

# VALIDACION EXPERIMENTAL DEL MODELO DE DOS EJES DE UN AVION A ESCALA



**EDWIN JOSE VERA ROZO**



**ESCUELA DE INGENIERÍAS  
ELÉCTRICA, ELECTRÓNICA  
Y DE TELECOMUNICACIONES**



**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER  
FACULTAD DE INGENIERÍA FÍSICO-MECÁNICAS  
ESCUELA DE INGENIERÍAS ELÉCTRICA, ELECTRÓNICA Y DE  
TELECOMUNICACIONES  
BUCARAMANGA**

**2012**

**VALIDACION EXPERIMENTAL DEL MODELO DE DOS EJES DE UN AVION A  
ESCALA**

**EDWIN JOSE VERA ROZO**

**Trabajo de Grado para optar al título de  
Ingeniero Electrónico**

**Director**

**RICARDO ALZATE CASTAÑO, Ph.D.**

**Codirector**

**ALFREDO ACEVEDO PICON, M.Sc.**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER  
FACULTAD DE INGENIERÍA FÍSICO-MECÁNICAS  
ESCUELA DE INGENIERÍAS ELÉCTRICA, ELECTRÓNICA Y DE  
TELECOMUNICACIONES  
BUCARAMANGA  
2012**

## **DEDICATORIAS**

A Dios todopoderoso por la sabiduría e iluminación a lo largo de mi vida.

A mis padres y demás familiares por su apoyo incondicional a lo largo de mi carrera.

A mis compañeros de estudio y demás amigos en especial a Trinity por su fiel compañía al final de mi carrera.

**Edwin Vera**

## **AGRADECIMIENTOS**

A mi estimado amigo y director del proyecto Doctor Ricardo Alzate por su incondicional asesoría, soporte, apoyo y ayuda en la realización de este proyecto de grado.

A mi amigo Gustavo Cardenas piloto del avión a escala por su colaboración incondicional en la realización de las pruebas.

Al Doctor Arturo Plata y Julian Plata colegas del grupo FPV Gold Eagle por el préstamo de componentes de aerodelismo utilizados en el avión.

A los docentes Ricardo Jaimes, Alfredo Acevedo y Jorge Meneses por su colaboración y apoyo en el área del aerodelismo.

A Club de Planeadores RC y al Club Fedeaereos por la disposición del lugar para la realización de las pruebas.

A mis amigos Marnix Vann Gert y Mincho por sus consejos y asesorías en la pruebas en aire del avión.

## TABLA DE CONTENIDO

	pág
INTRODUCCION	16
1. PRESENTACION DEL PROYECTO	17
1.1 ANTECEDENTES Y JUSTIFICACION	17
1.2 PLANTEAMIENTO Y DEFINICIÓN DEL PROBLEMA	18
1.3 OBJETIVOS	20
1.3.1 Objetivo general	20
1.3.2 Objetivos específicos	20
2. INSTRUMENTACION Y ADECUACION PARA PRUEBAS	21
2.1 ESQUEMA GENERAL DEL PROCEDIMIENTO EXPERIMENTAL	21
2.2 CONSTRUCCIÓN E INSTRUMENTACIÓN DE UN PROTOTIPO PARA PRUEBAS	23
2.2.1 Prototipo para Pruebas en Tierra	23
2.2.2 Prototipo para Pruebas en Aire	33
3. IDENTIFICACION Y VALIDACION	37
3.1 IDENTIFICACIÓN DE MODELOS EMPLEANDO EL PROTOTIPO PARA PRUEBAS EN TIERRA	37
3.1.1 Modelo para ángulo de elevación	37
3.1.2 Modelo para velocidad de elevación	42
3.1.3 Modelo para ángulo de alabeo	44
3.1.4 Modelo para velocidad de alabeo	47
3.2 IDENTIFICACIÓN DE MODELOS EMPLEANDO EL PROTOTIPO PARA PRUEBAS EN AIRE	47
3.2.1 Modelo para ángulo de elevación	48

3.2.2	Modelo para velocidad de elevación	51
3.2.3	Modelo para ángulo de alabeo	51
3.2.4	Modelo para velocidad de alabeo	55
4	CONCLUSIONES	56
5	RECOMENDACIONES Y TRABAJO FUTURO	57
	BIBLIOGRAFÍA	58

## LISTA DE FIGURAS

		pág
Figura 2.1	Diagrama de bloques del procedimiento experimental	21
Figura 2.2	Ejes de rotación de un avión	24
Figura 2.3	Diseño de estructura en balsa para el movimiento en los ejes de elevación y alabeo	25
Figura 2.4	Servomotores empleados como actuadores para modificar la posición de los ejes en el prototipo en tierra	26
Figura 2.5	Sensores empleados para capturar la información dinámica angular en los ejes del prototipo. Izquierda: acelerómetro MMA7361L (medición de ángulo); derecha: giróscopo LPY550A (medición de velocidad angular)	27
Figura 2.6	Mando por radiofrecuencia empleado para operar los actuadores del prototipo	28
Figura 2.7	Diagrama de bloques del sistema de transmisión de estímulos pseudoaleatorios empleado para operar los actuadores del prototipo	29
Figura 2.8	Módulo X-Bee empleado para recepción de datos generados por el prototipo	30
Figura 2.9	Diagrama de bloques del sistema de recepción de señales obtenidas desde el prototipo	31
Figura 2.10	Prototipo para realización de pruebas de adquisición de datos que emula el comportamiento de los ejes de elevación y alabeo de un aeromodelo: (a) estructura implementada para emular el comportamiento de los ejes; (b) sistema instrumentado para generación de estímulos y captura de datos	32
Figura 2.11	Avión a escala proporcionado por la empresa EYE S.A.S para el desarrollo de pruebas en aire	33
Figura 2.12	Instrumentación de aeromodelo para captura de datos en aire: (a) generación y transmisión de señales pseudoaleatorias al avión; (b) aeromodelo instrumentado para la estimulación del elevador; (c) aeromodelo instrumentado para la estimulación de los alerones; (d) tarjeta ubicada en el centro de masa del compartimiento del	34

avión

Figura 3.1	Señales de excitación y respuesta para estímulos binarios pseudoaleatorios en el eje de elevación del prototipo para pruebas en tierra	38
Figura 3.2	Correlación de modelos para identificación de la relación de transferencia entre el ángulo de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación	39
Figura 3.3	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo	40
Figura 3.4	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón	41
Figura 3.5	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa	41
Figura 3.6	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico	42
Figura 3.7	Ejemplo de inconvenientes presentados respecto a la medición de velocidad angular en el prototipo de pruebas	43
Figura 3.8	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo	45
Figura 3.9	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón	45
Figura 3.10	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa	46
Figura 3.11	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico	46
Figura 3.12	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo	49
Figura 3.13	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón	49
Figura 3.14	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa	50
Figura 3.15	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico	50

Figura 3.16	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo	52
Figura 3.17	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón	53
Figura 3.18	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa	53
Figura 3.19	Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico	54

## LISTA DE TABLAS

		pág
Tabla 2.1	Especificaciones técnicas del Servomotor TURNIGY TGY-S3317M	26
Tabla 2.2	Especificaciones técnicas para sensores utilizados	27
Tabla 2.3	Especificaciones técnicas del Módulo intercomunicador X-Bee Pro S2	30
Tabla 2.4	Especificaciones técnicas del aeromodelo	33
Tabla 3.1	Errores de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas	42
Tabla 3.2	Correlación de modelos identificados para la relación de transferencia entre el ángulo de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo	44
Tabla 3.3	Errores de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas	47
Tabla 3.4	Correlación de modelos identificados para la relación de transferencia entre el ángulo de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación	48
Tabla 3.5	Errores de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas	51
Tabla 3.6	Correlación de modelos identificados para la relación de transferencia entre el ángulo de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo	52
Tabla 3.7	Errores de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas	54

## LISTA DE ANEXOS

	pág
ANEXO A. INTERCONEXIÓN CIRCUITAL PARA DISPOSITIVOS DE SENSADO	60
ANEXO B. DIFICULTADES EN ADQUISICION DE DATOS DE VELOCIDAD ANGULAR	72

## RESUMEN

**TITULO:** VALIDACION EXPERIMENTAL DEL MODELO DE DOS EJES DE UN AVION A ESCALA.<sup>1</sup>

**AUTOR:** EDWIN JOSE VERA ROZO.<sup>2</sup>

**PALABRAS CLAVE:** Aeromodelo, Eje de elevación, Eje de alabeo, Identificación de modelos, Instrumentación electrónica.

El presente proyecto de grado presenta un procedimiento para obtener experimentalmente los modelos de elevación y alabeo en un avión a escala de ala fija con 1.8 metros de envergadura. Inicialmente se realiza la configuración de los instrumentos necesarios para constituir un sistema inalámbrico de captura y transmisión de datos en tiempo de ejecución para un prototipo de pruebas en tierra que simula la dinámica del avión. Una vez ajustados los pasos del procedimiento experimental de identificación de los modelos, se procede a realizar pruebas sobre un aeromodelo con el cual fue posible obtener resultados satisfactorios principalmente ligados a las medidas de posición angular. Se obtienen una serie de rangos experimentales para la periodo de aplicación de las señales randómicas y el recorrido de los servos en el aeromodelo. Se verifica una necesidad para mejorar las medidas de velocidad angular en el movimiento del avión mediante un IMU (unidad de medición inercial) y la utilización del un filtro digital de Calman en el procesamiento de las mediciones como parte del trabajo futuro en CEMOS y se da paso a las siguientes dos fases del proyecto inicial como la construcción de un aeromodelo adecuado y el diseño del controlador para el UAV.

---

<sup>1</sup> Proyecto de grado

<sup>2</sup> Facultad de ingenierías Físico mecánicas. Escuela de Ingenierías Eléctrica, Electrónica y de Telecomunicaciones. Director: RICARDO ALZATE CASTAÑO, Ph.D.

## ABSTRACT

**TITLE:** EXPERIMENTAL VALIDATION OF THE TWO-AXIS MODEL OF A UAV.<sup>3</sup>

**AUTHORS:** EDWIN JOSE VERA ROZO.<sup>4</sup>

**KEY WORDS:** UAV, Measurement devices, Model identification, Pitch axis, Yaw axis.

This project is aimed at performing the experimental identification of dynamical models in an UAV – airplane with wing only of 1.8 meter. Firstable, a set of measurement and transmittion devices is installed in a prototype for land tests. After setting all parameters of a practical methodology for acquirement and treatment of data, analysis of information taken from a real flying device has been performed. As a main result of the project we underline the high percentage of correlation between numerical models generated after the identification process and experimental measurements, mainly for those cases relating angular position data for both the pitch and yaw axes. In the case of angular velocity measures we have not good quality mainly because of the low sensitivity of gyroscopes employed to acquire the data. An improvement on these measures with IMU (Inertial Measuring Unit) is part of the ongoing work at CEMOS. The experimental values about wide random signals and motion servos is very important in the airplane.

---

<sup>3</sup>Degreeproject

<sup>4</sup> Facultad de ingenierías Físico mecánicas. Escuela de Ingenierías Eléctrica, Electrónica y de Telecomunicaciones. Director: RICARDO ALZATE CASTAÑO, Ph.D

## INTRODUCCION

Durante la ejecución de este proyecto de grado, se utilizará un sistema inalámbrico de adquisición de datos acoplado a un aeromodelo de ala fija de 1.8 mts de envergadura, con el objetivo de identificar los valores de parámetros para el modelo asociado a la dinámica de sus ejes de elevación y alabeo. Se tomará como base la estructura de modelo presentada en el trabajo de Yao Junkui et al (Study on UAV Flight Based Identification Technology - 2010). Se diseñarán e implementarán una serie de experimentos para realizar captura de la información relevante en el aeromodelo. Se realizará un procedimiento de validación entre los resultados teóricos y experimentales obtenidos. Como resultado principal se obtendrá una valoración cuantitativa del comportamiento dinámico del sistema.

## 1. PRESENTACION DEL PROYECTO

### 1.1 ANTECEDENTES Y JUSTIFICACIÓN

La identificación de parámetros es una parte muy importante en el diseño de sistemas de control basados en modelos de vehículos no tripulados o UAV (Unmanned Aerial Vehicle, por sus siglas en Ingles), la obtención de un buen modelo matemático que describa la dinámica del sistema depende de la complejidad de este, lo cual ha llevado a que actualmente se apliquen técnicas como algoritmos genéticos [12], métodos heurísticos de búsqueda tabú [13] y métodos de optimización [14] aplicados en su mayoría a helicópteros, tricópteros y quadrotores con muy poco estudio en aviones de ala fija.

La validación experimental de determinado modelo matemático que describe el comportamiento del UAV es una solución para la obtención de los parámetros que caracterizan la dinámica de este, tomaremos como base de análisis la estructura presentada en el trabajo de Yao Junkui et al (Study on UAV Flight Based Identification Technology – 2010 [1]) para obtener un modelo preciso o aproximado del avión.

En los últimos años los UAV han atraído un gran interés motivado por las ventajas de este tipo de aeronaves en misiones con riesgo para vuelos tripulados o con requerimientos de maniobrabilidad elevada y dimensiones reducidas. Las aplicaciones para este tipo de vehículos es cada día mayor en tareas que implican alta dificultad o riesgo para vehículos convencionales tripulados por personas, como son la detección de incendios, la identificación de manchas de petróleo en el mar, el seguimiento del tráfico, la inspección de líneas de tendido eléctrico, realización de estudios ecológicos, toma de imágenes visuales o térmicas de determinada región, medición de telefonía celular, radio o cobertura de televisión a través de cualquier tipo de terreno, ambientes de alta toxicidad química y radioactiva. Los UAV son una excelente opción por su

comportamiento silencioso y perfecto para la obtención de imágenes, es una alternativa económica y ecológica.

A nivel de la Universidad Industrial de Santander se destacan los siguientes desarrollos relacionados: [15] propone el diseño de un sistema de control de cabeceo y alabeo de un UAV tipo Quadrotor; en [16] se propone el diseño de un sistema de control de posición de cola de un helicóptero de aeromodelismo; y en [17] se implementa el sistema de control de la cola de un helicóptero radio-controlado. A nivel colombiano, se destaca el trabajo realizado en [12, 13, 14] donde se identifica el modelo de un mini-helicóptero robot usando: algoritmos genéticos, métodos heurísticos de búsqueda tabú y métodos de optimización.

