning, reaching up to 27.73 A with just one engine. It surpasses top 27 A being provided by the battery in a safe way, which limits the engines' power to half their maximum real capacity. Former tests proved that RW effect at Yaw position decreases when increasing pitching, due to the fact that the Yaw's RW starts taking the position of the third degree freedom of Roll, so it is necessary to stand in neutral Pitch position for turning horizontally.

Despite of the preceding situation, it was proved that the device is sable to operate without any problem in the two axles with all the systems running. This demonstrates an oversizing in the engines used. Besides that, the fact that the prototype could run with a lower potency is mainly due to the location of its center of gravity (CG) which was designed in such a way to be as much centered as possible, as shown in **Figure 9**.

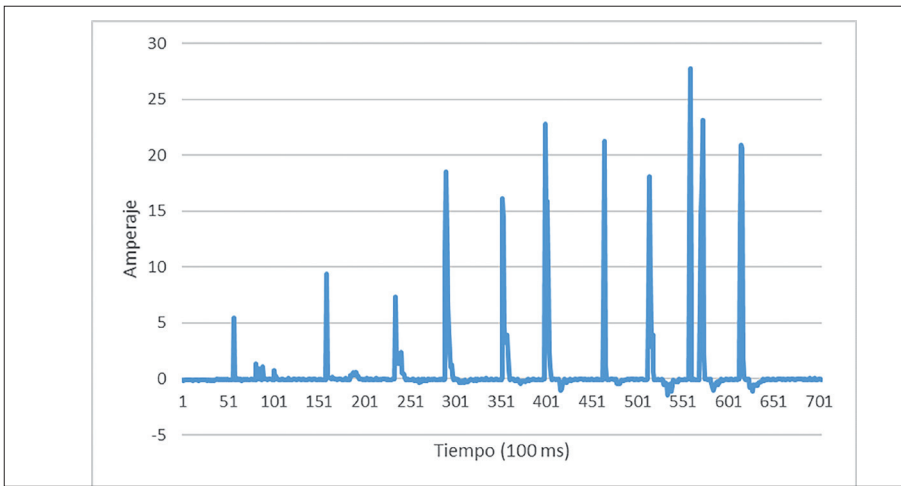


Figura 8. Resultados del consumo de 1 motor.

Figure 8. Consumption results of one engine.

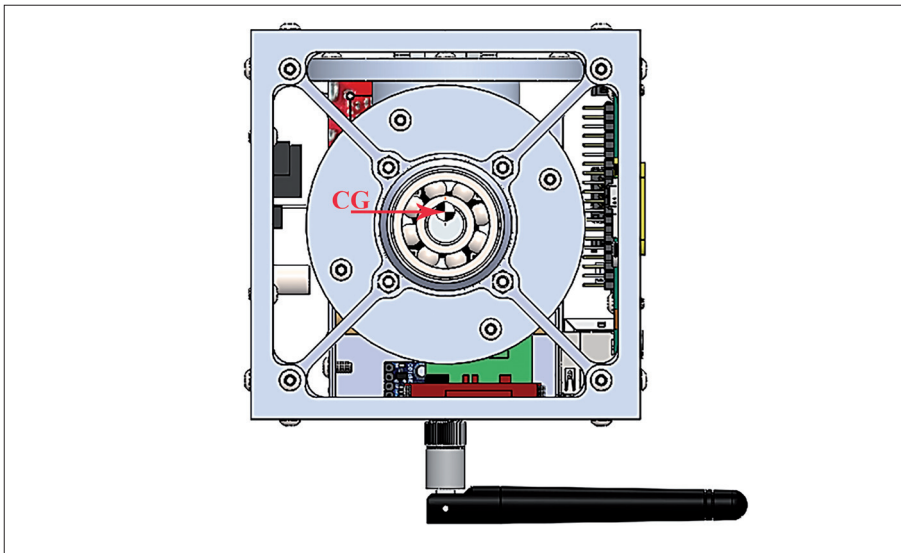


Figura 9. Posición del centro de gravedad.

Figure 9. Center of gravity position.

