

Diseño y construcción de un banco de pruebas de bajo costo para drones

Alejandro Jiménez Flores^A, Luis Arturo Reyes Osorio^A,
María Eugenia Juárez Huitrón^A, Edmundo Javier Ollervides Vázquez^{A,B},
Octavio García Salazar^A

^A Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica,
Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, San Nicolás de los Garza, NL, México

^B TecNM/Instituto Tecnológico de La Laguna, Torreón 27000, Coahuila, México
alejandro.jimenezf@uanl.edu.mx, luis.reyessr@uanl.edu.mx, mjuarezho@uanl.edu.mx,
ejollervidesv@lalaguna.tecnm.mx, Autor de correspondencia: octavio.garciasl@uanl.edu.mx.

RESUMEN

Este trabajo presenta el diseño, fabricación y validación de un banco de pruebas de bajo costo para la medición de fuerzas y momentos en los seis grados de libertad (6 DoF) de un vehículo aéreo no tripulado (UAV). El sistema integra un arreglo de celdas de carga configuradas estratégicamente y un modelo matemático que relaciona las señales medidas con las cargas aplicadas respecto al centro de gravedad del vehículo. El diseño estructural se desarrolló mediante CAD y se evaluó mediante análisis numérico, considerando componentes fabricados en PLA y aleación de aluminio 6061. Los resultados experimentales muestran buena concordancia con sensores comerciales, demostrando la viabilidad de una solución precisa y económica para investigación en UAVs.

PALABRAS CLAVE

Banco de pruebas experimental, vehículos aéreos no tripulados, medición de fuerzas y momentos, instrumentación con celdas de carga, diseño y fabricación de bajo costo.

ABSTRACT

This work presents the design, fabrication, and validation of a low-cost testing bench for measuring forces and moments in all six degrees of freedom (6 DoF) acting on an unmanned aerial vehicle (UAV). The system integrates a strategically arranged set of load cells and a mathematical model that relates sensor signals to the applied loads with respect to the UAV center of gravity. The structural design was developed using CAD and evaluated through numerical analysis, considering components manufactured from polylactic acid (PLA) and aluminum alloy 6061. Experimental results show good agreement with commercial reference sensors, demonstrating the feasibility of an accurate and cost-effective solution for UAV experimental research.

KEYWORDS

Experimental testing bench, unmanned aerial vehicles, force and moment measurement, load cell instrumentation, low-cost design.

INTRODUCCIÓN

Durante los últimos años, los vehículos aéreos no tripulados (UAV, por sus siglas en inglés) han sido objeto de investigación y desarrollo por parte de numerosos científicos e ingenieros en todo el mundo, debido a su amplia gama de aplicaciones en diversos campos. Un cuadricóptero es un tipo de UAV que cuenta idealmente con cuatro rotores provistos de hélices, ubicados en los vértices de un cuadrado, los cuales al girar generan una fuerza de empuje en dirección perpendicular al plano de los rotores, véase la figura 1.

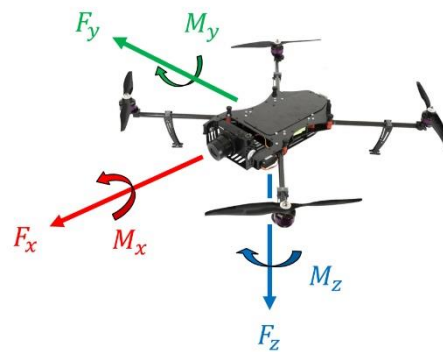


Fig. 1. Características de cuadricóptero y sus fuerzas de empuje.

Los cuadricópteros son vehículos aéreos no tripulados con alta maniobrabilidad y capacidad de despegue y aterrizaje vertical, por lo que resultan adecuados para aplicaciones como vigilancia aérea, fotografía, y misiones de búsqueda y rescate, entre otras.¹ En Hoffmann et al.² los autores diseñaron una plataforma experimental de múltiples vehículos tipo cuadricóptero para facilitar la evaluación de algoritmos de control multi-vehículo. En Roldão et al.³ se llevaron a cabo simulaciones y pruebas experimentales en cuadricópteros para la generación de trayectorias en formación. Por otra parte, en Allen et al.⁴ se presenta un cuadricóptero con aplicación en evitación de colisiones mediante un marco de planificación dinámica en tiempo real. En Elmokadem⁵ se contempla el uso de múltiples UAVs tipo cuadricóptero para la agricultura de precisión, implementando una estrategia de control distribuido.