## **1.2 PLANTEAMIENTO Y DEFINICIÓN DEL PROBLEMA**

La identificación de modelos que describan la dinámica de sistemas se ha consolidado como un elemento fundamental en el desarrollo de tecnologías UAV, debido a su alta demanda en diferentes aplicaciones que, cada vez más, exigen rapidez de respuesta y estabilidad frente a perturbaciones como corrientes de aire y condiciones climáticas, entre otros requerimientos de alta eficiencia. En algunos casos estas características son difíciles de alcanzar como consecuencia principal de la naturaleza no-lineal que presentan dichos sistemas lo cual conduce a estudios de métodos muy complejos para su análisis.

La caracterización del comportamiento dinámico en sistemas de ingeniería, debido a su alta demanda en aplicaciones complejas, se convierte en un tópico de interés activo en investigación para áreas como la electrónica digital, el control y la automatización. Una alternativa aceptada para estudiar la identificación de sistemas, la constituyen la validación

experimental de modelos, para nuestro caso particular tomaremos como base de análisis la estructura presentada en el trabajo de Yao Junkui et al (Study on UAV Flight Based Identification Technology – 2010 [1]).

Por todo lo anterior, alrededor de esta temática es válido plantearse inquietudes de investigación como las siguientes: ¿Cómo seleccionar un modelo matemático adecuado para la identificación que describe la dinámica del avión? ¿Cómo diseñar y construir un procedimiento experimental para la determinación de los parámetros del modelo? ¿Cómo desarrollar un procedimiento de validación entre los resultados experimentales y teóricos?

El presente proyecto de grado busca realizar aportes direccionados a la resolución de estas inquietudes, constituyendo una base para posteriores desarrollos afines al interior del grupo de investigación CEMOS, que permitan abordar de manera profunda esta temática en el contexto del área estratégica de *Supervisión experta, Automatización y Control* de la Universidad Industrial de Santander.

## **1.3 OBJETIVOS**

### **1.3.1 Objetivo general**

- Obtener el modelo experimental de los ejes de elevación y alabeo en un avión a escala de ala fija.

### **1.3.2 Objetivos específicos**

- Obtener experimentalmente un modelo matemático adecuado para la dinámica de un avión a escala, disponible para pruebas y equipado con debida instrumentación, usando configuración en lazo abierto.
- Definir los parámetros del modelo usando técnicas de identificación.
- Validar el modelo.

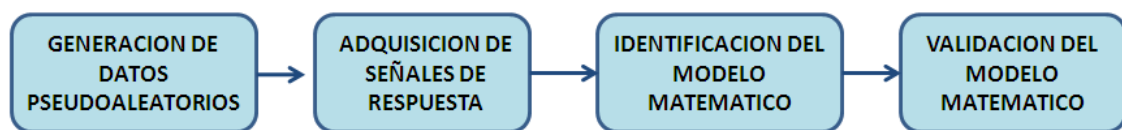
## 2. INSTRUMENTACION Y ADECUACION PARA PRUEBAS

El presente capítulo aborda la formulación de un procedimiento para obtener experimentalmente los modelos matemáticos que describen los ejes de elevación y alabeo en un aeromodelo. Un elemento importante en el procedimiento experimental propuesto recae en la reproductividad que ofrece el método de identificación del modelo para otras aplicaciones en ingeniería que impliquen adquisición de datos digitales en tiempo de ejecución y de análisis de información fuera de línea.

### 2.1 ESQUEMA GENERAL DEL PROCEDIMIENTO EXPERIMENTAL

En la Figura 2.1 se muestra el diagrama de bloques que resume las etapas del procedimiento experimental desarrollado como parte de las actividades del presente trabajo de grado, con el objetivo de obtener los modelos matemáticos requeridos. A continuación se realizará una descripción de cada una de dichas etapas.

Figura 2.1: Diagrama de bloques del procedimiento experimental.



Fuente: Autor.

- **Generación de datos Pseudoaleatorios:** esta etapa se encarga de constituir una señal de excitación al sistema con una cantidad suficiente de componentes frecuenciales (señal de excitación persistente), en modo tal que sea posible activar en el mismo la mayor cantidad de dinámicas

reflejadas en su respuesta. En términos prácticos esta señal corresponde con una secuencia binaria pseudoaleatoria programada en un PC a través de LABVIEW® aplicada mediante un módulo de comunicación de radiofrecuencia a la entrada del sistema (servomotores). En la sección 2.1.2 se realizará una descripción de los elementos específicos empleados para ejecutar las tareas de comunicación en el sistema.

- **Adquisición de señales de respuesta:** esta etapa realiza la captura de la respuesta del sistema ante el estímulo de la señal de excitación persistente. Para facilitar el análisis de los datos existe una sincronía en tiempos entre cada muestra adquirida como respuesta y la correspondiente a la excitación de entrada en dicho instante de tiempo. En términos prácticos la señal obtenida en los sensores del sistema (acelerómetro y giroscopio) se envía a un PC mediante un módulo de comunicación de radiofrecuencia, que permite almacenar la información (tanto de entrada como de salida) a través de rutinas de código realizadas en LABVIEW®. En la sección 2.1.2 se explicará en detalle la instrumentación (sensores y actuadores) adicionada al sistema.
- **Identificación del modelo matemático:** empleando técnicas de análisis estadístico es posible inferir la relación matemática entre los vectores de entrada y salida obtenidos para el sistema en los dos procedimientos descritos previamente. Este proceso se desarrolló fuera de línea haciendo uso de la herramienta de identificación de MATLAB® (IDENT – System Identification Toolbox [4]) empleando principalmente el ajuste de correlación entre modelos paramétricos lineales.

- **Validación del modelo matemático**: una vez obtenida la mejor estimación estadística del modelo matemático para relacionar los conjuntos de datos de interés, se efectuó validación adicional a partir de comparación entre los resultados analíticos y experimentales para un conjunto de datos de prueba constituidos por señales impulso, escalón, rampa y parábola. Las señales generadas de manera experimental (salidas) fueron comparadas con los resultados obtenidos a partir de evaluar los modelos con el mismo conjunto de datos de excitación. El porcentaje de error de las predicciones teóricas respecto a los valores experimentales permitió corroborar la validez de los modelos matemáticos identificados.

## **2.2 CONSTRUCCIÓN E INSTRUMENTACIÓN DE UN PROTOTIPO PARA PRUEBAS**

Para poder aplicar la metodología descrita en la sección 2.1, es necesario constituir un sistema que facilite la generación y captura de datos con los cuales posteriormente sea posible derivar los modelos matemáticos correspondientes. Para este propósito, inicialmente se diseñó un prototipo para pruebas en tierra que permitió demostrar la validez del procedimiento experimental sugerido. Una vez realizados los ajustes técnicos y metodológicos del caso, se procedió a realizar pruebas en vuelo sobre el aeromodelo. Los resultados durante cada uno de estos procesos serán ilustrados en el Capítulo 3. A continuación se realizará una descripción de las características de diseño, construcción e instrumentación de los diferentes prototipos empleados.

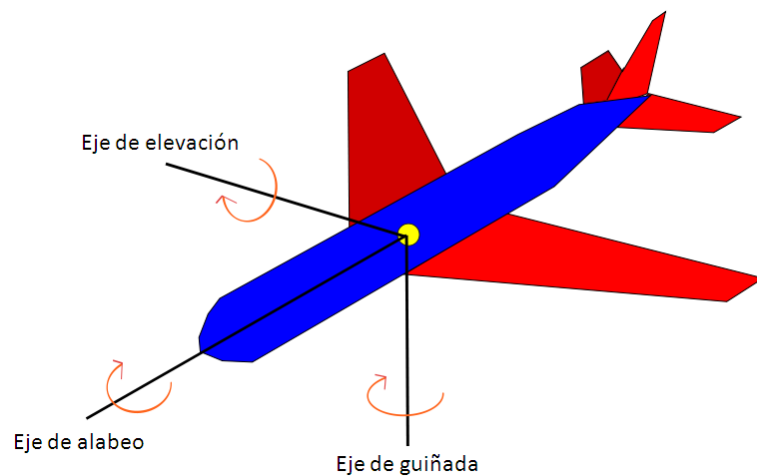
### **2.2.1 Prototipo para Pruebas en Tierra**

Inicialmente se debe dejar claridad respecto a los modelos matemáticos requeridos como objetivo del presente proyecto. El primero de ellos es el modelo del eje de elevación. En la Figura 2.2 se observan los tres ejes principales de

rotación en un aeroplano. El eje de elevación permite manipular la inclinación del avión a partir de la posición de los alerones traseros (ubicados en la cola del avión). Si se piensa en una relación entrada-salida se debe entonces considerar como entrada la posición del alerón y como salida la información dinámica en el eje de elevación a partir de su posición y de su velocidad angular.

Un escenario similar se presenta en el caso del segundo modelo matemático requerido, el eje de alabeo, que relaciona el giro lateral del cuerpo del avión (ver Figura 2.2). En este caso también es posible definir como entrada a la posición del alerón central (ubicado en el ala principal del aeroplano) y como salidas al ángulo que forma el cuerpo del avión con la horizontal y a su razón de cambio (velocidad angular).

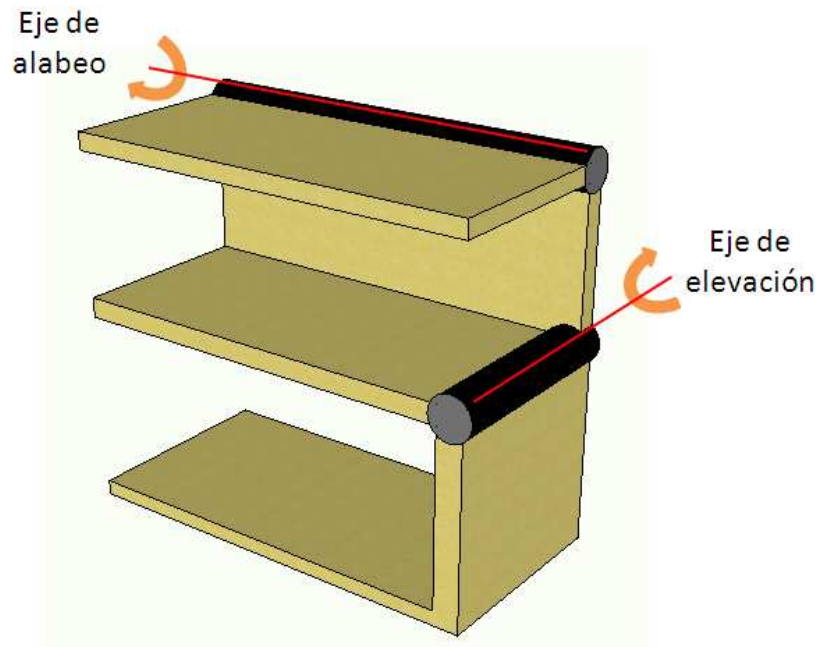
Figura 2.2: Ejes de rotación de un avión.



Fuente: Wikipedia.org

Por tanto, para obtener una aproximación inicial del comportamiento del avión se propuso una estructura que permitiera emular en tierra los movimientos correspondientes a los dos ejes requeridos. Para ello se diseñó la configuración ilustrada en la Figura 2.3.

Figura 2.3: Diseño de estructura en balsa para el movimiento en los ejes de elevación y alabeo.



Fuente: Autor

Dicha estructura fue inicialmente concebida en balsa, pero debido a su poca rigidez y a favor de constituir una versión más robusta del prototipo se realizó su construcción definitiva empleando acrílico. Como se observa en la Figura 2.3 el prototipo está diseñado para generar movimiento en dos ejes de rotación. Para ello se requiere actuar los ejes mediante el uso de servomotores de precisión. En la misma medida, se requiere medir la posición y velocidad angulares de cada uno de los ejes. Lo anterior se constituyó a partir de la siguiente configuración de instrumentos:

- **Actuadores.** Como actuadores para cada eje de rotación se emplearon servomotores de referencia TURNIGY TGY-S3317M, ilustrados en la Figura 2.4. Dichos servomotores poseen las características descritas en la Tabla 2.1.

Figura 2.4: Servomotores empleados como actuadores para modificar la posición de los ejes en el prototipo en tierra.



Fuente: [2]

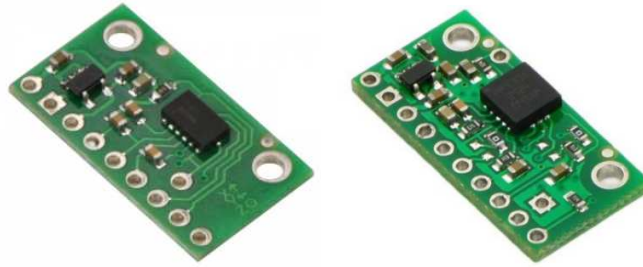
Tabla 2.1: Especificaciones técnicas del Servomotor TURNIGY TGY-S3317M.

Peso (g)	26
Torque (kg/cm)	3
Velocidad (Sec/60deg)	0.14
Potencia [W]	2.5
Alimentación [V]	5
Corriente Nominal [A]	0.5

Fuente: [2]

- **Sensores.** Como dispositivos de captación para la posición y velocidad angulares de los ejes de rotación se emplearon respectivamente: un acelerómetro (de 3 ejes) de referencia MMA7361L y un giróscopo (de 2 ejes) de referencia LPY550A (ver Figura 2.5), ambos con disponibilidad comercial a través del fabricante POLOLU® [3]. Las características técnicas para dichos sensores se resumen en la Tabla 2.2.

**Figura 2.5:** Sensores empleados para capturar la información dinámica angular en los ejes del prototipo. Izquierda: acelerómetro MMA7361L (medición de ángulo); derecha: giróscopo LPY550A (medición de velocidad angular).



Fuente: [3]

Tabla 2.2: Especificaciones técnicas para sensores utilizados.

