

# Design, Construction and Implementation of a Hardware-in-the-loop System for Testing Control Algorithms in Fixed Wing Aircraft

Eng. Sierra Ruiz Ricardo Angel\*,  
Dr. Escobedo Alva Jonathan Omega\*,  
Dr. Hernández Martínez Eusebio Eduardo\*

\* Instituto Politécnico Nacional, SEPI ESIME Ticomán, 07340,  
Ciudad de México, México.  
(e-mail:rsierrar1400@alumno.ipn.mx(S.R.R.A.)),  
(e-mail:jescobedo@ipn.mx(E.A.J.O.)),  
(e-mail:euhernandezm@ipn.mx(H.M.E.E.)).

**Abstract:** The testing of control algorithms for fixed-wing aircraft is particularly challenging due to the inherent complexity of their dynamics and the risks associated with flight testing. This paper presents the design and implementation of a real-time Hardware-in-the-Loop (HIL) simulation system that provides a safe and reliable environment for testing embedded controllers. The proposed HIL system integrates: (i) a real-time dynamic model, (ii) a DSP-based processor programmed in C, (iii) a Gough–Stewart platform that physically replicates the aircraft attitude, and (iv) communication with MATLAB/Simulink. Experimental and simulation results are analyzed and compared, confirming the system’s effectiveness as a reproducible environment for the development and testing of advanced control algorithms.

**Keywords:** Hardware-in-the-Loop system, Digital Signal Processor, Control Algorithms, Fixed-Wing Aircraft, Real-Time Simulation, Sensors and Actuators.

## 1. INTRODUCCIÓN

El desarrollo de vehículos aéreos no tripulados (UAVs) ha transformado la industria aeroespacial al permitir operaciones en entornos hostiles o inaccesibles. En particular, los UAVs de ala fija ofrecen ventajas como: incremento de autonomía, eficiencia aerodinámica y estabilidad en trayectorias prolongadas (Beard and McLain (2012)). No obstante, su dinámica no lineal y acoplada requiere algoritmos de control avanzados capaces de mantener el rendimiento ante perturbaciones, incertidumbre paramétrica y restricciones físicas.

Probar algoritmos de desarrollo en vuelo resulta costoso, riesgoso y poco repetible, por lo que la metodología *Hardware-in-the-Loop* (HIL) se presenta como una alternativa eficiente y segura. Este sistema HIL integra hardware real —como microcontroladores y procesadores, sensores y actuadores de forma física— con un modelo dinámico en tiempo real que emula el comportamiento de una aeronave, utilizando protocolos de comunicación tales como UART o SPI (Lu (2024)). Esta configuración permite evaluar el desempeño de controladores (PID,

LQR, MPC, adaptativos, robustos, etc.) sin comprometer la integridad del vehículo.

Implementaciones previas han demostrado su eficacia; en (Chen et al. (2022)) se logró una trayectoria suave mediante un controlador MPC; en (Rodríguez and Pérez (2020)) se estimaron variables de navegación usando un observador de Kalman con una IMU simulada. La precisión del sistema HIL depende de la caracterización experimental de cada elemento físico del sistema HIL mediante funciones de transferencia obtenidas por métodos de identificación (Ogata (2010)), así como de la replicación fiel de sensores inerciales.

Este trabajo tiene como objetivo diseñar, construir e implementar un sistema HIL que permita probar un algoritmo de control a un tipo de aeronave de ala fija, con el fin de analizar el desempeño bajo condiciones operativas cercanas al vuelo real. Los elementos propuestos de este sistema incluyen: **I** un modelo dinámico en tiempo real, **II** un controlador sobre un Procesador de Señales Digitales (DSP), **III** una Unidad de Medición Inercial (IMU), **IV** un actuador electromecánico, **V** una Plataforma Gough-Stewart, y **VI** una interfaz de comunicación robusta con MATLAB y Simulink.

Esta técnica de simulación avanzada (HIL) permitirá probar y analizar un algoritmo de control de altitud desarrollado en (McLean (1990)) para el modelo de aeronave civil de investigación (RCAM) de (FM (AG08)), bajo

\* Este trabajo fue financiado en parte por el Consejo Nacional de Humanidades, Ciencias y Tecnologías, a través de las Becas Nacionales para Estudios de Posgrado; en parte por el Instituto Politécnico Nacional mediante Proyectos de Investigación; y en parte por la Beca de Estímulo Institucional de Formación de Investigadores (BEIFI).

condiciones cercanas al vuelo real, garantizando la confiabilidad del sistema embebido en un entorno simulado y controlado.