La posibilidad de medir todas las fuerzas y los momentos que actúan sobre un vehículo fue reconocida hace cinco décadas⁶ y, en la actualidad, tiene una importancia práctica en numerosos campos de la ingeniería, tales como la aeroespacial, el control, la robótica, la biomecánica y la automotriz, entre otros,⁷⁻¹⁰ sin limitarse incluso a entornos clínicos.¹¹

Los autores en Tlatelapa-Orsorio et al.¹² demostraron la aplicación de fuerzas y momentos en el desarrollo de un controlador para un cuadricóptero; en Papachristos et al.¹³ se enfocaron únicamente en fuerzas utilizando un rotor tipo *Tri-Tilt*; y en Strachan et al.¹⁴ se consideraron fuerzas y momentos en un modelo genérico de vehículo.

El dispositivo capaz de medir la magnitud y dirección de las fuerzas y los momentos que actúan sobre un vehículo suele denominarse sensor de fuerzas y momentos de seis ejes, lo que significa que puede medir las componentes de fuerza y momento en los ejes x , y y z (F_x , F_y , F_z , M_x , M_y y M_z , respectivamente).⁸ No obstante, existe una gran variedad de estos sensores dependiendo de su aplicación. Por ejemplo, en Deshpande et al.¹⁵ se propone el desarrollo y calibración de un sensor de fuerza de tres ejes, ya que, de acuerdo con su estudio, los datos de momentos no siempre son requeridos.

Por otra parte, en Yuan et al.¹⁶ se llevó a cabo la aplicación de un sensor de fuerzas y momentos en el pie de un robot humanoide, donde el conocimiento de las magnitudes en los seis grados de libertad (DoF, por sus siglas en inglés) resulta esencial para el desempeño del vehículo, específicamente para caminar de manera segura. De forma similar, en Park et al.¹⁷ se presenta una investigación sobre un vehículo robótico submarino de seis patas, en la cual este tipo de sensores desempeña un papel fundamental para la medición de las fuerzas y los momentos hidrodinámicos que actúan sobre el robot bajo condiciones de operación específicas y complejas, en este caso, en un entorno submarino.

Aunque existen investigaciones innovadoras recientes sobre sensores, como los sensores de fuerzas y momentos con lubricación por aire¹⁸ y los sensores basados en rejillas de Bragg en fibra óptica,¹⁹ uno de los tipos de sensores de fuerzas y momentos más comúnmente utilizados en la actualidad es aquellos basados en galgas extensométricas piezorresistivas.⁹

A pesar de que los sensores de fuerzas y momentos tienen una amplia gama de aplicaciones en robótica, su uso en el campo aeronáutico es limitado y, en consecuencia, su costo suele ser elevado, lo que dificulta su adquisición por parte de muchas instituciones de investigación. Por ejemplo, los autores en Yu et al.²⁰ desarrollaron un banco de pruebas de fuerzas y momentos de seis grados de libertad para cuadricópteros; sin embargo, el proceso y la complejidad de dicho desarrollo lo hacen poco adecuado cuando se busca simplicidad y manufactura de bajo costo.

En este contexto, el presente trabajo propone el diseño, fabricación y validación de un banco de pruebas de bajo costo para la medición de fuerzas y momentos en los seis grados de libertad aplicados a vehículos aéreos no tripulados, particularmente cuadricópteros. El principal aporte de esta investigación radica en el desarrollo de una solución experimental accesible que integra modelado matemático, diseño asistido por computadora y análisis numérico para garantizar precisión, rigidez estructural y confiabilidad en la medición, sin recurrir a sensores comerciales de alto costo. A diferencia de plataformas existentes, el sistema propuesto prioriza la simplicidad constructiva, la selección eficiente de materiales y la facilidad de manufactura, lo que lo convierte en una herramienta viable para instituciones académicas y centros de investigación con recursos limitados, contribuyendo así al avance de la investigación experimental en UAVs.

MÉTODO

El objetivo del banco de pruebas es medir de manera experimental las fuerzas y los momentos generados por un vehículo aéreo no tripulado durante su operación. Para ello, se definieron como variables de interés las componentes de fuerza F_x, F_y, F_z y de momento M_x, M_y, M_z , correspondientes a los seis grados de libertad (6 DoF). Los rangos de carga fueron establecidos considerando UAVs de pequeña y mediana escala, típicamente utilizados en investigación académica, así como las limitaciones estructurales y de seguridad del sistema. Adicionalmente, se establecieron restricciones de diseño relacionadas con el costo total del sistema, la facilidad de manufactura y la precisión mínima requerida para la validación experimental, con el propósito de desarrollar una solución accesible para instituciones con recursos limitados.

Diseño conceptual del banco de pruebas

El diseño conceptual del banco de pruebas se basa en la medición indirecta de fuerzas y momentos mediante la deformación controlada de celdas de carga. El sistema fue concebido como una estructura rígida que soporta al UAV y transmite las cargas generadas hacia un conjunto de sensores dispuestos estratégicamente, ver figura 2.