<b>MMA7361L</b>		<b>LPY550A</b>	
Numero de ejes	3: X/Y/Z	Numero de ejes	2: X/Z
Rango	+/-1.5g o +/-6g	Rango de medición	$\pm 500\%/s$ y $\pm 2000\%/s$
Voltaje alimentación	3.3-12V	Voltaje de alimentación	3V
Voltaje de salida	0-3.3V	Sensibilidad	0.5 mV/(%/s)
Corriente de consumo	0.5mA	Tamaño:	0.5" x 1.0"
Tamaño	1.3mmx2,5mm	Tolerancia de choque	10000g
Choque Máximo	1000g		

Fuente: [3]

Con el objetivo de obtener una medida fiable en los datos del sensado, se siguieron los lineamientos sugeridos por los fabricantes en las respectivas hojas de datos de cada dispositivo. El procedimiento de conexión al igual que otros aspectos técnicos (incluidos los diagramas circuitales y los de circuitos impresos diseñados) se incluyen en el Anexo A.

- **Dispositivos de Comunicación.** A manera de preámbulo de las mediciones en aire, las señales de mando para los actuadores y las respectivas medidas de la respuesta en los sensores, fueron transmitidas hacia y desde el prototipo empleando dispositivos de comunicación por radiofrecuencia. En particular, se realizó un procedimiento de dos pasos:

**1) Transmisión de estímulos pseudoaleatorios para actuadores:** este procedimiento se realizó empleando la función TRAINER (señal de mando externo) del radiocontrol TURNIGY-ER-9X (ver Figura 2.6).

Figura 2.6: Mando por radiofrecuencia empleado para operar los actuadores del prototipo.

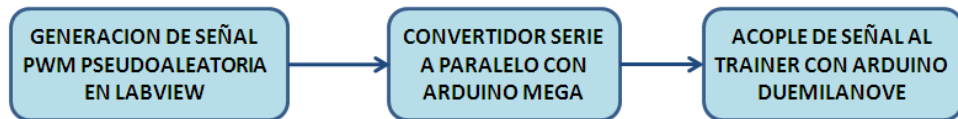


Fuente: [3]

Para aplicar el estímulo pseudoaleatorio fue necesario crear una trama de datos compatible con el protocolo de comunicación empleado por el radiocontrol. En particular, se constituyó una señal PWM (modulada por

ancho de pulso) con periodo de 2 [ms] y ciclo útil de entre el 50% y el 100% (i.e. nivel alto entre 1 y 2 [ms]). La señal pseudoaleatoria fue construida en LABVIEW® y posteriormente transmitida vía puerto USB a una tarjeta de microcontrolador (ARDUINO® MEGA) actuando como convertidor serie a paralelo. A su vez, este último se interconectó a un segundo microcontrolador (ARDUINO® DUEMILANOVE) encargado de realizar la conversión digital-analógica de la señal PWM que finalmente fue acoplada al terminal de entrada externa del radiocontrol. Un diagrama de bloques del sistema de transmisión de estímulos se presenta en la Figura 2.7.

Figura 2.7: Diagrama de bloques del sistema de transmisión de estímulos pseudoaleatorios empleado para operar los actuadores del prototipo.



Fuente: Autor.

- 2) Recepción de señales de servomotores y de medida en sensores:** este procedimiento se realizó empleando los módulos intercomunicadores por radiofrecuencia X-Bee de referencia X-Bee Pro S2 (ver Figura 2.8) disponibles comercialmente a través del fabricante Digi International [5]. Las especificaciones técnicas para este dispositivo se resumen en la Tabla 2.3.

Figura 2.8: Módulo X-Bee empleado para recepción de datos generados por el prototipo.



Fuente: [5]

Tabla 2.3: Especificaciones técnicas del Módulo intercomunicador X-Bee Pro S2.

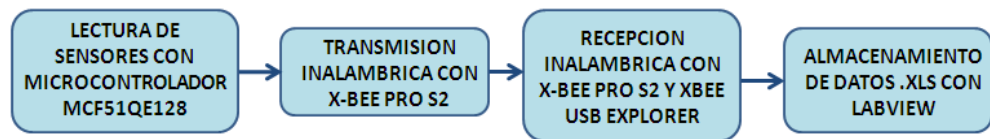
<b>X-Bee Pro S2</b>	
Voltaje	3V
Corriente Nominal	50mA
Potencia salida	60mW
Rango	1500m
Antena	Integrada tipo cable
Encriptación	128-bit

Fuente: [5]

Para adquirir las señales provenientes del prototipo (correspondientes a los estímulos recibidos por los servomotores y las respuestas capturadas por los sensores), se diseñó una tarjeta basada en el microcontrolador MCF51QE128 de FREESCALE® (ver Anexo A). El objetivo de este circuito es capturar la información de los sensores y los actuadores para incorporarla en una trama serial que posteriormente es

enviada a partir del módulo transmisor del X-Bee a un PC para efectos de almacenamiento. Con el objetivo de generar sincronía entre los datos de entrada y de salida del sistema, se transmitieron en un mismo paquete las señales de estímulo a los servomotores y de lectura del acelerómetro y del giroscopio, eliminando retardos nocivos en el proceso de identificación. La captura y posterior almacenamiento de datos se realizó a través de la misma interfaz de LABVIEW® empleada para la generación de datos pseudoaleatorios. La Figura 2.9 ilustra el diagrama de bloques para el sistema de recepción de datos implementado.

Figura 2.9: Diagrama de bloques del sistema de recepción de señales obtenidas desde el prototipo.



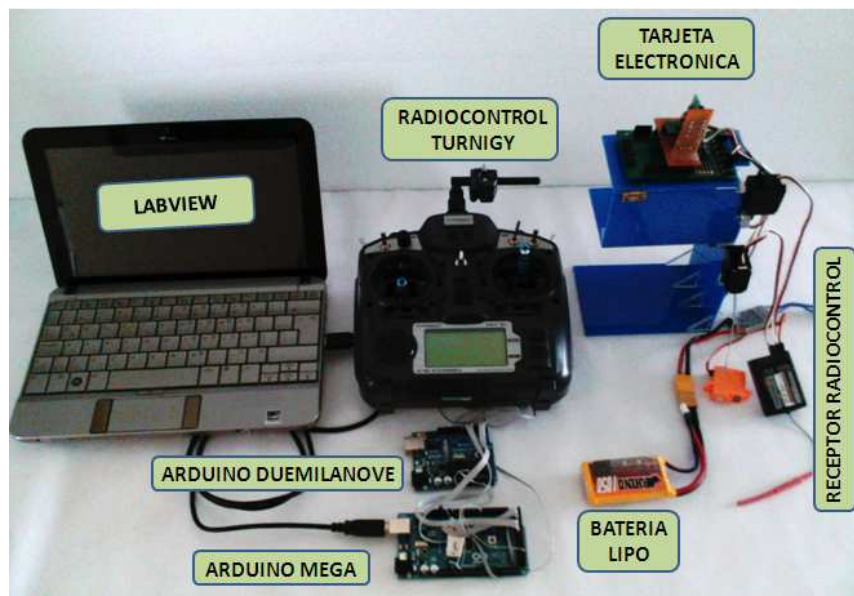
Fuente: Autor.

Finalmente, se constituyó el sistema para pruebas en tierra que se muestra en la Figura 2.10. Este prototipo permitió verificar la validez de la metodología experimental sugerida en el numeral 2.1 según se mostrará a partir de los resultados presentados posteriormente en el Capítulo 3.

Figura 2.10: Prototipo para realización de pruebas de adquisición de datos que emula el comportamiento de los ejes de elevación y alabeo de un aeromodelo: (a) estructura implementada para emular el comportamiento de los ejes; (b) sistema instrumentado para generación de estímulos y captura de datos.



(a)



(b)

Fuente: Autor.

## 2.2.2 Prototipo para Pruebas en Aire

Una vez constituida y verificada la instrumentación del sistema de generación de estímulos y de captura de datos, el paso siguiente consistió en realizar la adquisición de información del comportamiento dinámico de un aeromodelo real. Para ello se contó con asesoría técnica por parte de la empresa EYE S.A.S la cual suministró el avión a escala que se muestra en la Figura 2.11 para la realización de las pruebas respectivas. Las características principales del aeromodelo se resumen en la Tabla 2.4. Asimismo, un detalle de la ubicación de los actuadores y de los sensores en el vehículo se ilustra en la Figura 2.12.

Figura 2.11: Avión a escala proporcionado por la empresa EYE S.A.S para el desarrollo de pruebas en aire.



Fuente: Autor.

Tabla 2.4: Especificaciones técnicas del aeromodelo.

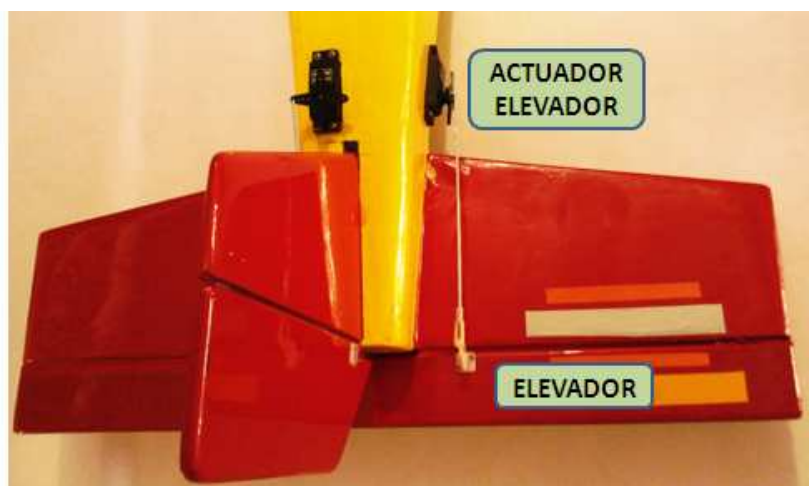
<b>Aeromodelo</b>	
Tipo de avión	Entrenador - Trainer
Envergadura	1.8 m
Motor	Brushless RIMFIRE 35-48 1600 kv
Speed Control	HOBBYKING 90/100 Amp
Batería	LIPO Zippy 3C 5000 mA 25-50C

Fuente: [6]

Figura 2.12: Instrumentación de aeromodelo para captura de datos en aire: (a) generación y transmisión de señales pseudoaleatorias al avión; (b) aeromodelo instrumentado para la estimulación del elevador; (c) aeromodelo instrumentado para la estimulación de los alerones; (d) tarjeta ubicada en el centro de masa del compartimiento del avión.



(a)



(b)



(c)



(d)

Fuente: Autor.

En este punto es conveniente aclarar que para obtener un comportamiento adecuado entre los estímulos generados y las respuestas capturadas por la instrumentación asociada al sistema, fue necesario ajustar principalmente los niveles de actuación en comparación con los valores programados para el prototipo de pruebas en tierra. Lo anterior se debió principalmente al cambio de medio de operación, pues la dinámica del prototipo en el aire presenta una mayor sensibilidad a los cambios de la entrada (posición del servomotor), con el agravante de generar situaciones que ponen en riesgo la integridad del avión a escala. A pesar de ello, los resultados obtenidos al aplicar la metodología de identificación para los modelos del sistema son satisfactorios según se demuestra a partir de los resultados obtenidos presentados en el Capítulo 3.

### **3. IDENTIFICACION Y VALIDACION**

A partir del procedimiento propuesto en el capítulo anterior, se presentan a continuación los resultados obtenidos tras aplicar la metodología de identificación experimental sugerida para obtener los modelos de elevación y alabeo de la dinámica de un avión a escala.

#### **3.1 IDENTIFICACIÓN DE MODELOS EMPLEANDO EL PROTOTIPO PARA PRUEBAS EN TIERRA**

Aplicando los pasos sugeridos en la Figura 2.1, la primera etapa que debe llevarse a cabo en el procedimiento para obtener los modelos matemáticos requeridos consiste en la generación de los datos de entrada y salida para estímulos del tipo binario pseudoaleatorio. La Figura 3.1 muestra las señales generadas experimentalmente en este punto, para excitar las dinámicas del eje de elevación en el prototipo para pruebas en tierra con sus correspondientes señales de respuesta.

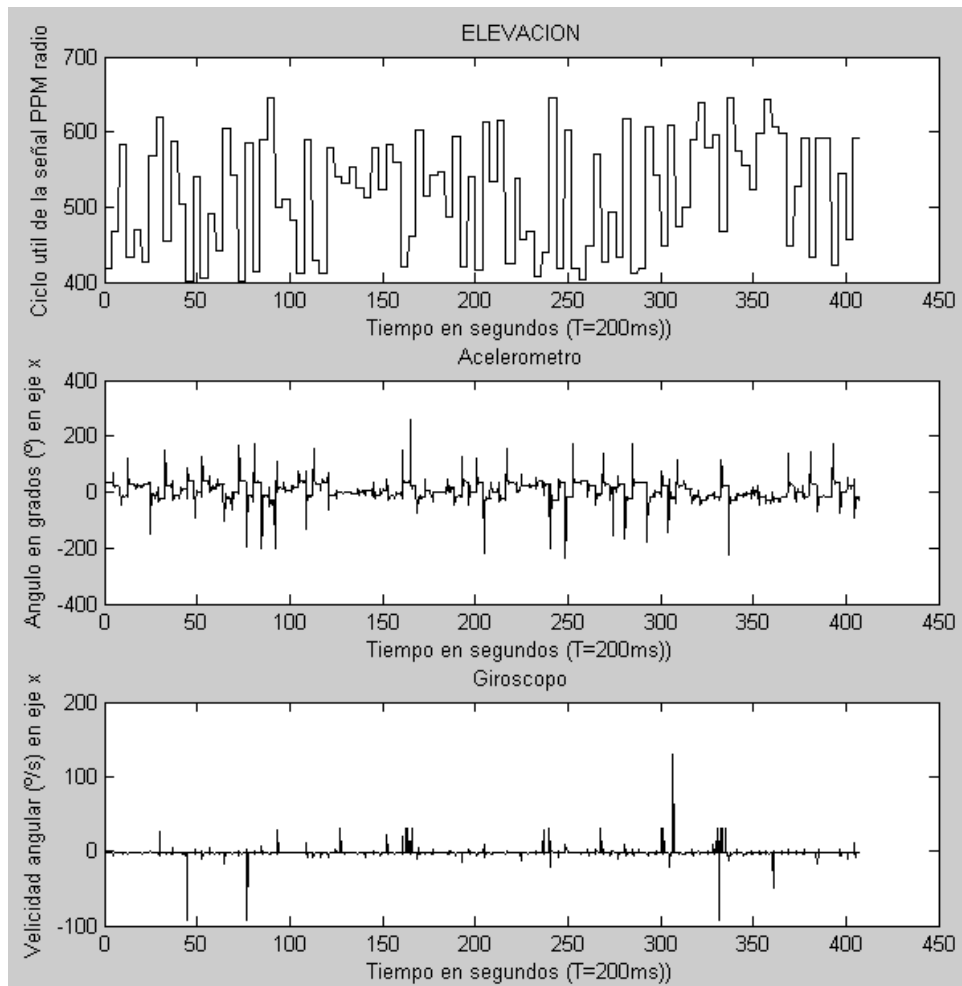
##### **3.1.1 Modelo para ángulo de elevación:**

En adelante, se ilustrará el procedimiento de identificación y validación del modelo para el caso de la relación de transferencia entre el ángulo de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación. Se tomará a este como el procedimiento de referencia replicado posteriormente en los tres modelos restantes a identificar.