En conjunto, se presenta una solución replicable y de bajo costo que combina identificación experimental, sensores híbridos (simulados y reales) y controladores embebidos, contribuyendo al avance tecnológico en el diseño de sistemas de navegación y control para aeronaves de ala fija.

## 2. SISTEMA HARDWARE-IN-THE-LOOP

**Descripción General:** El sistema HIL integra componentes físicos y virtuales con el fin de probar y analizar en tiempo real un algoritmo de control de altitud para el modelo de aeronave RCAM. Este sistema incluye un DSP TMS320F28335 (Onik Technologies (2025)) de (Instruments (2019)), una IMU tipo táctica SDC500 (Corporation (2023)), un actuador electromecánico DA-15-N-HT-30 y una Plataforma de tipo Gough-Stewart como elementos físicos; mientras que el modelo de la aeronave RCAM se implementa en el entorno de Simulink. Esta arquitectura permite realizar pruebas representativas bajo condiciones de operación realista, estableciendo un lazo cerrado entre la simulación y el comportamiento físico del sistema. De esta manera, se puede evaluar la precisión del algoritmo de control.

### 2.1 Arquitectura y Flujo de operación del sistema HIL

El funcionamiento del Sistema HIL se basa en un ciclo de retroalimentación continuo entre el modelo matemático simulado y el entorno físico. En la Figura 1 se ilustra la estructura general del Sistema HIL, cuyos componentes se describen a continuación:

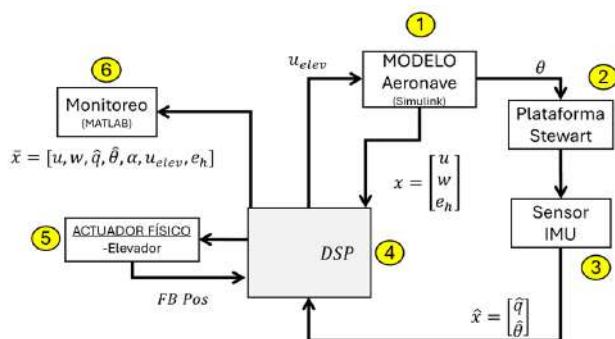


Fig. 1. Propuesta de diseño y construcción del sistema HIL.

- (1) **Modelo Aeronave:** El modelo dinámico RCAM se desarrolla en Simulink y MATLAB, lo que permite diseñar e implementar el algoritmo de control de altitud capaz de simular de manera realista la respuesta de la aeronave bajo diferentes comando de operación y de referencia. El modelo calcula en tiempo real los doce estados de la aeronave ( $u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, P_N, P_E, h$ ). Para el sistema de control implementado, únicamente se utiliza el **ángulo de cabeceo**  $\theta$  el cual se transmite a la plataforma Stewart. Adicionalmente, los estados  $u, w$  junto con el error de la altitud  $e_h$  se envían al DSP para su procesamiento.

- (2) **Plataforma Stewart:** Sistema de seis grados de libertad que reproduce físicamente la maniobra calculada por el modelo simulado, permitiendo una representación realista del ángulo de cabeceo de la aeronave.
- (3) **IMU:** La IMU, montada sobre la plataforma Stewart proporciona mediciones en tiempo real, tales como el ángulo de cabeceo  $\hat{\theta}$  como la velocidad angular  $\hat{q}$ . Estos dos nuevos estados son retroalimentados al DSP para su procesamiento.
- (4) **DSP:** Ejecuta en línea la ley de control implementada programada; recibe los estados  $\hat{x} = [\hat{q}, \hat{\theta}]$  provenientes de la IMU, los estados  $x = [u, w]$  estimados de Simulink y la señal de retroalimentación de posición del actuador. Con estas señales de alimentación, gestiona la comunicación y el control en tiempo real, realiza tareas como el tratamiento y adquisición de datos seriales, calculo de funciones matemáticas y genera la señal ePWM de control que accione el actuador.
- (5) **Actuador:** El actuador físico es responsable de accionar la superficie de control y proporciona retroalimentación de su posición al DSP en forma de voltaje, el DSP por su parte modifica esta señal a grados y prepara la información que se envía al modelo de Simulink para su integración en el control en tiempo real.
- (6) **Monitoreo:** Interfaz gráfica en MATLAB que permite comparar el comportamiento real del sistema con el comportamiento simulado de los estados,  $\bar{x} = [u, w, q, \hat{q}, \theta, \hat{\theta}, \alpha, u_{elev}, e_h]$ .