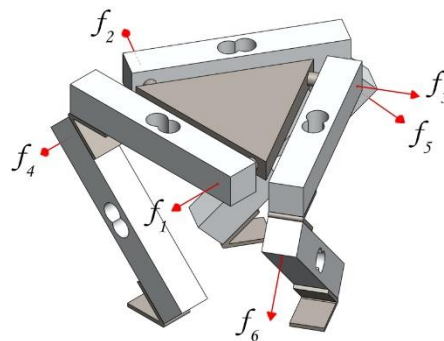


Fig. 2. Diseño conceptual del banco de pruebas de bajo costo.

El diseño final del banco de pruebas considera cuatro piezas rígidas diferentes, las cuales fijan las celdas de carga en su posición correcta y se conectan al tubo que sostiene al dron. La figura 3 ilustra con mayor detalle las piezas de fijación, así como la disposición correcta de las celdas de carga. El

modelo del banco de pruebas fue creado utilizando el software de diseño asistido por computadora (CAD) SolidWorks.

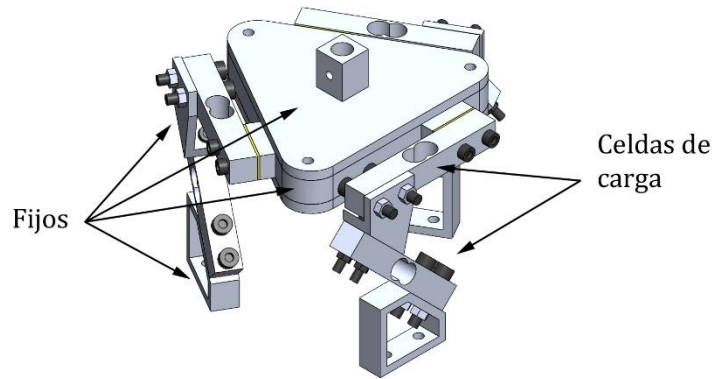


Fig. 3. Diseño final de banco de pruebas de bajo costo.

Modelado matemático de fuerzas y momentos

Se desarrolló un modelo matemático que relaciona las señales de salida de las celdas de carga con las fuerzas y momentos aplicados sobre el UAV. El modelo se formuló con respecto a un sistema de referencia fijo y al centro de gravedad del vehículo. Las fuerzas medidas por cada celda de carga se combinan mediante un sistema de ecuaciones lineales para obtener las componentes globales de fuerza y momento. Esta formulación permite expresar el problema en forma matricial, facilitando su implementación computacional y su uso en procesos de calibración. El modelo constituye la base para la conversión de señales eléctricas en magnitudes físicas, así como para el análisis posterior de los resultados experimentales.

El enfoque considera el banco de pruebas como una viga en voladizo (véase la figura 4), en la cual, de manera simplificada, la fuerza desconocida F aplicada en el punto $\{B\}$ se determina mediante el equilibrio de momentos con respecto al punto $\{T\}$, teniendo en cuenta las fuerzas de reacción R_n generadas y medidas por cada celda de carga.

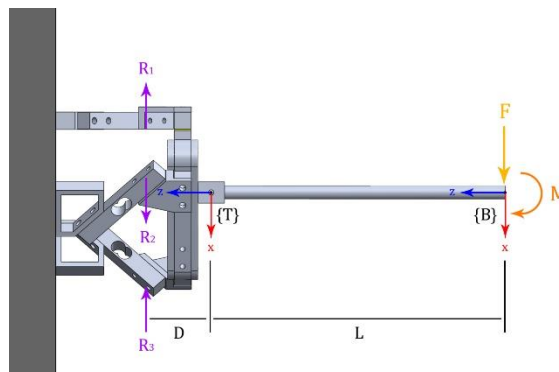


Fig. 4. Representación de banco de pruebas como viga en voladizo.

Dado que el banco de pruebas se considera totalmente rígido, cuando se aplican cargas, la suma de momentos es igual a cero en cualquier punto. De este modo, y considerando las distancias D y L , las fuerzas aplicadas en $\{B\}$ pueden obtenerse correctamente, como se expresa en la Ecuación 1, donde se tiene una sola ecuación con una variable desconocida (F), lo que conduce a una solución única.

$$F \cdot L = (R_1 - R_2 + R_3) \cdot D \quad (1)$$

El enfoque descrito permite calcular las tres componentes de fuerza (F_x , F_y y F_z) aplicadas en el punto {B}.