De esta manera, con los datos correspondientes de la Figura 3.1 se accede a la herramienta de identificación de sistemas de MATLAB® (IDENT – System Identification Toolbox) en donde el primer paso consiste en seleccionar la mitad inicial de los datos como conjunto de estimación y la segunda mitad como conjunto de validación. Con estos subconjuntos de datos se efectuó identificación

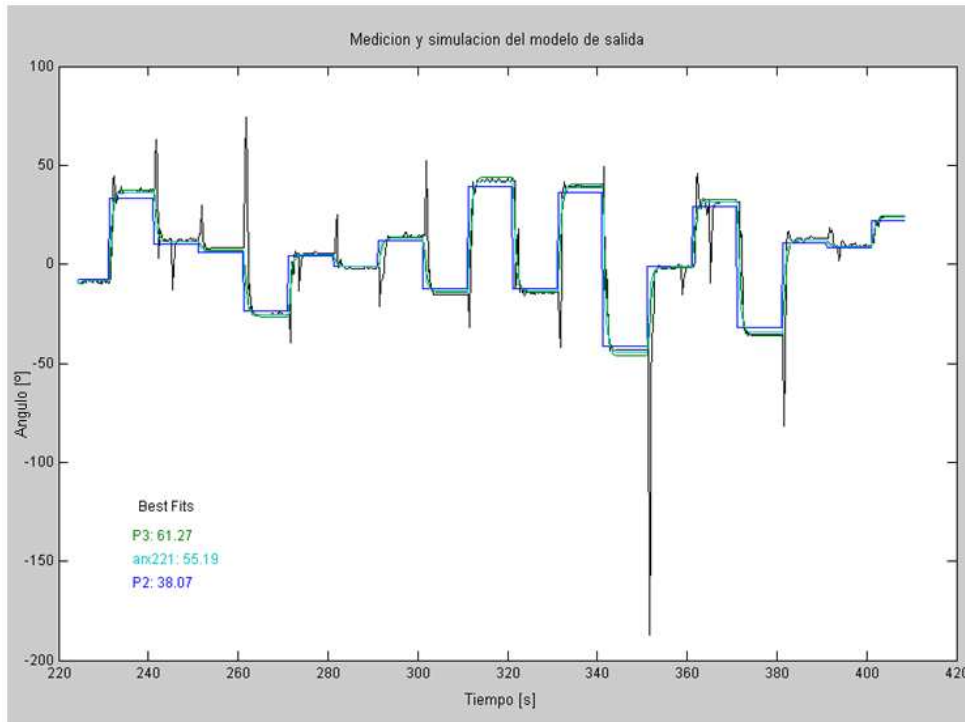
del modelo matemático que permite relacionar los datos de entrada y salida, para el caso de diferentes estructuras lineales paramétricas entre ellas: ARX, ARMAX y de función de transferencia con y sin retardo. Para ilustración de los pasos requeridos en la identificación de sistemas empleando la herramienta IDENT de MATLAB® se recomienda al lector consultar el siguiente instructivo [10], en la misma medida para información relacionada con la justificación estadística de las estructuras de modelos disponibles en la herramienta IDENT se recomienda el libro [11].

Figura 3.1: Señales de excitación y respuesta para estímulos binarios pseudoaleatorios en el eje de elevación del prototipo para pruebas en tierra.



Fuente: Autor.

Figura 3.2: Correlación de modelos para identificación de la relación de transferencia entre el ángulo de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación.



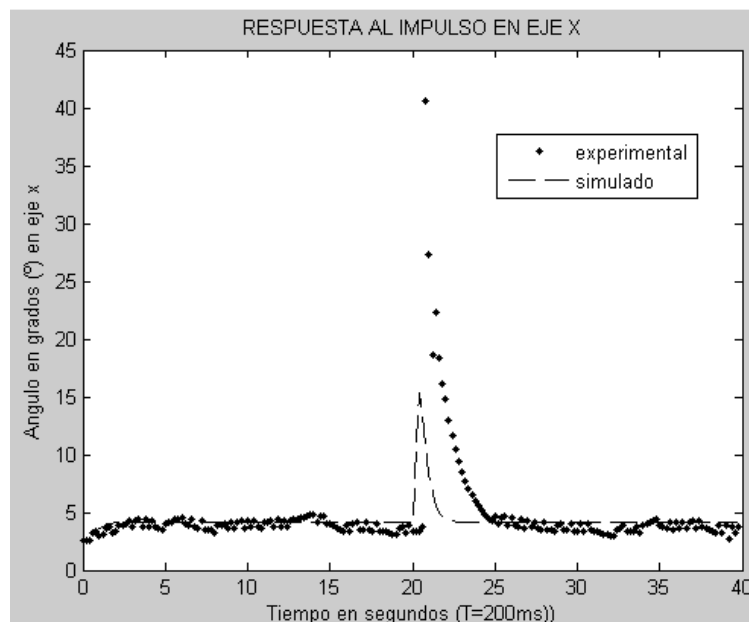
Fuente: Autor.

La Figura 3.2 muestra los resultados de correlación obtenidos por la herramienta de identificación para el caso de los modelos P2 (Polinomio de orden dos), P3 (Polinomio de orden tres), y ARX221 (auto regresivo con entrada exógena de orden dos). La elección de estos modelos de prueba se basó en el alto índice de correlación obtenido (best fit) en comparación con otras opciones. Los picos visibles en la señal se deben al principio de funcionamiento de placas capacitivas paralelas del sensor. Como se observa de la Figura 3.2, la correlación más alta entre los conjuntos de entrenamiento y validación (61.27%) se obtuvo para el modelo de tipo P3 - *polinomio de orden tres*. Por tanto, el modelo obtenido como mejor estimado de la relación entrada salida del sistema corresponde con:

$$H_1(s) = \frac{-0.41478}{(0.032793 * s^3 + 0.307354 * s^2 + 0.96024 * s + 1)} \quad (3.1)$$

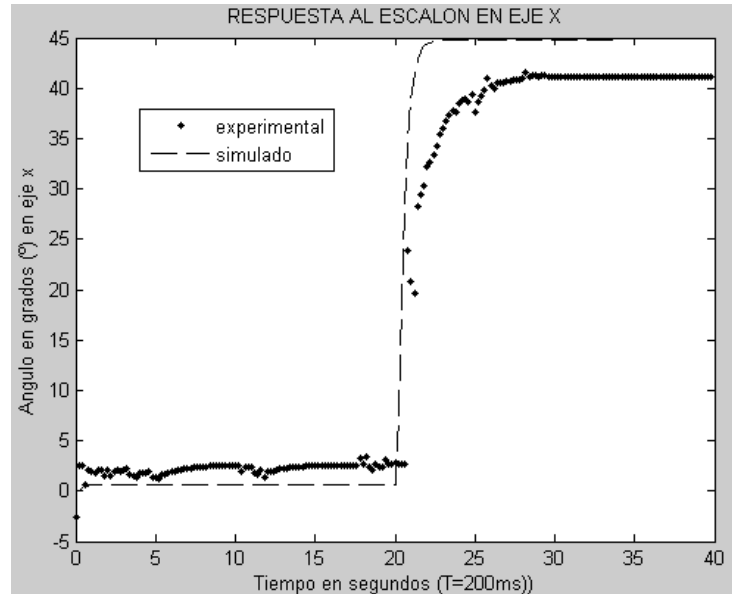
Con esta función de transferencia para el modelo estimado, se procede a realizar una nueva validación con estímulos independientes correspondientes a señales del tipo: impulso, escalón, rampa y parábola. De esta manera las Figuras 15-18 presentan las salidas simuladas (evaluación numérica de la ecuación 3.1) respecto a las obtenidas mediante medidas experimentales, para los cuatro casos de señales de validación considerados. Como se observa a partir de una evaluación cualitativa, es evidente la pertinencia en el comportamiento del modelo estimado respecto a los resultados de las medidas reales del sistema, lo cual permite validar como acertada a la representación matemática del modelo presentado por la ecuación 3.1 para relacionar los conjuntos de datos de entrada y de salida considerados. La Tabla 3.1 contiene información de las medidas de error cuadrático medio obtenidas para la validación. De manera similar se obtuvieron los tres modelos estimados para los casos restantes.

Figura 3.3: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo.



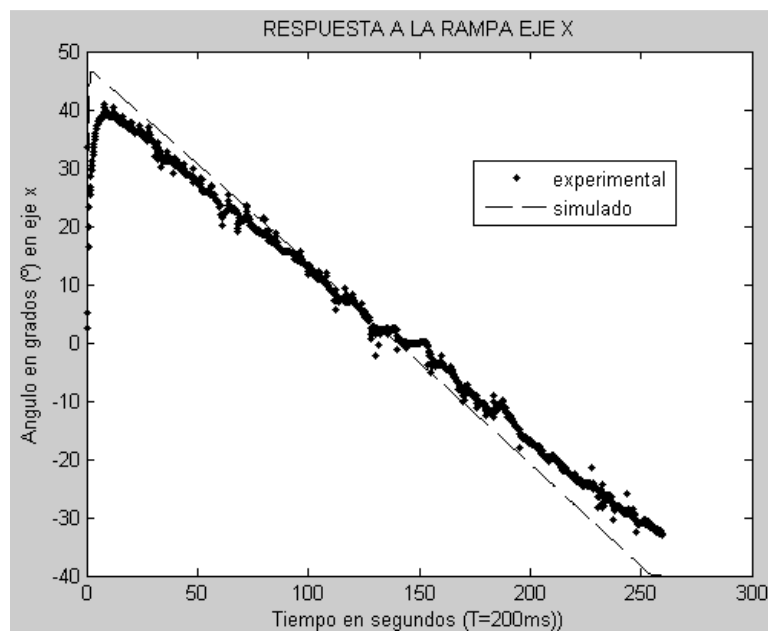
Fuente: Autor.

Figura 3.4: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón.



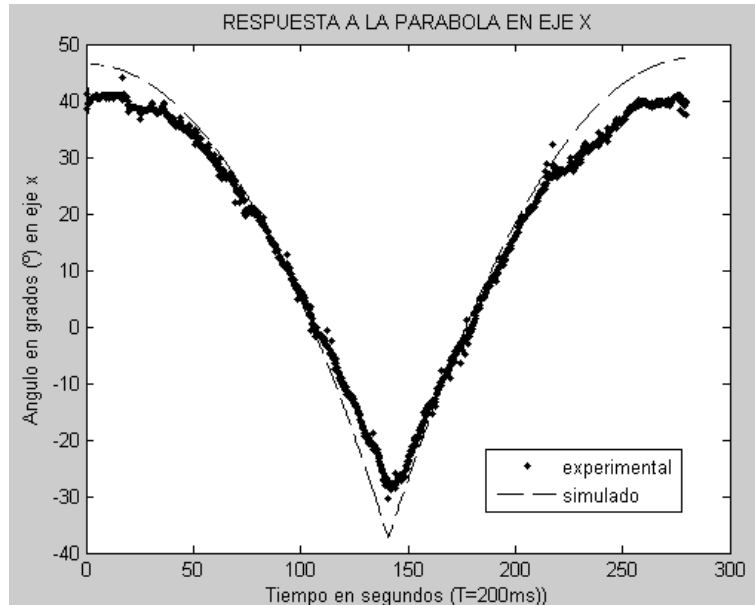
Fuente: Autor.

Figura 3.5: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa.



Fuente: Autor.

Figura 3.6: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico.



Fuente: Autor.

Tabla 3.1: Error cuadrático medio ECM de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas.

Señal de entrada	Error
Impulso	85.46%
Escalón	21.65%
Rampa	27.35%
Parábola	23.17%

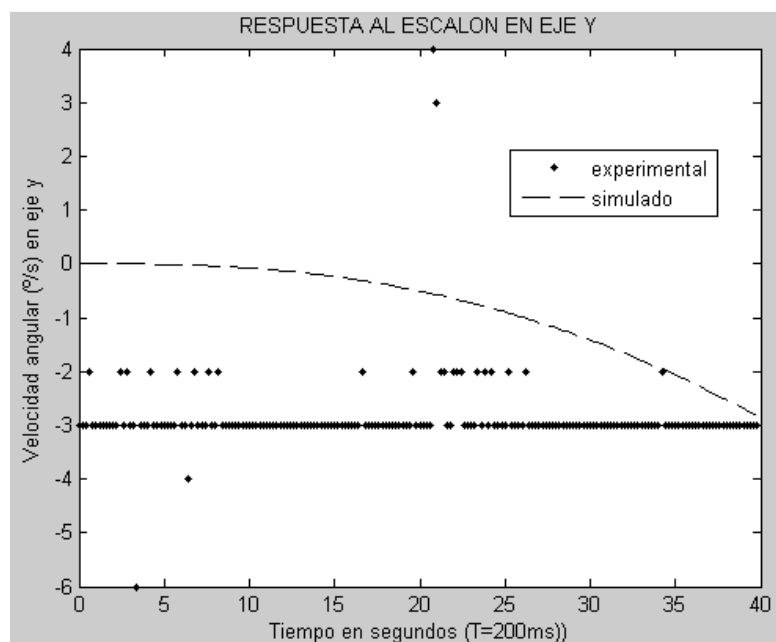
Fuente: Autor.