De este modo, el sistema permite comparar que el modelo simulado y el sistema HIL respondan de manera consistente ante una misma referencia de entrada, asegurando la fidelidad del modelo y la viabilidad del sistema de control propuesto para aplicaciones reales.

### 2.2 Herramientas de desarrollo integradas

El sistema HIL requiere herramientas que permitan integrar el control embebido con la simulación y adquisición de datos. Se emplean tres plataformas principales:

**Code Composer Studio V12:** se utiliza para programar y depurar el DSP TMS320F28335 en lenguaje C, permitiendo la generación de señales ePWM, conversión ADC, y comunicación serial mediante UART y SPI, ejecutando en línea el algoritmo de control implementado. **MATLAB:** permite procesar, graficar y analizar datos del sistema, así como gestionar la comunicación con el DSP y la plataforma Stewart a través de puertos seriales. **Simulink:** genera en tiempo real los doce estados del modelo de la aeronave RCAM, enviándolos al DSP y la plataforma Stewart, para su integración en el control y la representación física.

## 3. METODOLOGÍA

- (1) **Modelado:** Se modela la dinámica de la aeronave RCAM en Simulink, validando la representación mediante parámetros experimentales. La dinámica del actuador y el sensor IMU se identifica mediante pruebas experimentales y determinando su función de transferencia.

- (2) **Diseño de Control:** Se implementó un controlador PD para el control de altitud. El diseño considera la dinámica del actuador y la saturación (límites físicos), permitiendo el cierre del lazo de control con datos simulados de la IMU.
- (3) **Implementación del DSP:** El código se desarrolló en lenguaje C, empleando interrupciones para la lectura de sensores, generación de señales ePWM y ejecución del controlador. El DSP procesa los datos simulados en tiempo real.
- (4) **Integración Física:** La plataforma Stewart reproduce los ángulos de actitud de la aeronave. Se sincroniza con la salida del modelo en Simulink, permitiendo validar físicamente la respuesta del sistema de control.

#### 4. MODELO DINÁMICO DE UNA AERONAVE DE ALA FIJA

En 1995, el grupo GARTEUR (FM (AG08)) lanzó un desafío de diseño orientado a mejorar la integración del diseño asistido por computadora de la aeronave RCAM, con énfasis en el diseño multidisciplinario de controladores de vuelo. Como resultado, se desarrolló un modelo no lineal de la aeronave en MATLAB-Simulink, distribuido a la comunidad científica para diseñar un piloto automático para maniobras de aproximación y aterrizaje.

El modelo se basa en la dinámica de cuerpo rígido mediante las ecuaciones clásicas de Newton-Euler, describiendo el comportamiento traslacional y rotacional del sistema. El conjunto está compuesto por doce ecuaciones diferenciales agrupadas en cuatro bloques: movimiento traslacional, rotacional, cinemática de Euler y navegación.

A través de (Peña García (2024)) se realiza el cálculo del punto de equilibrio en condiciones de *vuelo recto y nivelado*. Para mantener la aeronave en este punto de operación, se fijan las siguientes condiciones: altitud  $h = 1000$  [m], velocidad longitudinal inicial  $u = 112.83$  [m/s], ángulo de ataque  $\alpha = 1.14$  [grados], y ángulo de cabeceo  $\theta = -3.77$  [grados]. En cuanto a las entradas de control, la deflexión del elevador se mantiene en  $\delta_{elev} = -6.08$  [grados] y la potencia del motor corresponde al 70% de su capacidad.