El alcance del banco de pruebas se limita a calcular únicamente las variables de fuerza en el punto {B}. Dado que la celda de carga se utiliza para detectar una fuerza aplicada de manera perpendicular a su eje longitudinal, los datos que proporciona corresponden a la fuerza perpendicular que experimenta la celda de carga, la cual no siempre coincide con la fuerza que realmente se está aplicando, ya que esta depende de la dirección en la que se ejerce la fuerza.

Selección de materiales

La selección de materiales se realizó considerando propiedades mecánicas, disponibilidad comercial, costo y facilidad de manufactura. Se eligió ácido poliláctico (PLA) para componentes fabricados mediante impresión 3D, debido a su bajo costo, buena rigidez específica y facilidad de procesamiento. Asimismo, se seleccionó la aleación de aluminio 6061 para componentes estructurales sometidos a mayores cargas, debido a su alta resistencia mecánica, buena relación peso–rigidez y excelente maquinabilidad, ver tabla I. La comparación entre ambos materiales permitió evaluar el impacto del material en la rigidez del sistema y en la precisión de las mediciones.

Tabla I. Propiedades mecánicas del Al-6061 y del PLA

Propiedad	Al-6061	PLA
Densidad [kg/m ³]	2770	1252
Módulo de elasticidad (E) [GPa]	68.9	1.9482
Resistencia última a la tensión (UTS) [MPa]	310	41.388

Análisis numérico

Con el fin de evaluar la respuesta estructural del banco de pruebas y anticipar su capacidad para proporcionar mediciones precisas, se desarrolló un modelo numérico basado en el método de los elementos finitos (FEM). Como parte de la configuración de los parámetros de las simulaciones FEM, las condiciones de frontera se definieron de acuerdo con el principio de funcionamiento del banco de pruebas, ver figura 5.

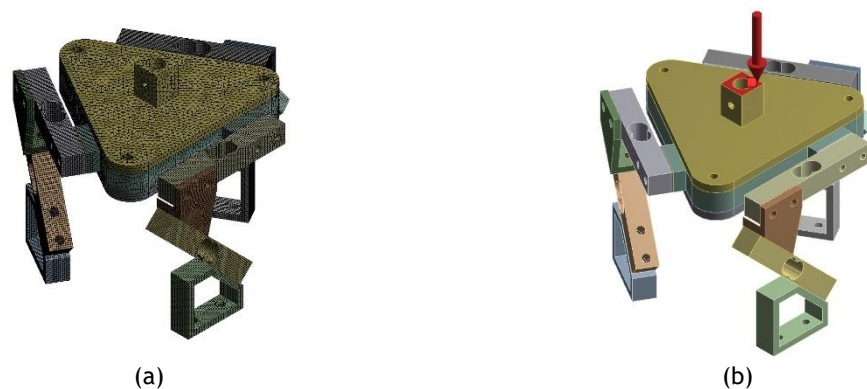


Fig. 5. (a) Discretizado y (b) condiciones de frontera del banco de pruebas de bajo costo.

La magnitud de la carga aplicada se varió en un rango de 1.9 kPa a 52.9 kPa, lo que equivale a fuerzas comprendidas entre 35.7 gf y 957.5 gf.

Si bien durante la experimentación las cargas se consideran directamente como fuerzas, para las simulaciones FEM estas fueron convertidas a presiones con el objetivo de garantizar la uniformidad y consistencia de los resultados numéricos. Las cargas empleadas corresponden a fuerzas conocidas

(pesos calibrados), seleccionadas específicamente para el proceso de calibración del banco de pruebas.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Las figuras 6(a) y 6(b) muestran los resultados del análisis estructural estático del banco de pruebas para las configuraciones fabricadas en Al 6061 y PLA.

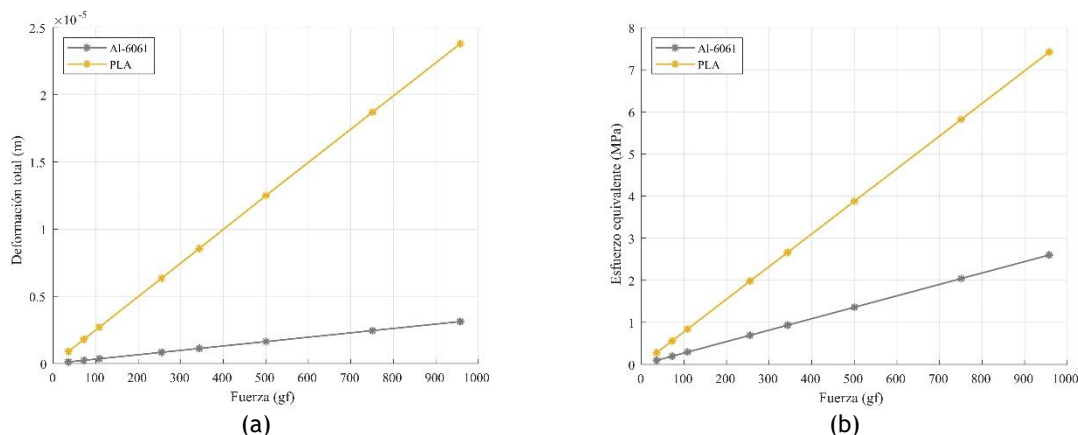


Fig. 6. Resultados de simulación numérica (a) deformación total vs fuerza y (b) esfuerzo equivalente vs fuerza.