### 3.1.2 Modelo para velocidad de elevación:

En contraste con los resultados obtenidos en el numeral anterior, para el caso de la relación de transferencia entre la velocidad angular de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación, no se produjo

una respuesta satisfactoria por parte del sistema de medición implementado. Lo anterior se explica por la característica de los transductores empleados (giroscopios) los cuales requieren vencer una inercia mínima para producir lecturas de variación angular, situación que no fue posible satisfacer a partir del conjunto de estímulos generado. Como ejemplo de ello se muestra la Figura 3.7 en la cual es evidente la incapacidad del sensor para generar lecturas consistentes. En el Anexo B se incluyen los resultados de las pruebas realizadas para este caso, que como ya se ha motivado no serán incluidos en el presente capítulo por su baja fiabilidad. Se propone como trabajo futuro complementario al presente proyecto de grado la utilización de sensores de velocidad que garanticen sensibilidad en el rango de operación ofrecido por el conjunto de prueba propuesto.

Figura 3.7: Ejemplo de inconvenientes presentados respecto a la medición de velocidad angular en el prototipo de pruebas. Fuente: Autor.



Fuente: Autor.

### 3.1.3 Modelo para ángulo de alabeo:

Para el caso de la relación de transferencia entre el ángulo de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo, se obtuvo la función de transferencia que se indica en la ecuación 3.2:

$$H_2(s) = \frac{-0.37007}{(0.065683 * s^3 + 0.613015 * s^2 + 1.64034 * s + 1)} \quad (3.2)$$

Dicho modelo fue obtenido por considerarse el mejor a partir de las correlaciones de identificación resumidas en la Tabla 3.2.

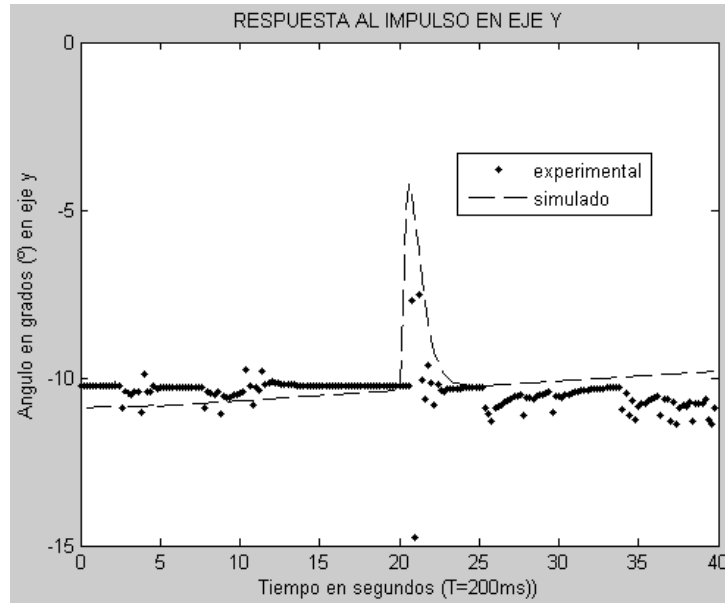
Tabla 3.2: Correlación de modelos identificados para la relación de transferencia entre el ángulo de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo.

<b>Modelo</b>	<b>Best Fit</b>
<i>Impulso</i>	<b>34.29</b>
AMX orden 4	34.23
Polinomioorden 2	33.66
OE orden 2	32.5
ARX orden 4	31.99
Polinomioorden 3	30.55
Polinomioorden 3	25.63

Fuente: Autor.

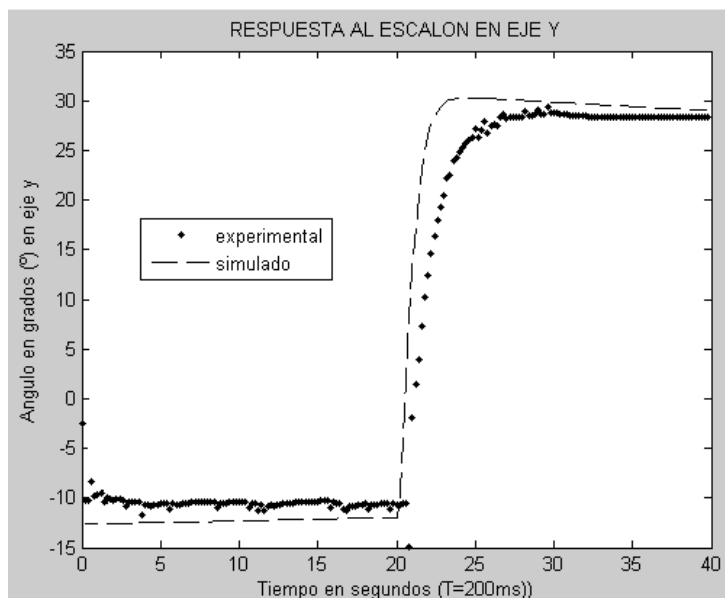
Los datos de validación se muestran en las Figuras 3.8 – 3.11 y en la Tabla 3.3.

Figura 3.8: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo.



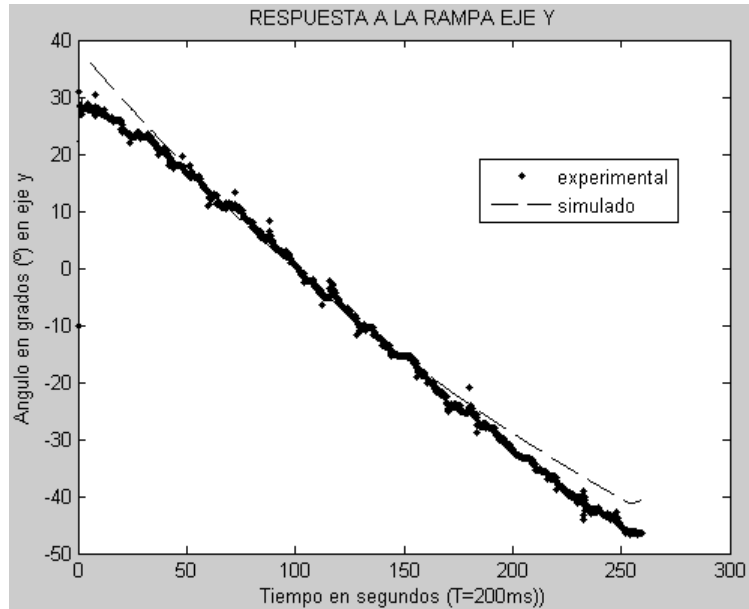
Fuente: Autor.

Figura 3.9: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón.



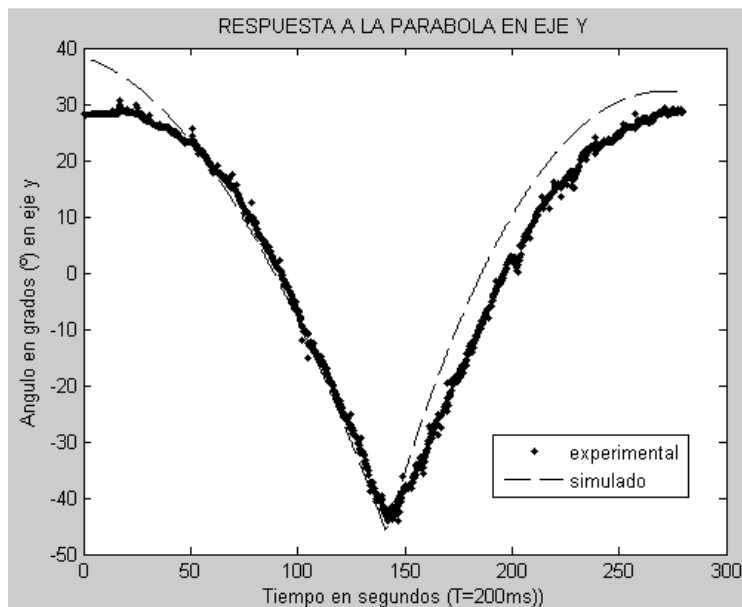
Fuente: Autor.

Figura 3.10: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa.



Fuente: Autor.

Figura 3.11: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico.



Fuente: Autor.

Tabla 3.3: Error cuadrático medio ECM de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas.

<b>Señal de entrada</b>	<b>Error</b>
Impulso	9.11%
Escalón	16.95%
Rampa	8.78%
Parábola	14.93%

Fuente: Autor.

### **3.1.4 Modelo para velocidad de alabeo:**

Para el caso de la relación de transferencia entre la velocidad angular de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo, también se obtuvieron inconvenientes de medida por parte del sensor de velocidad (giroscopio) los cuales se ilustran en el Anexo B.

Por tanto, a partir de los resultados obtenidos, principalmente en cuanto a medidas de los ángulos de los ejes, se verifica la validez del procedimiento experimental sugerido para obtener los modelos del sistema a partir del prototipo en tierra y por tanto, al tratarse de resultados satisfactorios se procede con la evaluación de las pruebas en el avión a escala.

## **3.2 IDENTIFICACIÓN DE MODELOS EMPLEANDO EL PROTOTIPO PARA PRUEBAS EN AIRE**

Tras replicar los procedimientos ilustrados en la sección 3.1, se obtuvieron las funciones de transferencia para los cuatro modelos de interés estimados en el modo descrito a continuación.

### 3.2.1 Modelo para ángulo de elevación:

Para la relación entre el ángulo de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación, se obtuvo la función de transferencia que se indica en la ecuación 3.3:

$$H_3(s) = \frac{(-475.45 * s - 0.45713)}{(107.232 * s^3 + 755.465 * s^2 + 1330.87 * s + 1)} \quad (3.3)$$

Dicho modelo fue obtenido por considerarse el mejor a partir de las correlaciones de identificación resumidas en la Tabla 3.4.

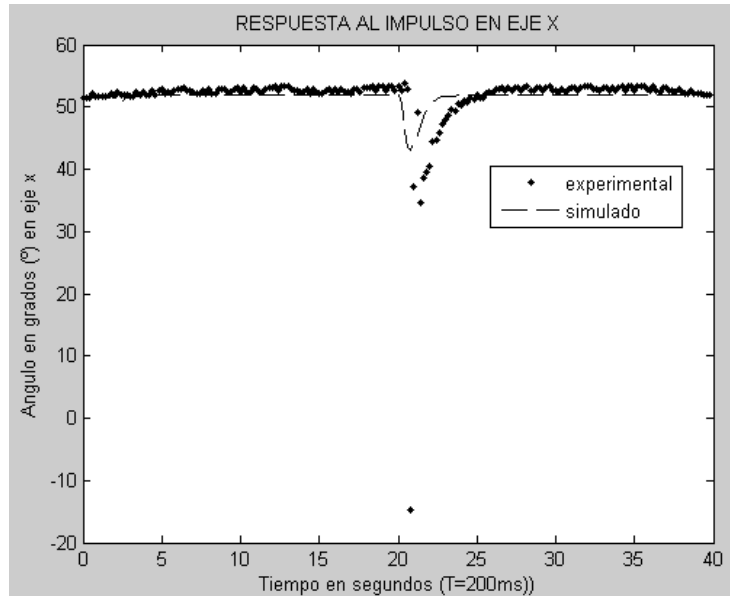
Tabla 3.4: Correlación de modelos identificados para la relación de transferencia entre el ángulo de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación.

<b>Modelo</b>	<b>Best Fit</b>
<i>Espacio de estados orden 4</i>	<b>61.3</b>
BJ orden 2	58.07
OE orden 2	58.07
AMX orden 2	56.73
ARX orden 4	56.44
Polinomio orden 3 con zero	46.93
Polinomio orden 3	35.47

Fuente: Autor.

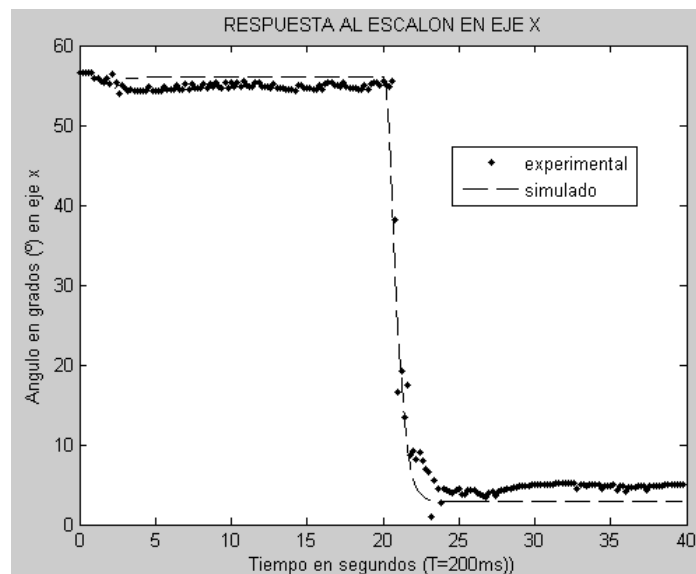
Los datos de validación se muestran en las Figuras 3.12 – 3.15 y en la Tabla 3.5.

Figura 3.12: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo.



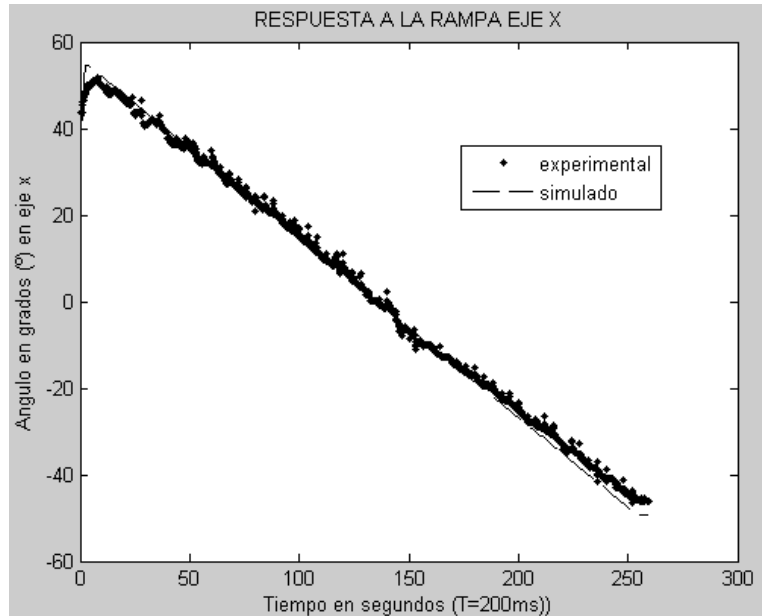
Fuente: Autor.