El análisis del polinomio característico asociado a la matriz longitudinal  $A_{long}$  revela que todas las partes reales de los valores propios son negativas, lo que indica que el sistema linealizado es estable.

$$A_{long} = \begin{bmatrix} -0.0520 & -0.0011 & 6.8568 & -9.7873 \\ -0.2332 & -0.9104 & 107.9632 & 0.6216 \\ -0.0044 & -0.0431 & -1.4538 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$B_{long} = \begin{bmatrix} -0.8027 & 9.8070 & 9.8070 \\ -12.6394 & 0 & 0 \\ -5.0427 & 0.3923 & 0.3923 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= -1.1891 + 2.1494i \\ \lambda_2 &= -1.1891 - 2.1494i \\ \lambda_3 &= -0.0189 + 0.0987i \\ \lambda_4 &= -0.0189 - 0.0987i \end{aligned} \quad (3)$$

Según la teoría de sistemas dinámicos, específicamente lo descrito en Khalil (2002), **si el sistema linealizado alrededor de un punto de equilibrio es estable, entonces el sistema no lineal original también lo será localmente o en una vecindad muy cercana**. Por tanto, se justifica el uso del modelo no-lineal para simular el comportamiento de la aeronave dentro de esta región de operación.

En la Figura 2 se presenta el diagrama de bloques que representa un sistema de control de altitud para una aeronave bajo el diseño de (McLean (1990)), basado en técnicas de control de auto-pilotos de ala fija. El sistema incluye el modelo dinámico longitudinal de la aeronave, la función de transferencia (FT) del actuador y la FT de un altímetro ideal.

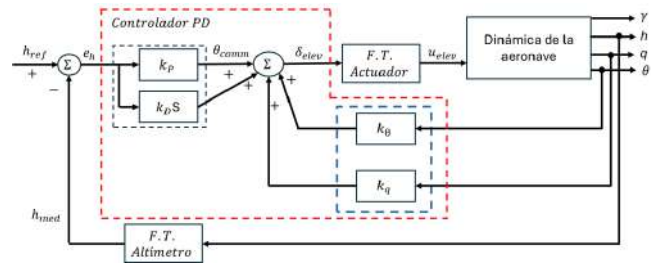


Fig. 2. Algoritmo de control en diagrama de bloques de McLean (1990).

El sistema de control de altitud está diseñado con una estructura de lazos anidados para asegurar una respuesta precisa y estable.

**Lazo Externo: Control de Altitud**, opera como el bucle exterior principal. La señal de error de altitud,  $e_h$ , se genera al comparar la altitud de referencia ( $h_{ref}$ ) con la altitud medida ( $h_{med}$ ). Este error es procesado por un controlador PD (Proporcional-Derivativo), con ganancias  $K_P$  y  $K_D$ . La salida de este controlador es la señal de comando de cabeceo, ( $\theta_{comm}$ ), que actúa como la referencia para el lazo interno.

$$\theta_{comm} = k_p \cdot e_h + k_d \cdot \frac{d(e_h)}{dt} \quad (4)$$

**Lazo Interno: Estabilización de la Actitud**, el lazo interno se encarga de estabilizar la dinámica de la aeronave, utilizando las retroalimentaciones del ángulo de cabeceo ( $\theta$ ) y la velocidad angular de cabeceo ( $q$ ). Estas retroalimentaciones, ajustadas por sus respectivas ganancias  $K_\theta = -6$  y  $K_q = -9$ , son sumadas con la señal de comando de cabeceo,  $\theta$ , para generar la señal de deflexión del elevador,  $\delta_{elev}$ . Esta señal final de control actúa sobre el actuador.

$$\delta_{elev} = \theta_{comm} + K_\theta \theta + K_q q \quad (5)$$

Las ganancias  $K_q$  y  $K_\theta$  son clave para la sintonización del sistema. Típicamente,  $K_q$  se ajusta para estabilizar el modo fugoide, mientras que  $K_\theta$  se utiliza para el modo de periodo corto, mejorando así la estabilidad general y la respuesta dinámica de la aeronave. Esta arquitectura jerárquica permite minimizar el error de altitud, mientras se asegura la estabilidad del vuelo mediante la retroalimentación de las variables de estado de la aeronave. La correcta sintonización de las ganancias  $K_p$ ,  $K_D$ ,  $K_\theta$ ,  $K_q$  es



fundamental para lograr una respuesta rápida, estable y con un buen rechazo al error en estado estacionario.

## 5. HARDWARE IMPLEMENTADO

### 5.1 Tarjeta TAdsp28335

Este dispositivo, que integra al procesador TMS28320 F28335, constituye al núcleo del sistema HIL, siendo responsable de la ejecución de los cálculos matemáticos en tiempo real, ejecución de la ley de control implementada, así como de la gestión de adquisición y transmisión de datos. Para la comunicación, se emplea el protocolo RS232 con la IMU y UART para la interacción con el modelo dinámico implementado en MATLAB/Simulink.