Los campos de esfuerzos equivalentes evidencian una distribución similar, concentrándose las máximas solicitaciones en las zonas de unión y fijación de las celdas de carga, así como en las regiones donde se produce la transferencia directa de carga hacia la estructura. Esta localización de máximos concuerda con el principio de funcionamiento del banco de pruebas, donde dichas regiones actúan como puntos críticos de transmisión de fuerzas.

A pesar de la similitud en la distribución espacial de esfuerzos, se observa una diferencia significativa en la magnitud de las deformaciones y esfuerzos entre ambos materiales, atribuida principalmente a la diferencia en sus módulos de elasticidad. En particular, la estructura fabricada en PLA presenta mayores deformaciones globales, mientras que la configuración en aluminio 6061 exhibe un comportamiento estructural más rígido.

La figura 6(a) presenta la deformación total máxima en función de la fuerza aplicada. Se observa una relación aproximadamente lineal entre la carga aplicada y la deformación para ambos materiales, lo cual es consistente con un comportamiento elástico lineal dentro del rango de cargas analizado. No obstante, el banco de pruebas fabricado en PLA muestra deformaciones considerablemente mayores en comparación con el aluminio 6061, alcanzando valores del orden de 10^{-5} m para cargas cercanas a 1000 gf. En contraste, la configuración en aluminio 6061 presenta deformaciones notablemente menores, lo que confirma su mayor rigidez estructural.

La figura 6(b) muestra la tensión equivalente máxima global para ambos materiales. Nuevamente, se aprecia una tendencia lineal con respecto a la carga aplicada. El PLA presenta valores de esfuerzo superiores a los del aluminio 6061 para un mismo nivel de carga, lo cual se explica por su menor módulo elástico. Sin embargo, en ambos casos los esfuerzos máximos permanecen muy por debajo de la resistencia última a la tensión de cada material, garantizando que el banco de pruebas opere dentro de un régimen seguro y sin riesgo de falla estructural.

Por su parte, la figura 7 muestra el esfuerzo local, evaluado específicamente en las regiones críticas cercanas a las celdas de carga. En este caso, la diferencia entre ambos materiales es menos pronunciada que en el análisis global, lo que indica que, aunque el PLA presenta mayores deformaciones, las concentraciones locales de esfuerzo son comparables entre ambas configuraciones.

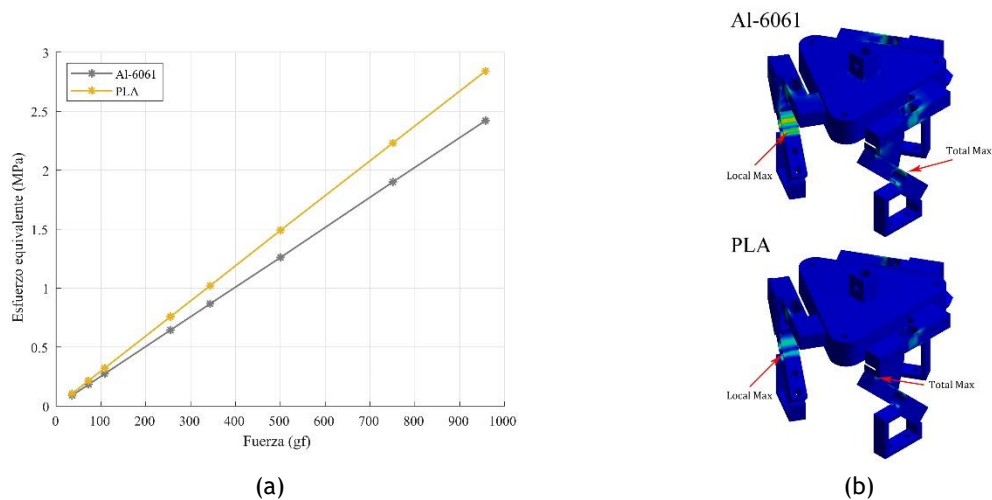


Fig. 7. Max esfuerzo local en banco de pruebas de bajo costo (a) magnitudes y (b) ubicación.