Figura 3.13: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón.



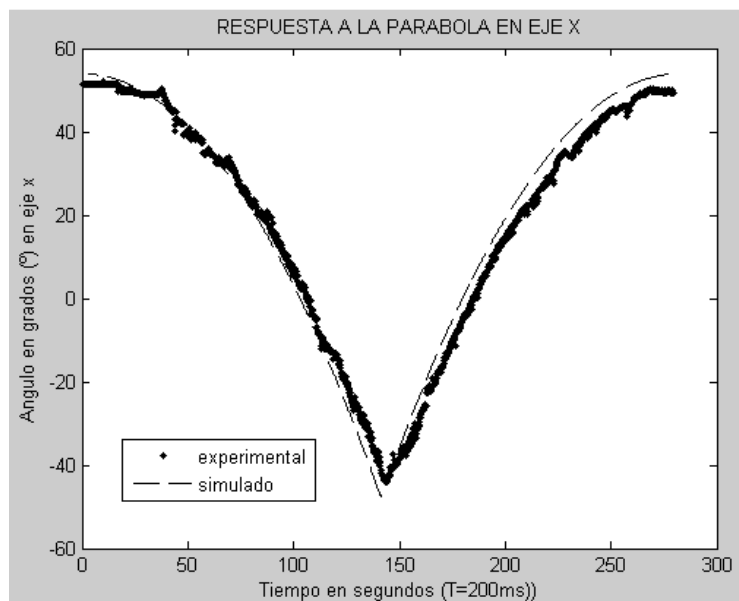
Fuente: Autor.

Figura 3.14: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa.



Fuente: Autor.

Figura 3.15: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico.



Fuente: Autor.

Tabla 3.5: Error cuadrático medio ECM de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas.

Señal de entrada	Error
Impulso	636.07%
Escalón	11.36%
Rampa	24.76%
Parábola	22.28%

Fuente: Autor.

### 3.2.2 Modelo para velocidad de elevación:

Para el caso de la relación de transferencia entre la velocidad de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación, se presentaron los inconvenientes previamente descritos en el modelo en tierra respecto a la medida de ángulo por parte de los sensores utilizados. El anexo B presenta los resultados obtenidos al desarrollar pruebas de identificación en este caso.

### 3.2.3 Modelo para ángulo de alabeo:

Para el caso de la relación de transferencia entre el ángulo de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo, se obtuvo la función de transferencia que se indica en la ecuación 3.4:

$$H_4(s) = \frac{(-122.226 * s + 8.3595 * 10^{-6})}{(86.8336 * s^3 + 342.604 * s^2 + 338.445 * s + 1)} \quad (3.4)$$

Dicho modelo fue obtenido por considerarse el mejor a partir de las correlaciones de identificación resumidas en la Tabla 3.6.

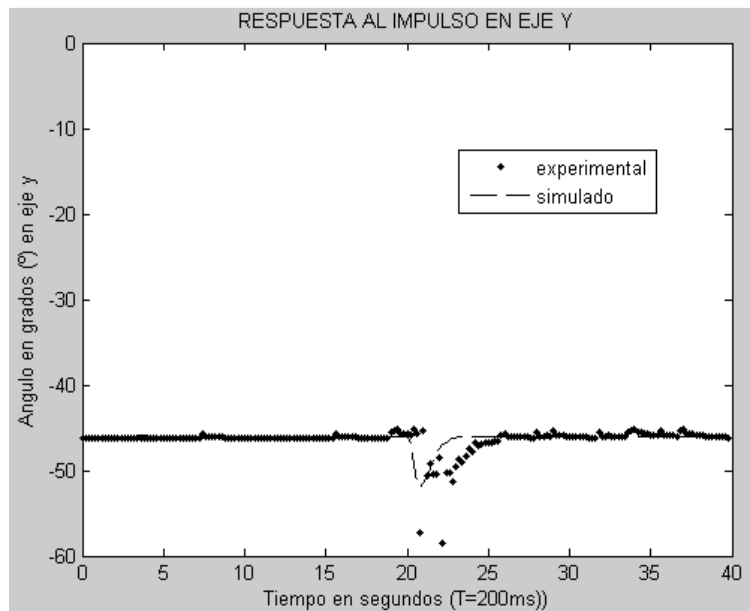
Tabla 3.6: Correlación de modelos identificados para la relación de transferencia entre el ángulo de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo.

<b>Modelo</b>	<b>Best Fit</b>
<i>Espacio de estados orden 4</i>	<b>55.61</b>
BJ orden 2	47.58
OE orden 2	47.58
AMX orden 2	53.29
ARX orden 4	54.93
Polinomio orden 3 con zero	50.3
Polinomio orden 3	51.13

Fuente: Autor.

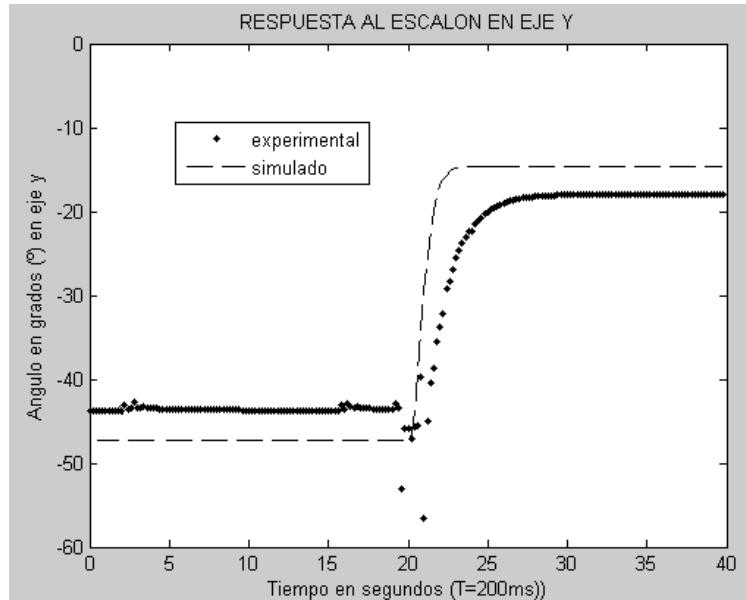
Los datos de validación se muestran en las Figuras 3.16 – 3.19 y en la Tabla 3.7.

Figura 3.16: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo.



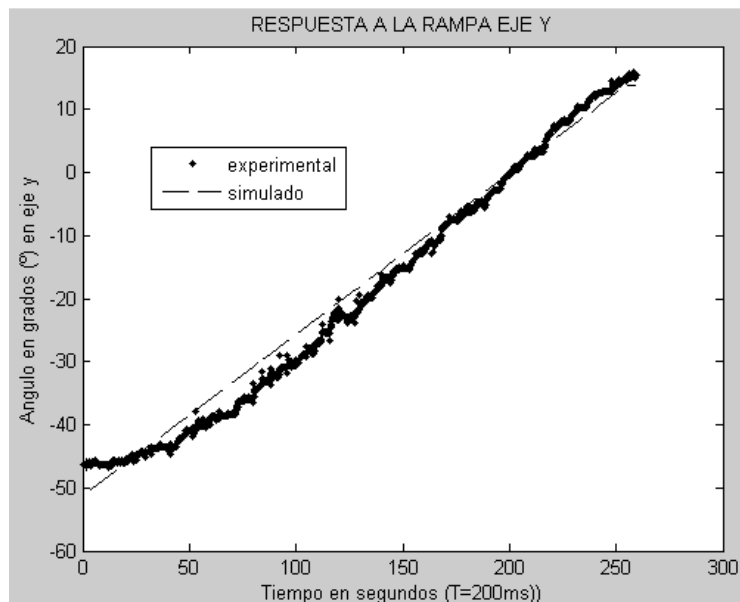
Fuente: Autor.

Figura 3.17: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón.



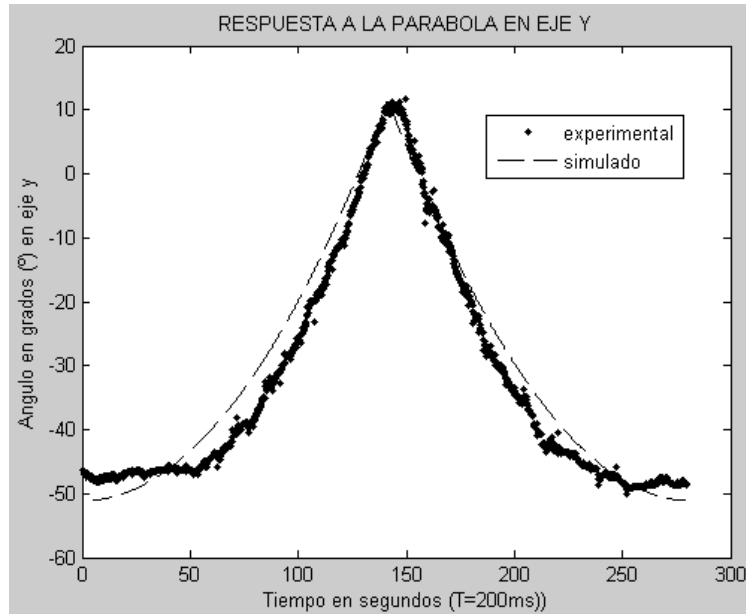
Fuente: Autor.

Figura 3.18: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa.



Fuente: Autor.

Figura 3.19: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico.



Fuente: Autor.

Tabla 3.7: Error cuadrático medio ECM de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas.

Señal de entrada	Error
Impulso	13.56 %
Escalón	5.89 %
Rampa	11.45 %
Parábola	13.59 %

Fuente: Autor.

### **3.2.4 Modelo para velocidad de alabeo:**

Una vez más no fue posible obtener resultados satisfactorios en las pruebas de identificación para este modelo debido a inconvenientes de medida de velocidad angular obtenidos por parte del dispositivo de medida (giroscopio) seleccionado. El Anexo B incluye los resultados de las pruebas experimentales para este caso.

A partir de los resultados obtenidos sobre las pruebas realizadas en el prototipo definitivo (avión a escala), principalmente en cuanto respecta a los generados para los modelos de los ángulos de los ejes del movimiento, se verifica la validez del procedimiento experimental propuesto y por tanto se satisfacen los objetivos pactados como parte del presente proyecto de grado.

Un aspecto por mejorar implica el ajuste en la calidad de las medidas para la velocidad angular del prototipo de modo tal que sea posible capturar información del movimiento en el rango de operación que en la práctica permite el procedimiento experimental propuesto.

## 4 CONCLUSIONES

A partir de los resultados obtenidos durante la realización del presente proyecto de grado, se puede concluir lo siguiente:

- Con base en un procedimiento experimental, se obtuvieron modelos matemáticos adecuados para la dinámica de un avión a escala como se aprecia en las graficas de simulación – datos experimentales y los errores para cada una de las diferentes señales de entrada.
- Se definieron los parámetros del modelo para los ejes de elevación y alabeo utilizando técnicas de identificación con la herramienta MATLAB® (IDENT – System Identification Toolbox).
- Se desarrollaron procedimientos experimentales para validar los modelos obtenidos en los ejes de elevación y alabeo.
- El comportamiento de las señales de medida fue adecuado para las relaciones de las posiciones angulares en los ejes de elevación y alabeo. En contraste no fue posible obtener buenas medidas de velocidad angular debido a la poca sensibilidad de los sensores (giroscopios) empleados.
- Para el periodo de aplicación de la señal pseudoaleatoria se obtuvo experimentalmente un valor aproximado de 200 ms, para valores menores a este el aeromodelo no responde al estímulo y para mayores a este existe un alto riesgo de accidentalidad del aeromodelo.
- Para el recorrido de los servomotores en el aeromodelo se obtuvo experimentalmente un valor del 10% de su recorrido total, valores menores no realizan ningún efecto de movimiento en el aeromodelo y valores mayores a este llevan al aeromodelo al descontrol en aire.

## 5 RECOMENDACIONES Y TRABAJO FUTURO

En desarrollo del proyecto se evidenció la necesidad de realizar ajustes para el muestreo de señales durante las pruebas en aire. Lo anterior debido a los cambios de respuesta generados por el prototipo, para los cuales las amplitudes de señales de excitación y los tiempos en los cuales fueron aplicados se convirtieron en elementos cruciales para evitar perder la maniobrabilidad del aeromodelo. Estos parámetros fueron ajustados de manera práctica a partir de ensayo y error.

Como parte del trabajo futuro se requiere ampliar la precisión en las medidas de ángulo, definiendo un patrón de referencia que permita estimar errores sobre todo al momento de obtener medidas dinámicas. También se requiere mejorar la lectura de velocidad angular por parte de los giroscopios ya que la manera propuesta en el presente proyecto no permitió obtener buenos resultados en tales medidas. Finalmente, la validez de los modelos obtenidos como resultado principal del presente proyecto será confirmada al momento de realizar sobre el sistema (a partir de dichos modelos), acciones de control sobre las respectivas trayectorias de vuelo, trabajo actualmente en desarrollo al interior del grupo de investigación.

## BIBLIOGRAFIA

[13] ALVAREZ, Diego, VELEZ SANCHEZ, Carlos Mario. Identificación del modelo de un mini-helicóptero robot usando el método heurístico de búsqueda tabú 2009, 7 h. Universidad EAFIT de Colombia – Medellín Antioquia.

[6] CARDENAS, Gustavo. EYE S.A.S (electricidad y electrónica)

[8] Colcircuitos S.A.S

[16] D'CROZ BARON, David Felipe, VILLAMIZAR DELGADO, Sergio Iván. Diseño y construcción de un sistema de posición de cola de un helicóptero de aeromodelismo, Colombia, Bucaramanga, 2009, 152 h. Tesis para optar por el título de Ingeniero Electrónico, Escuela de Ingenierías Eléctrica, Electrónica y Telecomunicaciones. Universidad Industrial de Santander.

[7] EAGLE® Layout Editor 4.16

[15] JAUREGUI URIBE, Alejandra Lucia, VIANCHADA ESTEVES, Carlos Alberto. Diseño de un sistema de control de cabeceo y alabeo de un vehículo aéreo no tripulado (UAV), Colombia, Bucaramanga, 2010, 112 h. Tesis para optar por el título de Ingeniero Electrónico, Escuela de Ingenierías Eléctrica, Electrónica y Telecomunicaciones. Universidad Industrial de Santander.