4. CONCLUSIONES

Al analizar los resultados obtenidos con el prototipo construido y compararlos con el diseño teórico inicial del proyecto, se determinó que el diseño es válido. Este diseño permitió la construcción de un dispositivo de características y operación similares a las usadas en un CUBESAT, e incluso cumplió con la normativa de peso y dimensiones del programa, ya que el prototipo no sobrepasó los 1,27 kg y midió no más de 10 cm de arista (sin considerar la estructura externa y los paneles solares).

En términos de costos, el prototipo no superó los \$370.000 pesos, lo que significa una reducción que no supera el 0,2% comparado con un proyecto de CUBESAT espacial. Aunque sus capacidades de operación no son las mismas (este prototipo no está pensado para operar en el espacio aún), no es necesario una gran inversión millonaria para poder evaluar los sistemas de operación usados en los satélites reales.

En conjunto con lo anterior, se encontraron varios puntos que se pueden mejorar y que permitirían tener un prototipo

4. CONCLUSIONS

When analyzing the results on the prototype built and when comparing them with the theoretical initial design, it could be determined that the design is valid. This design made the construction of a device possible of similar features and operation to those that were used in a CUBESAT. Even more, it met the standards as to weight and dimensions of the program, because the prototype did not exceed 1.27 kg and each side measured no more than 10 cm (without including the external structure and the solar panels).

Regarding to costs, the prototype did not exceed Ch\$370,000, which implies a reduction of no more than 0.2% when compared with a CUBESAT space Project. Although performance capacities are not the same (this prototype is not intended to fly in space yet), it is not necessary a millionaire investment to evaluate the operation systems used in real satellites.

In line with the aforementioned, various items can be improved to having a more efficient prototype and better

más eficiente y de mejores características. Entre ellos se pueden mencionar:

1. Motores y ESC sobredimensionados: una selección más eficiente de motores y controladores permitirían bajar el consumo y aumentar el espacio disponible en el interior.
2. Uso de una tercera Reaction Wheel: permitiría al dispositivo operar en todos los grados de libertad y no perder el efecto de giro en Yaw al cambiar el ángulo de Pitch.
3. Involucrar distintas áreas de la ingeniería: considerar a áreas especializadas en telecomunicaciones, electrónica y programación permitirían un desarrollo más eficiente y en menor tiempo.
4. Contar con instalaciones y herramientas adecuadas: posibilitaría una fabricación de mayor calidad que reduzca vibraciones y efectos adversos no considerados en el diseño.
5. Fortalecimiento en telecomunicaciones para operar en alturas superiores: el dispositivo cumple con las expectativas de un primer prototipo funcional, pues es capaz de operar en altura y a distancias de hasta 50 metros comprobados (grúa edificio Anacleto Angelini). Sin embargo, el perfeccionamiento en las telecomunicaciones aseguraría superar las alturas en las que se ha trabajado.

A pesar de lo anterior, el resultado del proyecto fue exitoso ya que se logró obtener un dispositivo operable a distancia, inalámbrico, capaz de transmitir video y datos de telemetría, y que emula la tecnología usada en satélites reales. Lo logrado con este prototipo permite tener una base para una segunda iteración que consiga solucionar los problemas detallados en las conclusiones y avanzar hacia un dispositivo que actúe en un primer lanzamiento en condiciones controladas (globos meteorológicos). De este modo, se estaría más cerca de la realización del objetivo final: un prototipo satelital operable en la estratósfera y, finalmente, en el espacio.

Por lo tanto, en este trabajo se demostró principalmente que el diseño evaluado es factible y que el proyecto final es viable en términos de conocimientos y tecnología disponible; así, solo es necesario contar con un equipo e instituciones dispuestas a trabajar y continuar con los avances logrados hasta la fecha.

AGRADECIMIENTOS

Esta investigación no habría sido posible sin el apoyo de las siguientes personas e instituciones:

- Empresa Metalmecánica Sinsay, particularmente su área de corte láser por su apoyo en los cortes de la estructura del dispositivo

features. We can mention among them:

1. Oversized engines and ESC: by counting on more efficient engines and controllers, consumption could diminish and inner available space could be increased.
2. Utilization of a third Reaction Wheel: it would allow the operation of all degrees of freedom and would prevent losing Yaw turn when changing Pitch angle.
3. Involving different engineering departments: by including areas specialized in telecommunications, electronics and programming could end up in a more efficient development in less time.
4. Counting on suitable facilities and tools: a better-quality construction would be possible that be able to reduce vibrations and adverse effects that were not taken into account in the design.
5. Telecommunications strengthening to fly at higher altitudes: the device meets the expectations for a first functional prototype, because it is able to fly high at a distance of 50 meters proved (the crane at Anacleto Angelini's building). However, if telecommunications are improved, the prototype would reach even higher altitudes.