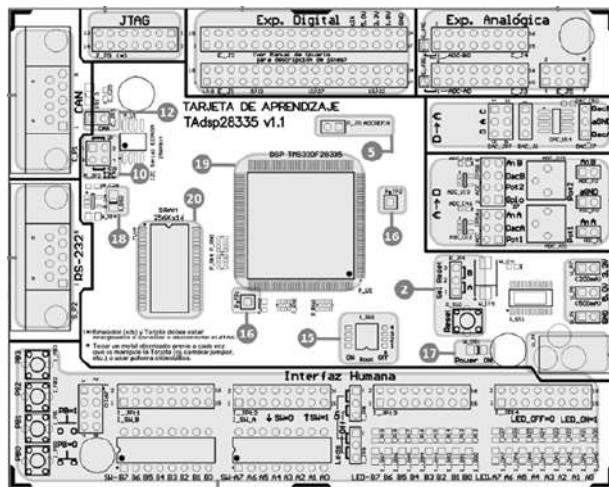


Fig. 3. Tarjeta TAdsp28335 de (Volz Servos GmbH & Co. KG (2020)).

Además, el DSP genera señales *ePWM* para el accionamiento de los actuadores físicos y recibe señales de retroalimentación en forma de voltaje a través de su terminal de conversión analógica-digital (ADC) por el sensor asociado al actuador, por otro lado, se encarga de la sincronización y coordinación del hardware integrado en el sistema HIL, garantizando una operación determinista y coherente con el entorno de simulación en tiempo real.

### 5.2 Unidad de Medición Inercial

La unidad de medición inercial SDC500 de EMCORE es un dispositivo MEMS compacto de alto rendimiento. Su tecnología se basa en sensores inerciales MEMS de cuarzo, que ofrecen una alta estabilidad térmica, excelente linealidad y bajo nivel de ruido gracias a su arquitectura mecánica precisa y al procesamiento digital de señales de alta velocidad (Corporation (2023)).

En el sistema HIL, la IMU SDC500 cumple un papel fundamental al proporcionar mediciones precisas de posición y velocidad angular, específicamente los estados  $q, \theta$ . Este dispositivo alimenta al DSP con las señales medidas en tiempo real, permitiendo la retroalimentación del sistema y asegurando la correcta ejecución del algoritmo de control embebido. Su precisión y estabilidad son clave para replicar con fidelidad el comportamiento dinámico de la aeronave dentro del entorno simulado.

La dinámica que rige el funcionamiento de la IMU se considera ideal para fines de simulación, dado que su respuesta es rápida, prácticamente instantánea y sin margen de error perceptible. Gracias a su arquitectura y diseño, se asume un tiempo de estabilización  $T_s \approx 0$ , lo cual justifica modelarla como ideal, es decir, en el entorno de simulación, la IMU se representa como un sistema sin dinámica asociada.

### 5.3 Actuador electromecánico

El actuador DA-15-N-HT-30 Volz, es un dispositivo completamente sin escobillas, con detección de posición sin contacto y libre de desgaste mecánico. Su caracterización dinámica se realizó de forma experimental, aplicando una señal de entrada tipo escalón. A partir de este análisis, se determina el tiempo que le toma al actuador realizar un barrido angular de  $-45^\circ$  a  $45^\circ$ , lo cual permite estimar su velocidad máxima de giro.

Utilizando la herramienta System Identification Toolbox de MATLAB, se obtiene la función de transferencia que modela la respuesta dinámica del actuador. La Figura 4 muestra la comparación entre la salida experimental y la respuesta del modelo identificado, el cual corresponde a un sistema lineal de segundo orden sin ceros.

$$G(s) = \frac{6.87}{s^2 + 3.891s + 7.031} \quad (6)$$

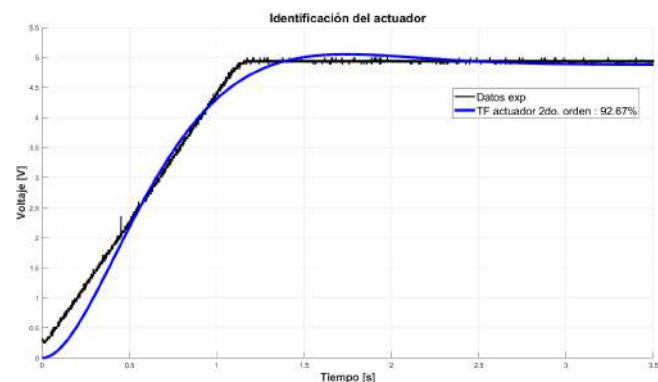


Fig. 4. Comparación entre la respuesta experimental del actuador y la respuesta del modelo de segundo orden identificado.