Este resultado es particularmente relevante, ya que sugiere que el uso de PLA no compromete la integridad local de los puntos de medición, siempre que el sistema opere dentro del rango de cargas considerado.

En conjunto, los resultados numéricos demuestran que ambas configuraciones estructurales son capaces de soportar las cargas de operación sin alcanzar niveles críticos de esfuerzo. No obstante, la elección del material tiene un impacto directo en la rigidez global del banco de pruebas y, por ende, en la precisión de las mediciones. Mientras que el Al 6061 ofrece una mayor rigidez y menores deformaciones, el PLA representa una alternativa viable de bajo costo, con deformaciones controladas y esfuerzos admisibles, adecuada para aplicaciones académicas y de investigación donde se prioriza la accesibilidad económica sin sacrificar la confiabilidad de los datos experimentales.

El banco de pruebas de bajo costo para drones fue fabricado en dos configuraciones distintas, con el objetivo de evaluar el desempeño estructural y funcional de diferentes materiales. Una configuración fue manufacturada en aleación de Al 6061 mediante procesos de mecanizado convencional, mientras que la segunda fue fabricada en PLA utilizando técnicas de manufactura aditiva.

Previamente a la fabricación de las piezas estructurales, se realizó la integración y verificación del sistema electrónico. Las celdas de carga, los convertidores analógico-digital ADS1256 y el microcontrolador Arduino UNO fueron conectados y soldados sobre una tarjeta de circuito impreso (PCB), diseñada específicamente para este propósito. Posteriormente, se fabricó una carcasa para la electrónica mediante impresión 3D, con el fin de proteger y organizar los componentes electrónicos. Adicionalmente, se imprimieron cajas auxiliares para resguardar el cableado que conecta las celdas de carga con los módulos de adquisición.

En el caso del banco de pruebas de Al 6061, las piezas de fijación fueron mecanizadas a partir de bloques sólidos y ensambladas junto con las celdas de carga utilizando tornillería estándar. De manera similar, el banco de pruebas fabricado en PLA fue ensamblado a partir de piezas impresas en 3D, empleando el mismo sistema de fijación. Ambas configuraciones permitieron obtener un ensamblaje funcional y comparable, facilitando el análisis del efecto del material en la rigidez estructural y la precisión de las mediciones.

Fabricación de banco de pruebas

El banco de pruebas de bajo costo para drones fue fabricado en dos configuraciones distintas, con el objetivo de evaluar el desempeño estructural y funcional de diferentes materiales. Una configuración fue manufacturada en aleación de Al 6061 mediante procesos de mecanizado

convencional, mientras que la segunda fue fabricada en PLA utilizando técnicas de manufactura aditiva, ver figura 8.