Nevertheless, the results of this project were successful because a wireless remote-controlled device that was able to transmit videos and telemetry data by emulating the technology of real satellites was built. The results we obtained with this prototype state a basis for a second iteration for solving the problems mentioned in the conclusions and also for finally having a device able to fly at the first launching under controlled conditions (weather balloons). This way, we would be closer to attain the final aim: an operable satellite prototype in the atmosphere and, finally, in space.

Therefore, this work mainly demonstrated that the assessed design is feasible and the final project is viable in terms of knowledge and available technology; thus, it is only necessary to count on equipment and institutions willing to work and go on with the progress attained up to now.

ACKNOWLEDGEMENTS

This research could not have been possible without the assistance of the following individuals and institutions:

- Sinsay Metalworking Company, especially its laser cutting department for its support to cut the device's structure.

- Luis Valdés, Marcelo Gutiérrez, Roberto Salgado e Ignacio Lagos, quienes contribuyeron con la manufactura de gran parte de los componentes en el taller mecánico de la Escuela de Ingeniería de la UC.
- Claudio Fernández por su apoyo y contribución en el área programática del prototipo.

- Luis Valdés, Marcelo Gutiérrez, Roberto Salgado and Ignacio Lagos, who provided the construction of most of the components at the mechanical workshop of the Engineering School of the UC.
- Claudio Fernández for his assistance and contribution for the prototype programming.

GLOSARIO

CUBESAT: estandarización de nano satélites modulares de una arista de 10 centímetros y un peso inferior a 1,33 kg. Fue creada en 1999 por los académicos Jordi Puig-Suari de la Universidad Politécnica de California (Cal Poly) y Bob Twiggs del laboratorio de Desarrollo de Sistemas Espaciales de la Universidad de Stanford, con el fin de reducir costos en tiempo y desarrollo en proyectos de satélites pequeños.

REACTION WHEEL: método de control de orientación de un satélite que consiste en volantes de inercia que se mueven a voluntad de un controlador, según la dirección deseada. Operan bajo el principio físico de conservación de momento angular.

RASPBERRY PI: computador miniaturizado de bajo costo fabricado en Reino Unido (UK). Permite la ejecución de múltiples proyectos en varios lenguajes de programación, con el objetivo de incentivar la enseñanza y desarrollo en áreas computacionales.

BLDC (Brushless DC electric motor): motor eléctrico sin escobillas que funciona alternando corriente continua, acto que, al magnetizar los polos, permite un giro ininterrumpido.

ESC (Electronic Speed Controller): controlador electrónico de velocidad, necesario para generar variaciones en las RPM del motor.

PID (Control Proporcional, Integral y Derivativo): sistema de control que está constantemente minimizando el error en el tiempo con respecto a un valor dado. En este caso, la diferencia de orientación del dispositivo con la deseada por el usuario.

MPPT (Maximum Power Point Tracker): dispositivo que maximiza la potencia entregada por una fuente de energía y regula la carga de una batería. En este caso, la fuente de energía viene dada por los paneles solares.

CNC (Control Numérico por Computador): sistema de herramientas automatizado que trabaja por valores numéricos (coordenadas), logrando así una precisión de milésimas de milímetros.

GLOSSARY

CUBESAT: modular nanosatellites standardization with a 10-cm-arista and a weight lower than 1.33 kg. Created in 1999 by Jordi Puig-Suari, scholar at the Polytechnic University of California (Cal Poly) and Bob Twiggs at the laboratory of Space Systems Development of Stanford University, to reduce time and development costs of small satellite projects.

REACTION WHEEL: attitude control system of a satellite, consisting of inertia steering wheels moving under a controller command according to the desired direction. They operate according to the physical principle of angular momentum conservation.