Este modelo es empleado en el diseño del algoritmo de control para el sistema de altitud, con el propósito de garantizar una respuesta precisa, estable y rápida de la superficie de control ante variaciones en la señal de referencia.

### 5.4 Plataforma Stewart

La plataforma Gough-Stewart es un mecanismo paralelo de seis grados de libertad (6GDL), compuesto por una plataforma móvil (efector final) unida a una base fija mediante seis actuadores independientes. Cada actuador forma una cadena cinemática cerrada, conectando la base y la plataforma a través de juntas universales. La configuración de la plataforma es representada en la Figura 5. A través del modelo matemático, la dinámica directa

e inversa que rige el funcionamiento de este dispositivo, representa físicamente la respuesta del sistema de control bajo prueba. Actúa como un puente tangible entre el modelo simulado y el hardware real, permitiendo validar el desempeño de los algoritmos de control con observación directa del comportamiento físico.

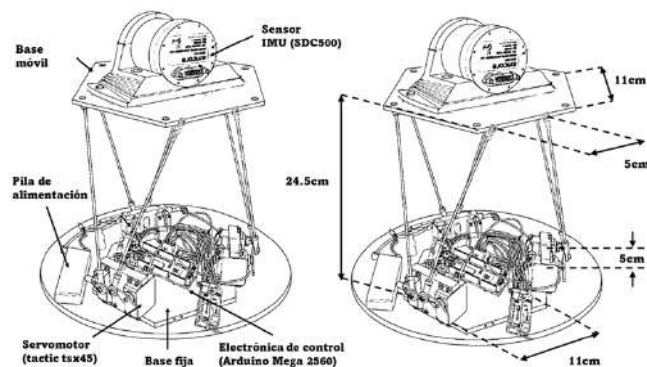


Fig. 5. Configuración de la Plataforma Stewart.

## 6. RESULTADOS

Con el objetivo de analizar y evaluar el desempeño del sistema HIL frente al seguimiento de una altitud variable de referencia generada por el algoritmo de control, se realiza una comparación entre el comportamiento dinámico del modelo de simulación y los resultados experimentales obtenidos del sistema HIL.

La Figura 6 presenta la comparación entre la **altitud** de referencia y la respuesta del sistema. Se observa que la aeronave asciende rápidamente a los 100m, con un comportamiento estable y sin sobreimpulso significativo, alcanzando la altitud deseada en aprox.  $t = 100s$ .

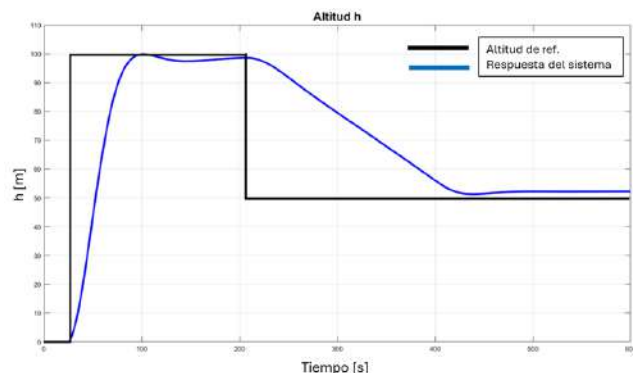


Fig. 6. Comparación de la altitud de referencia con la respuesta del sistema.

Posteriormente, el sistema responde a la referencia descendente, reduciendo la altitud a 50m de forma controlada y con buena estabilidad. Demostrando que el algoritmo de control y el sistema HIL logra una adecuada regulación frente a variaciones en la altitud.