[1] JUNKUI, Yao, ZAIKANG, Qi, FUGUI Li, TAO, Guo. Study on UAV flight based identification technology, In Proceedings of the 29th Chinese Control Conference. July 2010. Beijing - China.

[10] L. Ljung. "System Identification Toolbox: for use with MATLAB".User's Guide. The MathWorks Incorporated. 1997.

[11] L. Ljung. "System Identification: Theory for the user". Prentice Hall. 1999.

[4] MATLAB® (IDENT – System identification toolbox).

[17] PINZON GOMEZ, Sergio Andrés, TORRES JEREZ, Ricardo. Implementación del sistema de control de la cola de un helicóptero RC, Colombia, Bucaramanga, 2010, 58 h. Tesis para optar por el título de Ingeniero Electrónico, Escuela de

Ingenierías Eléctrica, Electrónica y Telecomunicaciones. Universidad Industrial de Santander.

[14] RAMIREZ, Jhon, VELEZ SANCHEZ, Carlos Mario. Identificación del modelo de un mini-helicóptero robot usando métodos de optimización 2009, 7 h. Universidad EAFIT de Colombia – Medellín Antioquia.

[12] VELEZ SANCHEZ, Carlos Mario, LONDOÑO, Oscar. Identificación del modelo de un mini-helicóptero robot usando algoritmos genéticos. 2009, 6 h. VIII Congreso de la asociación Colombiana de Automática (ACA) Cartagena. Universidad EAFIT de Colombia – Medellín Antioquia.

[2] [www.hobbyking.com](http://www.hobbyking.com)

[3] [www.pololu.com](http://www.pololu.com)

[5] [www.digi.com](http://www.digi.com)

[9] [www.freescale.com](http://www.freescale.com)

## ANEXO A. INTERCONEXIÓN CIRCUITAL PARA DISPOSITIVOS DE SENSADO:

### A.1. Conexión y Calibración de Acelerómetro:

Para obtener una medida de la posición angular a partir de las medidas de aceleración, se siguió la recomendación del fabricante respecto a las conexiones del dispositivo a partir de la información suministrada en la hoja de datos. Como se observa en la Figura A.1 el acelerómetro MMA7361L posee 9 pines para su conexión y se configuran de la siguiente manera:

**PIN 1:** Voltaje de alimentación normalmente a 5V

**PIN 2:** Tierra o GND

**PIN 3:** 3.3V de SALIDA del regulador corriente baja

**PIN 4:** Salida de lectura aceleración EJE X

**PIN 5:** Salida de lectura aceleración EJE Y

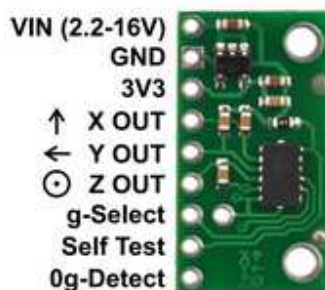
**PIN 6:** Salida de lectura aceleración EJE Z

**PIN 7:** Selector de resolución, normalmente está en bajo por lo tanto la resolución es de +/-1.5g (800mv/g) si se pone un alto de 3.3V se obtiene una resolución de +/-6g (206mv/g)

**PIN 8:** Usado para pruebas en fabrica

**PIN 9:** Cuando detecta caída libre se genera una señal de alto en este pin.

Figura A.1: Pines de conexión del acelerómetro de 3 ejes MMA7361L.



Fuente: <http://www.dynamoelectronics.com>

De los cuales es necesario conectar los pines 1,2 para polarización; los pines de 4 a 6 son las salidas que pueden usarse en conversores analógico/digitales de un microcontrolador por ejemplo, hay que tener en cuenta que el selector de sensibilidad debe usarse con un voltaje de 3.3V no de 5; además el PIN 8 no se usa.

## **A.2. Conexión y Calibración de Giroscopio:**

Como se observa en la Figura A.2 el giroscopio LPY550A posee 10 pines para su conexión y se configuran de la siguiente manera:

PIN 1: Voltaje de alimentación normalmente a 5V

PIN 2: Tierra o GND

PIN 3: 3.3V de SALIDA del regulador corriente baja

PIN 4: Salida de lectura giro EJE X o EJE Y

PIN 5: Salida de lectura giro EJE 4X o EJE 4Y

PIN 6: Voltaje de referencia

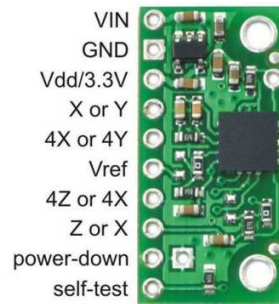
PIN 7: Salida de lectura giro EJE 4Z o EJE 4X

PIN 8: Salida de lectura giro EJE Z o EJE X

PIN 9: PD: Power Down

PIN 10: Usado para pruebas en fabrica.

Figura A.2: Pines de conexión del giroscopio de 2 ejes LPY550A.



Fuente: <http://robotgear.com.au>

De los cuales es necesario conectar los pines 1,2 para polarización; los pines de 4, 5, 7 y 8 son las salidas que pueden usarse en conversores analógico/digitales de un microcontrolador por ejemplo; además el PIN 8 no se usa.

### **A.3. Diseño e implementación de tarjeta de lectura y transmisión inalámbrica de datos sensados:**

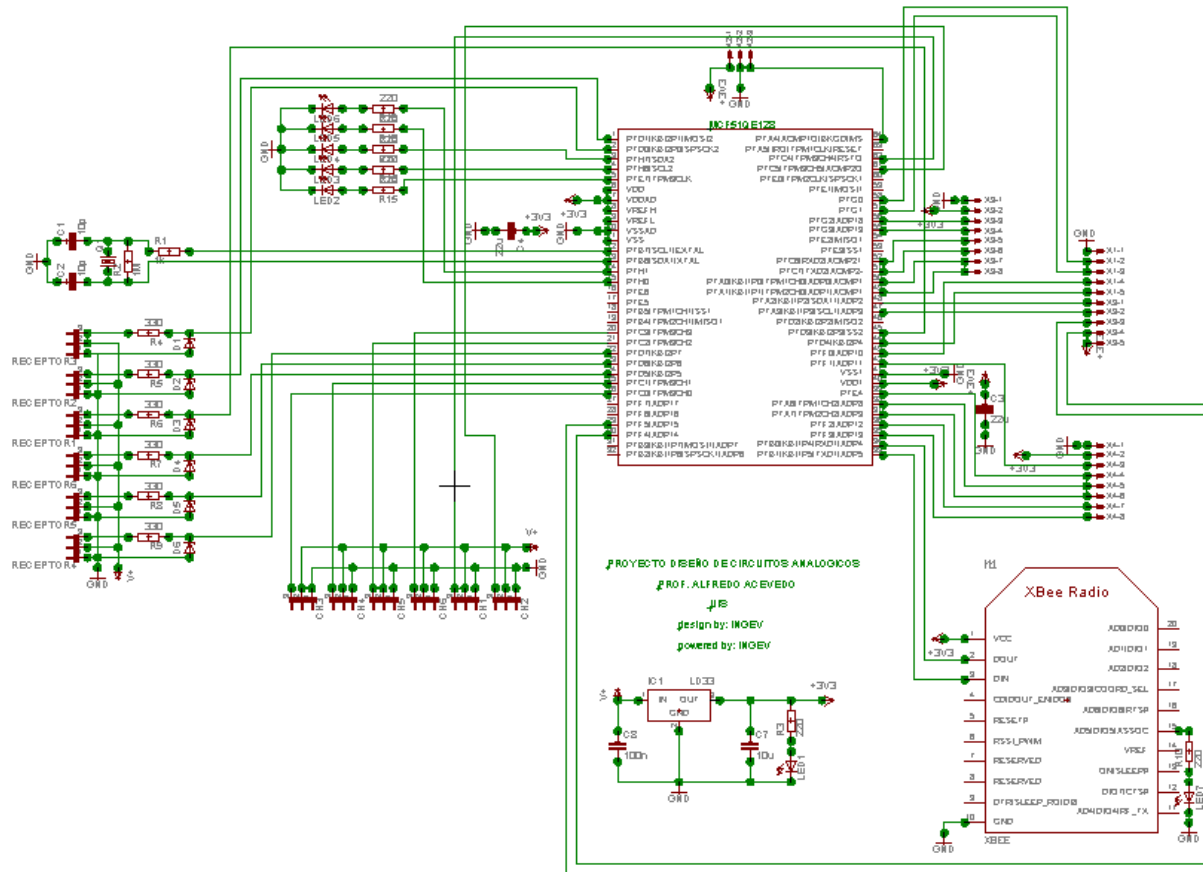
Para la lectura, adecuación y transmisión de los datos sensados en el avión se diseñó una tarjeta en el software EAGLE® Layout Editor 4.16 [7]. Posteriormente se procedió a su construcción en la empresa Colcircuitos S.A.S [8] en la ciudad de Medellín. Esta tarjeta cuenta con la potencialidad para realizar la lectura, adecuación y transmisión inalámbrica de los datos sensados. Como cerebro se utilizó un microcontrolador ColdFire V1 de 32 bits de la familia Freescale MCF51QE128 [9] cuyas características técnicas muestran en la Tabla A.1. En la Figura A.3.2 se presentan las interconexiones realizadas entre componentes a partir de las recomendaciones de los fabricantes de los diferentes dispositivos empleados en la elaboración de la tarjeta.

Figura A.3.1: Microcontrolador MCF51QE128 de Freescale.



Fuente: [9].

Figura A.3.2: Plano esquemático de tarjeta de lectura y transmisión inalámbrica de datos sensados.



Fuente: Autor.

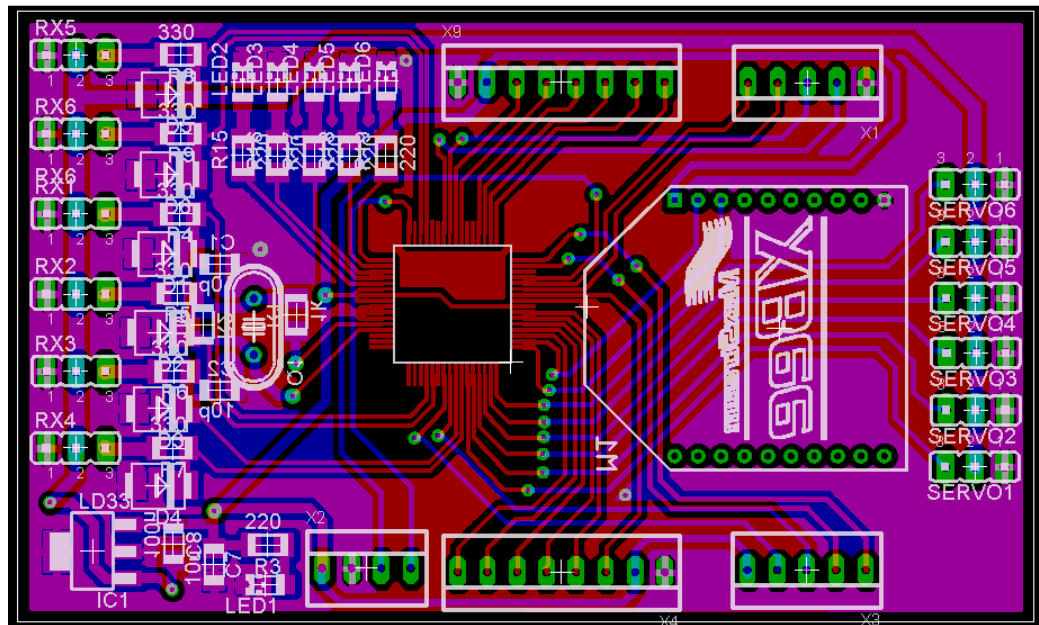
Tabla A.1: Especificaciones técnicas del Microcontrolador MCF51QE128.

<b>MCF51QE128</b>	
CPU	32 Bits
Versión	ColdFire V1
Frecuencia Máxima	50.33Mhz
Voltaje	2.1V a 3.6V
Interface	2 SCI – 2 SPI
Entradas/Salidas	54
Empaquetado	64 QFP

Fuente: [9].

En la Figura A.3.3 se presentan la capa superior (top - ilustrada en color rojo) y la capa inferior (bottom - en color azul) para la distribución de componentes de la tarjeta de circuito impreso diseñada para el esquema de la Figura A.3.2. De igual forma se observan los pasantes y el espacio para componentes como: el microcontrolador, cristal, conectores, leds, resistencias, capacitores, modulo X-Bee y regulador.

Figura A.3.3: Diseño de tarjeta en EAGLE® Layout Editor 4.16 [7] para lectura y transmisión inalámbrica de datos sensados.



Fuente: Autor.

Una vez diseñada la tarjeta en EAGLE® Layout Editor [7] se envía a la empresa Colcircuitos S.A.S [8] para su respectiva construcción. Una vez construida, se aplica un apantallamiento en las capas superior e inferior de la tarjeta, cuyo fin es reducir al máximo el ruido y obtener una referencia a tierra general. Posteriormente se sueldan cuidadosamente cada uno de los componentes y se verifica su funcionamiento. Como resultado se obtiene una PCB como se observa en la Figura A.3.4. La correcta posición (vertical y horizontal) del acelerómetro y giróscopo nos proporciona una medida fiable en los ejes de interés.

Figura A.3.4: Tarjeta construida para lectura y transmisión inalámbrica de datos sensados.



Fuente: Autor.

La Tabla A.2 presenta la descripción de los componentes incorporados en la tarjeta, teniendo en cuenta el tipo de empaquetado de cada dispositivo.

Tabla A.2: Componentes de tarjeta de lectura y transmisión inalámbrica de datos sensados.

<b>Componentes</b>		
<b>Cantidad</b>	<b>Referencia</b>	<b>Empaquetado</b>
1	Regulador LD1117AS33	LDO
8	Led Rojo Difuso	1206
6	Zener 1206	1206
6	Resistencias 330 $\Omega$	1206
7	Resistencias 220 $\Omega$	1206
1	Resistencia 1 M $\Omega$	1206
1	Resistencia 100 k $\Omega$	1206
2	Resistencia 4.7 k $\Omega$	1206
2	Capacitores 22 pF	1206
7	Capacitores 100 nF	1206
2	Capacitores 10 nF	1206
1	Capacitores 470 nF	1206
1	Cristal ABL-16.000MHZ-B2	Inserción
1	Microcontrolador MCF51QE128	QFP
1	Regleta espadín macho	Inserción
2	Regleta espadín hembra	Inserción

Fuente: Autor.