RASPBERRY PI: low-cost miniaturized computer in the United Kingdom (UK). It allows the execution of multiple projects in various programming languages in order to foster teaching and development of computing fields.

BLDC (Brushless DC electric engine): electric motor with no brushes which performs by alternating direct current, which at the time the poles are magnetized, an uninterrupted turn is attained.

ESC (Electronic Speed Controller): electronic speed controller required to create variations in the engine's rpm.

PID (Proportional-Integral-Derivative controller): system that is permanently minimizing the error in time with respect to a given value. In this case, the device attitude difference and the one the user wants.

MPPT (Maximum Power Point Tracker): device that maximizes the power provided by an energy source and regulates a battery charge. In this case the energy source is given by the solar panels.

CNC (Numerical Control Computer): automated system of tools working on numerical values (coordinates) that achieves an accuracy of thousandths of millimeters.

PRINCIPIO CIENTÍFICO

El principio del movimiento del Prototipo es el mismo usado por los satélites reales a través de Reaction Wheels. Estas operan bajo los principios de dos leyes básicas:

1. Inercia rotacional, la cual puede entenderse como la resistencia de un objeto al cambio de su estado de movimiento rotacional. Su cálculo se basa en la siguiente fórmula.

$$I = \int_m r^2 dm$$

En la que r sería la distancia al eje rotacional y m la masa del cuerpo.

2. Conservación del momento angular, permite a un cuerpo girar en el sentido contrario al giro de las RW en ausencia de una fuerza externa, si está alineado con el mismo eje. Este efecto se puede comprender en la **Figura 10**.

En la que corresponde al momento angular total del cuerpo, corresponde al momento angular de la nave y corresponde al momento angular de la RW.

SCIENTIFIC PRINCIPLE

The principle of the device movement is the same one used by real satellites, through reaction Wheels running under the principles of two main basic laws:

1. Rotational inertia, which can be understood as the resistance of an object to change its status of rotational movement. The calculation is based on the following formula:

where r is the distance to the rotational axle and m is the body's mass.

2. Angular momentum conservation that allows a body to turn clockwise the turn of the RW in absence of an external force if aligned to the same axle. This effect can be understood by looking at **Figure 10**:

where \vec{H}_{TOT} stands for the whole angular momentum of the body, $\vec{H}_{S/C}$ stands for the angular momentum of the ship and \vec{H}_{RW} stands for the angular momentum of the RW.

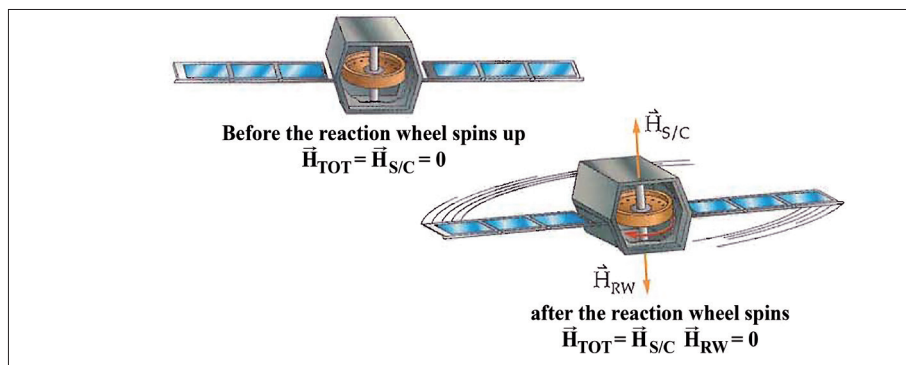


Figura 10. Principio de operación Reaction Wheels.

Figure 10. Reaction Wheels' operation principle.

REFERENCES

1. CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY. "CubeSat Design Specification Rev 13". *CubeSat* [on line] March 20, 2016 [ref. dated February 20, 2014]. Available at: <<http://www.cubesat.org>>.
2. INNOVACION.CL. "The story of SUCHAI, the first satellite built in the country". *Innovacion* [on line] March 23, 2016. Available at: <www.innovacion.cl>.

EQUIPO DE INVESTIGADORES / RESEARCH TEAM



Cristián
Vial



Cristián
Chávez



Diego
Celentano