En la Figura 7 se presenta la **comparación el ángulo de cabeceo**  $\theta$  entre la medición de la IMU y la simulación. Se observa que la respuesta de la aeronave predice adecuadamente la tendencia de  $\theta$  simulada. Durante el

primer ascenso, tanto la medición real como la simulación presentan un pico positivo pronunciado, necesario para generar el momento de cabeceo que permite incrementar el efecto de la sustentación. La señal medida de la IMU, aunque afectada por el ruido debido a vibraciones de la plataforma Stewart, sigue de forma general la señal simulada. Después de alcanzar la primera sección de la entrada de referencia, ambas señales retornan a valores de cero. Para el segundo escalón de descenso, se mantiene una aceptable correlación y similitud entre ambas respuestas.

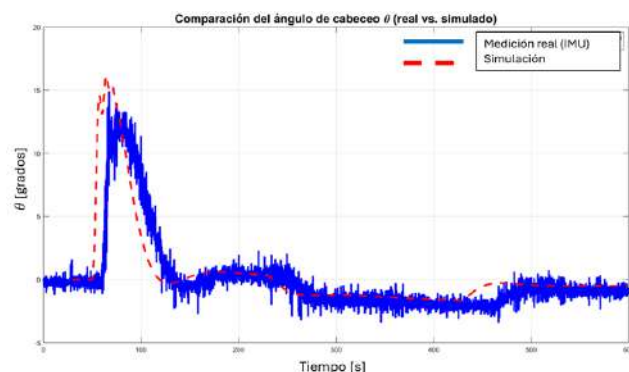


Fig. 7. Comparación del ángulo de cabeceo  $\theta$  medido y simulado.

La Figura 8 presenta la **comparación de la velocidad angular de cabeceo**  $q$  entre la medición de la IMU y la simulación. Al igual que con el ángulo de cabeceo, la simulación reproduce la dinámica principal de la velocidad angular, mostrando un pico positivo durante el ascenso inicial y luego atenuándose. La señal de la IMU, con su inherente ruido y latencia en su señal, sigue la pauta general de la simulación, aunque con fluctuaciones más pronunciadas.

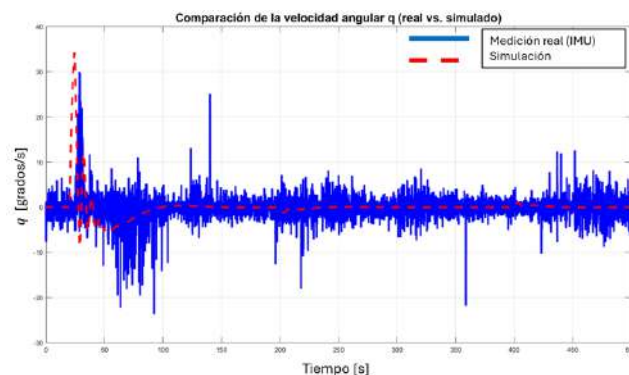


Fig. 8. Comparación de la velocidad angular  $q$  medida y simulada.

La concordancia entre los resultados experimentales y simulado de  $\theta$  y de  $q$  demuestra que el sistema HIL ofrece una fiabilidad aceptable para el uso de la IMU para el monitoreo de estos estados, aun considerando el ruido presente y las diferencias inherentes respecto al comportamiento idealizado.

La Figura 9 ilustra la **comparación de la respuesta del actuador** entre la señal de control generada por la señal de retroalimentación del actuador (denotada como  $u_{dev}$ ) y la salida del actuador simulado. La respuesta

experimental reproduce adecuadamente la tendencia general del movimiento del actuador, en particular durante el inicio del movimiento inicial para el ascenso. Se observan diferencias en la magnitud y la suavidad de las señales, ya que la medición real presenta ruido y picos, lo cual es esperable de un actuador físico. A pesar de estas discrepancias, el seguimiento del modelo es consistente, especialmente en la fase de estabilización, lo que sugiere que la representación del actuador es adecuada para describir su comportamiento promedio y lograr un seguimiento satisfactorio en estado estacionario.

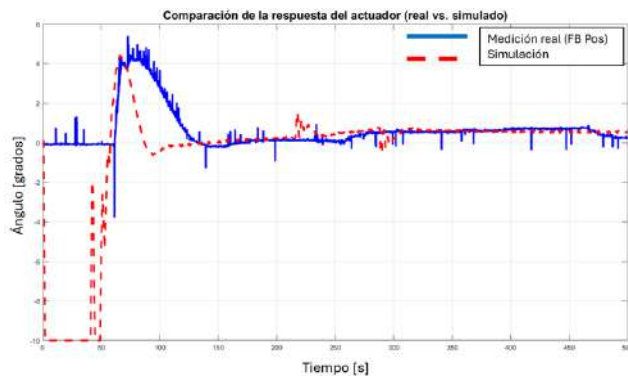


Fig. 9. Comparación de la señal del actuador medida y simulada.