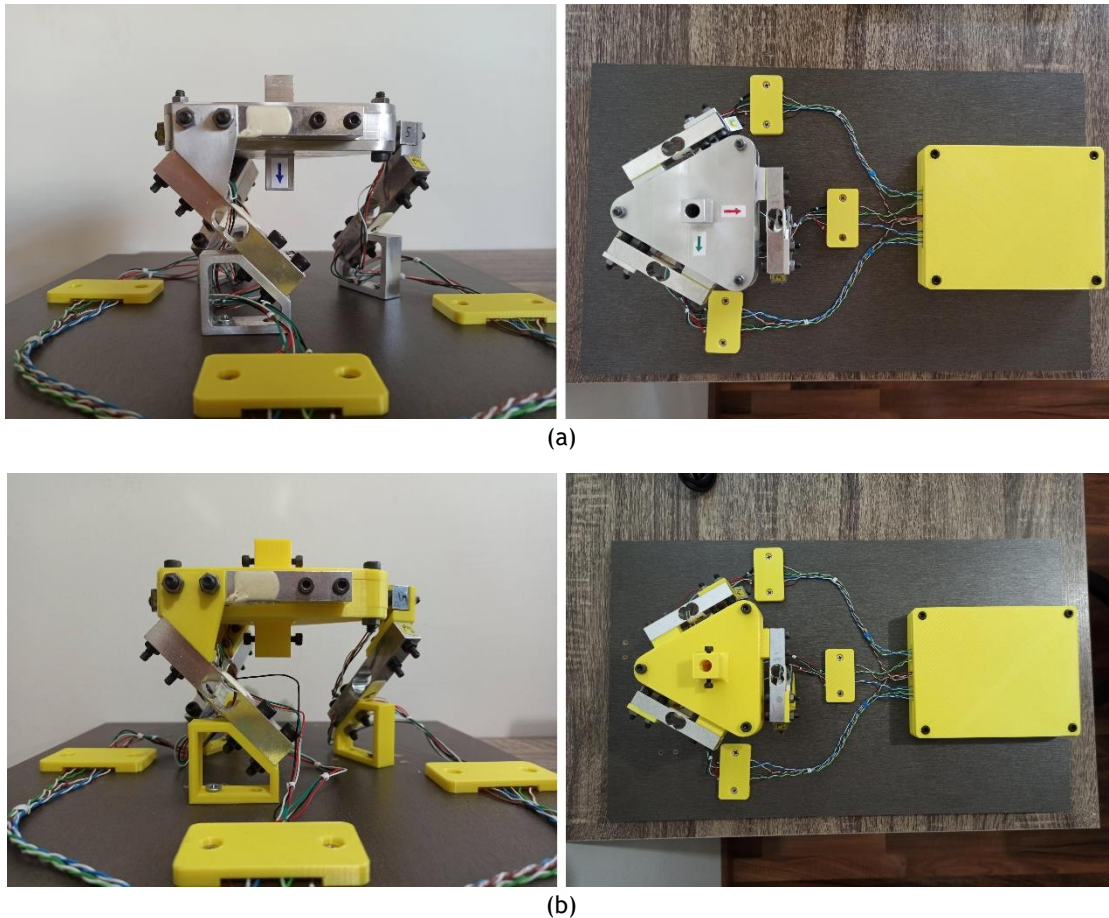


Fig. 8. Fabricación de banco de pruebas de bajo costo (a) Al-6061 y (b) PLA.

Previamente a la fabricación de las piezas estructurales, se realizó la integración y verificación del sistema electrónico. Las celdas de carga, los convertidores analógico-digital ADS1256 y el microcontrolador Arduino UNO fueron conectados y soldados sobre una tarjeta de circuito impreso (PCB), diseñada específicamente para este propósito. Posteriormente, se fabricó una carcasa para la electrónica mediante impresión 3D, con el fin de proteger y organizar los componentes electrónicos. Adicionalmente, se imprimieron cajas auxiliares para resguardar el cableado que conecta las celdas de carga con los módulos de adquisición.

En el caso del banco de pruebas de Al 6061, las piezas de fijación fueron mecanizadas a partir de bloques sólidos y ensambladas junto con las celdas de carga utilizando tornillería estándar. De manera similar, el banco de pruebas fabricado en PLA fue ensamblado a partir de piezas impresas en 3D, empleando el mismo sistema de fijación. Ambas configuraciones permitieron obtener un ensamblaje funcional y comparable, facilitando el análisis del efecto del material en la rigidez estructural y la precisión de las mediciones.

CONCLUSIÓN

En este trabajo se diseñó, fabricó y validó un banco de pruebas de bajo costo para la medición de fuerzas y momentos en los seis grados de libertad aplicados a vehículos aéreos no tripulados. El sistema propuesto integra un arreglo estratégico de celdas de carga, un modelo matemático para la

reconstrucción de fuerzas y momentos, así como análisis numérico y validación experimental, permitiendo obtener mediciones confiables sin recurrir a sensores comerciales de alto costo.

Los resultados del análisis numérico demostraron que tanto la configuración fabricada en Al 6061 como la fabricada en PLA operan dentro de un régimen estructural seguro, con niveles de esfuerzo muy por debajo de los límites admisibles de cada material. Sin embargo, se observó que la elección del material tiene un impacto directo en la rigidez global del sistema, siendo el aluminio 6061 el que presenta menores deformaciones y, por tanto, mayor estabilidad estructural. Aun así, el banco de pruebas fabricado en PLA mostró un desempeño adecuado, con deformaciones controladas que no comprometen la precisión de las mediciones dentro del rango de cargas analizado.

La validación experimental evidenció una buena concordancia entre las mediciones obtenidas con el banco de pruebas propuesto y las registradas por sensores comerciales de referencia, lo que confirma la viabilidad del sistema para aplicaciones experimentales en UAVs. La adecuada selección de materiales, junto con la integración de diseño CAD, análisis FEM e instrumentación electrónica, resultó fundamental para lograr un equilibrio entre costo, rigidez y precisión.

Finalmente, el banco de pruebas desarrollado constituye una herramienta accesible y funcional para la investigación académica y el desarrollo experimental de UAVs, especialmente en contextos donde el acceso a equipos de medición de alto costo es limitado.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica de la Universidad Autónoma de Nuevo León (CIHA-FIME-UANL) por las facilidades de infraestructura y recursos académicos proporcionados para el desarrollo de este trabajo.

FINANCIAMIENTO

Este trabajo de investigación está financiado por la Oficina de Investigación Naval Global (ONRG) de los Estados Unidos con el número de proyecto N629092512014.