## 7. CONCLUSIÓN

Este trabajo presenta el desarrollo de un sistema HIL funcional, eficiente y replicable para validar algoritmos de control en aeronaves de ala fija. La integración de simulación en tiempo real, hardware embebido y emulación física permitió evaluar la ley de control implementada en el algoritmo de control en condiciones cercanas al vuelo real. El sistema resultante opera en tiempo real y reproduce con buena precisión el comportamiento dinámico de la aeronave, incluso en presencia de ruido, retardos en la comunicación y no linealidades físicas del hardware. La plataforma Stewart cumplió exitosamente su función de emular la actitud de la aeronave, y los resultados experimentales mostraron una concordancia general con las simulaciones. Este entorno representa una herramienta segura y flexible para el desarrollo, prueba y mejora de algoritmos de control aplicados a vehículos aéreos no tripulados, contribuyendo a la reducción de riesgos, la optimización de algoritmos y el desarrollo de software embebido previo implementación en aeronaves físicas. Finalmente, gracias a su diseño modular, el sistema puede extenderse a otros modos de vuelo, canales de control y configuraciones más complejas, lo que abre la posibilidad de futuras líneas de investigación y aplicaciones.

### Trabajo Futuro

- Mejorar la sensibilidad, precisión y reducción de vibraciones de la plataforma Stewart.
- Extensión del modelo dinámico longitudinal y lateral a escenarios multi-ejes y modelos de vuelo con viento.
- Optimización en el protocolo de comunicación de la IMU y hardware, evaluación de modos de fallo y tolerancia a errores y perturbaciones.

- Probar el sistema HIL con otro tipo de algoritmo de control incluyendo el mismo modelo de aeronave y/o con otro modelo.

## REFERENCES

- Beard, R.W. and McLain, T.W. (2012). *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice*. Princeton University Press.
- Chen, M., Li, Q., and Zhang, Y. (2022). Model predictive control of fixed-wing uavs using a real-time hil simulation framework. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 58(5), 3920–3932. doi:10.1109/TAES.2022.3149346.
- Corporation, E. (2023). SDC500 Quartz MEMS Tactical Grade Inertial Measurement Unit (IMU). URL <https://www.emcore.com>.
- FM(AG08) (1995). *Robust Flight Control Design Challenge Problem Formulation and Manual: Research Civil Aircraft Model (RCAM)*. GARTEUR.
- Instruments, T. (2019). *TMS320x2833x, 2823x DSP Reference Guide*. URL <https://www.ti.com/lit/ug/sprufb0/sprufb0.pdf>. No. SPRUF35C.
- Khalil, H.K. (2002). *Nonlinear Systems*. Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, 3rd edition.
- Lu, W. (2024). Hardware-in-the-loop simulation test platform for uav flight control system. *International Journal of Modeling, Simulation and Scientific Computing*, 15, 2441018:1–2441018:16. doi: 10.1142/s1793962324410186.
- McLean, D. (1990). *Automatic Flight Control Systems*. Prentice Hall International, UK.
- Ogata, K. (2010). *Ingeniería de Control Moderna*. PEARSON EDUCACIÓN S.A., Madrid.
- Onik Technologies (2025). Onik technologies - soluciones tecnológicas integrales. URL <https://www.onik.com.mx/>.
- Peña García, R., V.S.R.D.G.D.A.C.E.A.J.O. (2024). Physics-based aircraft dynamics identification using genetic algorithms. *Aerospace*, 11(2), 142. doi:10.3390/aerospace11020142. URL <https://doi.org/10.3390/aerospace11020142>.
- Rodríguez, C. and Pérez, E. (2020). Implementation of a kalman filter-based navigation system using hardware-in-the-loop for uavs. In *Proceedings of the 2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 580–586. IEEE. doi: 10.1109/ICUAS48674.2020.9213941.
- Volz Servos GmbH & Co. KG (2020). Da 15-n-ht. <https://www.volz-servos.com>. Página consultada el 14 de junio de 2025.