REFERENCIAS

1. Fernando, H. C. T. E., De Silva, A. T. A., De Zoysa, M. D. C., Dilshan, K. A. D. C., & Munasinghe, S. R. (2013, December). Modelling, simulation and implementation of a quadrotor UAV. In 2013 IEEE 8th International conference on industrial and information systems (pp. 207-212). IEEE.
2. Hoffmann, G., Waslander, S., & Tomlin, C. (2006, August). Distributed cooperative search using information-theoretic costs for particle filters, with quadrotor applications. In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (p. 6576).
3. Roldão, V., Cunha, R., Cabecinhas, D., Silvestre, C., & Oliveira, P. (2014). A leader-following trajectory generator with application to quadrotor formation flight. *Robotics and Autonomous Systems*, 62(10), 1597-1609.
4. Allen, R., & Pavone, M. (2016). A real-time framework for kinodynamic planning with application to quadrotor obstacle avoidance. In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (p. 1374).
5. Elmokadem, T. (2019). Distributed coverage control of quadrotor multi-UAV systems for precision agriculture. *IFAC-PapersOnLine*, 52(30), 251-256.
6. Liang, Q., Zhang, D., Coppola, G., Wang, Y., Wei, S., & Ge, Y. (2014). Multi-dimensional MEMS/micro sensor for force and moment sensing: A review. *IEEE Sensors Journal*, 14(8), 2643-2657.
7. Tavakolpour-Saleh, A. R., & Sadeghzadeh, M. R. (2014). Design and development of a three-component force/moment sensor for underwater hydrodynamic tests. *Sensors and Actuators A: Physical*, 216, 84-91.

8. Payo, I., Adánez, J. M., Rosa, D. R., Fernández, R., & Vázquez, A. S. (2018). Six-axis column-type force and moment sensor for robotic applications. *IEEE Sensors Journal*, 18(17), 6996-7004. T., L., «Design of a three-dimensional capacitor-based six-axis force sensor for human-robot interaction», *Sensors and Actuators A: Physical*, 331, 112939., 2021.
9. Liu, T. (2021). Design of a three-dimensional capacitor-based six-axis force sensor for human-robot interaction. *Sensors and Actuators A: Physical*, 331, 112939.
10. Akbari, H., & Kazerooni, A. (2018). Improving the coupling errors of a Maltese cross-beams type six-axis force/moment sensor using numerical shape-optimization technique. *Measurement*, 126, 342-355.
11. Jacobs, D. A., & Ferris, D. P. (2015). Estimation of ground reaction forces and ankle moment with multiple, low-cost sensors. *Journal of neuroengineering and rehabilitation*, 12(1), 90.
12. Tlatelpa-Osorio, Y. E., Corona-Sánchez, J. J., & Rodríguez-Cortés, H. (2016, June). Quadrotor control based on an estimator of external forces and moments. In *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* (pp. 957-963). IEEE.
13. Papachristos, C., Alexis, K., & Tzes, A. (2014, May). Efficient force exertion for aerial robotic manipulation: Exploiting the thrust-vectoring authority of a tri-tiltrotor uav. In *2014 IEEE international conference on robotics and automation (ICRA)* (pp. 4500-4505). IEEE.
14. Strachan, R., Knowles, K., Lawson, N. J., & Finnis, M. V. (2012). Force and moment measurements for a generic car model in proximity to a side wall. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of automobile engineering*, 226(10), 1352-1364.
15. Deshpande, M. S., Jawale, H. P., & Thorat, H. T. (2016, July). Development, calibration and testing of three axis force sensor. In *2016 7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)* (pp. 285-289). IEEE.
16. Yuan, C., Luo, L. P., Yuan, Q., Wu, J., Yan, R. J., Kim, H., ... & Han, C. S. (2015). Development and evaluation of a compact 6-axis force/moment sensor with a serial structure for the humanoid robot foot. *Measurement*, 70, 110-122.
17. Park, J. Y., Shim, H., Jun, B. H., Lee, P. M., Yoo, S. Y., & Baek, H. (2017, February). Measurement of hydrodynamic forces and moment acting on Crabster, CR200 using model tests. In *2017 IEEE Underwater Technology (UT)* (pp. 1-5). IEEE.
18. Huang, B., Tao, J., Yi, J., Wang, X., Li, C., & Chen, S. (2017). Improvement for the stability of an air-lubricated six-axis force/moment sensor. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 92(1), 715-721.
19. Kim, C., & Lee, C. H. (2016). Development of a 6-DoF FBG force–moment sensor for a haptic interface with minimally invasive robotic surgery. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 30(8), 3705-3712.
20. Yu, Y., & Ding, X. (2012). A quadrotor test bench for six degree of freedom flight. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 68(3), 323-338.