La lista de entradas y salidas utilizadas en el microcontrolador se observa en la Tabla A.3 donde se especifican el nombre del pin utilizado y su finalidad.

Tabla A.3: Entradas/Salidas utilizadas del microcontrolador para la lectura y transmisión inalámbrica de datos sensados.

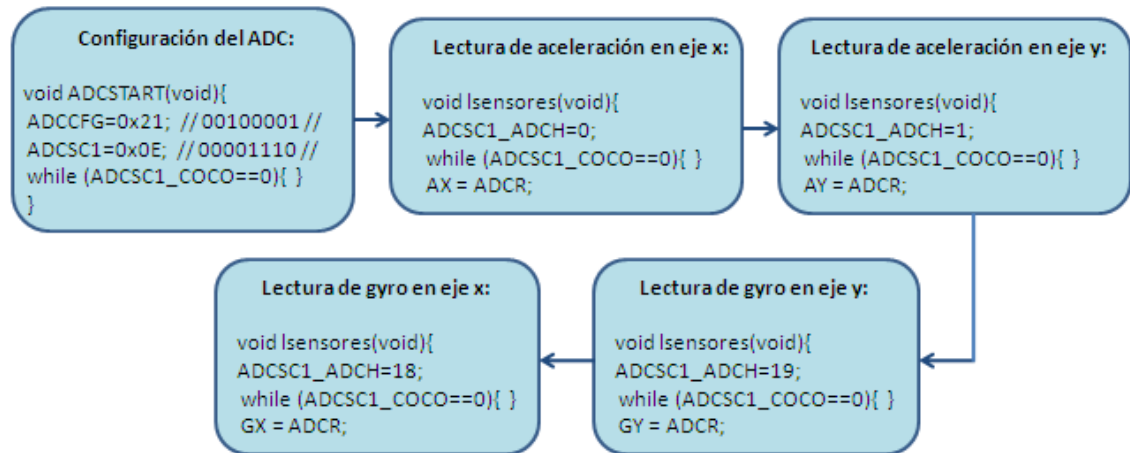
<b>Entradas/Salidas</b>			
<b>Pin</b>	<b>Nombre</b>	<b>I/O</b>	<b>Finalidad</b>
14	PTH1	Output	Led indicador 1
15	PTH0	Output	Led indicador 2
3	PTH7	Output	Led indicador 3
4	PTH6	Output	Led indicador 4
5	PTE5	Output	Led indicador 5
34	PTB0	Input	X-Bee RX
33	PTB1	Output	X-Bee TX
2	PTD0	Input	Pin receptor CH1
1	PTD1	Input	Pin receptor CH2
45	PTD3	Input	Pin receptor CH3
24	PTD5	Input	Pin receptor CH4
23	PTD6	Input	Pin receptor CH5
22	PTD7	Input	Pin receptor CH6
26	PTC0	Output	Pin servo CH1
25	PTC1	Output	Pin servo CH2
21	PTC2	Output	Pin servo CH3
20	PTC3	Output	Pin servo CH4
62	PTC4	Output	Pin servo CH5
61	PTC5	Output	Pin servo CH6
29	PTF5	Input	Sensor analógico
30	PTF4	Input	Sensor analógico
47	PTA3	Input	Sensor analógico
48	PTA2	Input	Sensor analógico
43	PTF0	Input	Sensor analógico

56	PTG2	Input	Sensor analógico
55	PTG3	Input	Sensor analógico
50	PTA0	Input	Sensor analógico
42	PTF1	Input	Sensor analógico
38	PTA6	Input	Sensor analógico
37	PTA7	Input	Sensor analógico
36	PTF2	Input	Sensor analógico
35	PTF3	Input	Sensor analógico
58	PTG0	Input	Sensor digital
57	PTG1	Input	Sensor digital
44	PTD4	Input	Sensor digital
52	PTC6	Input	Sensor digital
51	PTC7	Input	Sensor digital
39	PTE4	Input	Sensor digital

Fuente: Autor.

En la Figura A.3.5 se muestra el diagrama de bloques que resume las etapas para la respectiva configuración y lectura de los sensores. Las variables AX, AY, GX y GY almacenan el respectivo valor de aceleración y de ángulo. Al comando ADCSC1\_ADCH se le asignan los respectivos canales analógicos utilizados, como fueron: 0, 1, 18 y 19. El comando ADCSC1\_COCO nos indica si la lectura de este canal se realizó. El valor asignado a los comandos ADCCFG y ADCSC1 se lleva a cabo siguiendo las sugerencias del fabricante [9].

Figura A.3.5: Diagrama de bloques del procedimiento de adquisición de datos.



Fuente: Autor.

## **ANEXO B. DIFICULTADES EN ADQUISICION DE DATOS DE VELOCIDAD ANGULAR**

Como ya evidenciado en el cuerpo del informe, se presentaron inconvenientes al momento de aplicar la metodología de identificación para los modelos de los ejes del sistema en el caso que relacionaba las medidas de velocidad angular, debido a la baja sensibilidad de los giroscopios seleccionados en comparación con el rango de operación de los prototipos de prueba. A continuación se incluyen los resultados obtenidos para cada caso.

### **B.1 Modelo para velocidad de elevación en prototipo para pruebas en tierra:**

Para el caso de la relación de transferencia entre la velocidad angular de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación, se obtuvo la función de transferencia que se indica en la ecuación B.1:

$$H(s) = \frac{0.023972}{0.290566 * s^3 + 290.6 * s^2 + 34.093 * s + 1} \quad (B.1)$$

Dicho modelo fue obtenido por considerarse el mejor a partir de las correlaciones de identificación resumidas en la Tabla B.1.

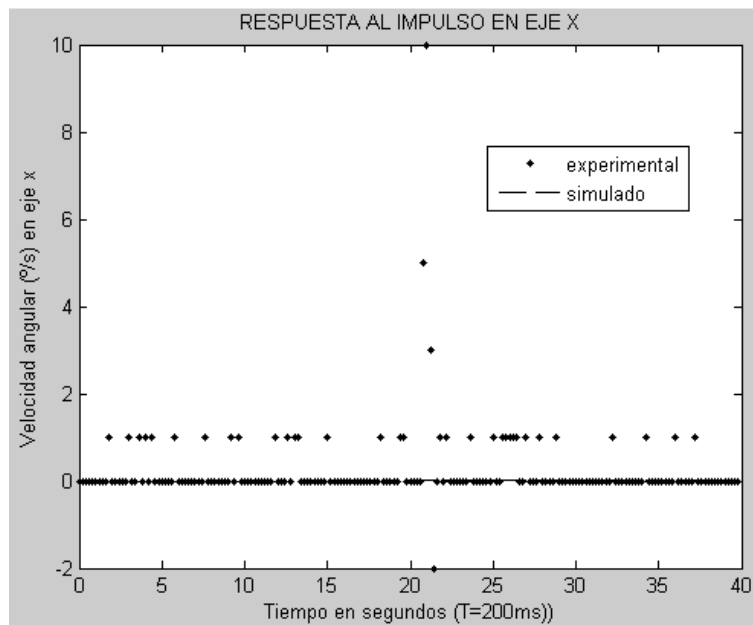
Tabla B.1: Correlación de modelos identificados para la relación de transferencia entre la velocidad angular de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación.

Modelo	Best Fit
Espacio de estados orden 4	-1.78
BJ orden 2	-0.35
OE orden 2	-0.23
AMX orden 2	0.11
ARX orden 4	-0.02
Polinomio orden 3	-1.03

Fuente: Autor.

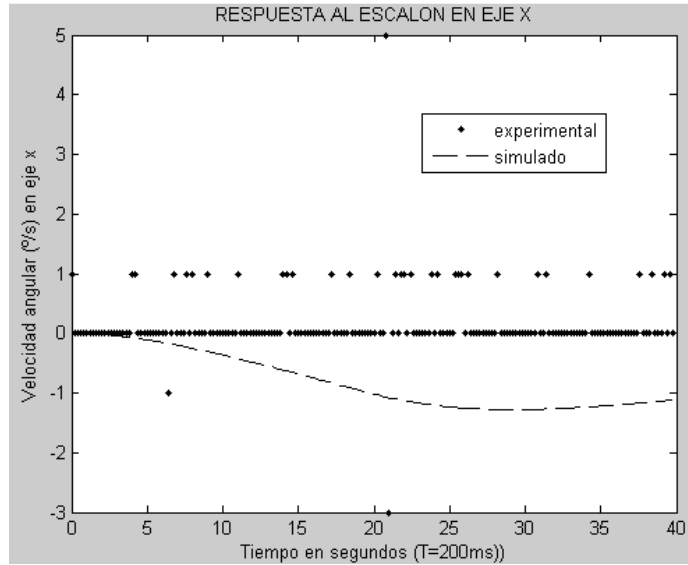
Los datos de validación se muestran en las Figuras B.1-B.4 y en la Tabla B.2.

Figura B.1: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo.



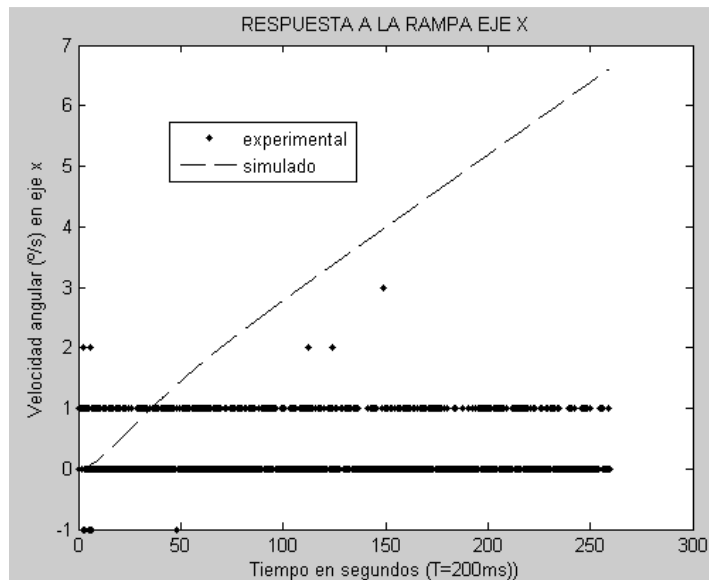
Fuente: Autor.

Figura B.2: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón.



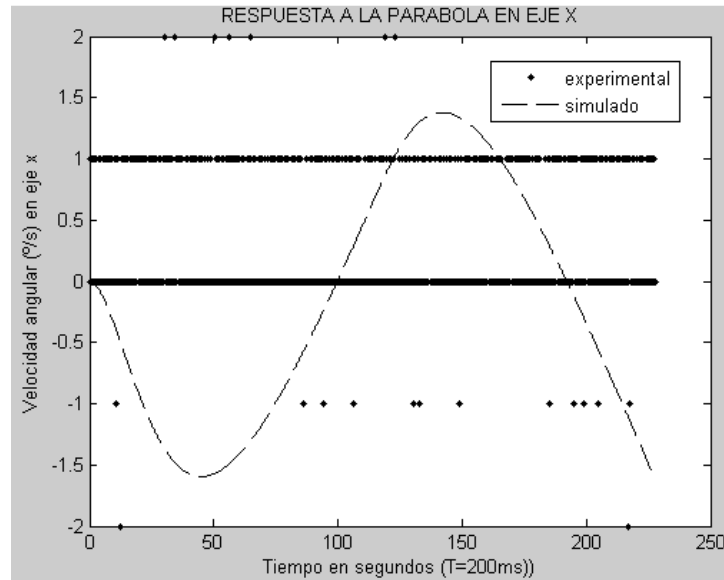
Fuente: Autor.

Figura B.3: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa.



Fuente: Autor.

Figura B.4: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico.



Fuente: Autor.

Tabla B.2: Error cuadrático medio ECM de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas.

Señal de entrada	Error
Impulso	1509900 %
Escalon	61.2495 %
Rampa	97.7932 %
Parabola	63.0458 %

Fuente: Autor.

## B.2 Modelo para velocidad de alabeo en prototipo para pruebas en tierra:

Para el caso de la relación de transferencia entre la velocidad angular de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo, se obtuvo la función de transferencia que se indica en la ecuación B.2:

$$H(s) = \frac{-0.062351}{42937.5 * s^3 + 3678.57 * s^2 + 105.051 * s + 1} \quad (B. 2)$$

Dicho modelo fue obtenido por considerarse el mejor a partir de las correlaciones de identificación resumidas en la Tabla B.3.

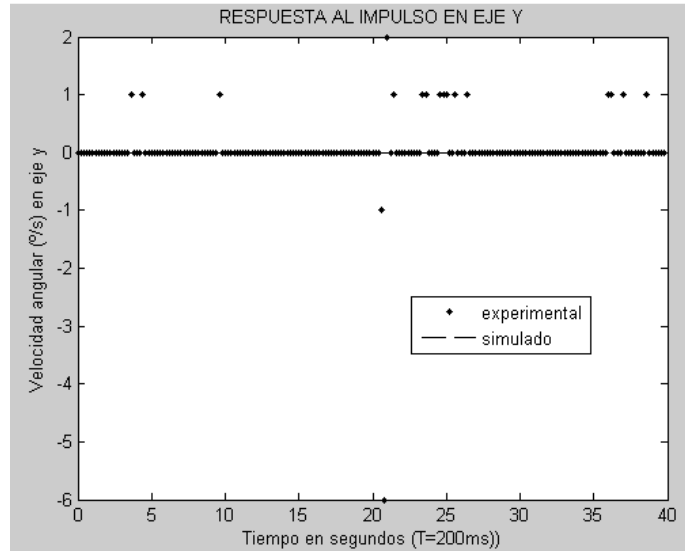
Tabla B.3: Correlación de modelos identificados para la relación de transferencia entre la velocidad angular de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo.

<b>Modelo</b>	<b>Best Fit</b>
Espacio de estados orden 4	0.29
BJ orden 2	-0.39
OE orden 2	-0.38
AMX orden 2	0.05
ARX orden 4	-0-05
Polinomio orden 3	-0.0318

Fuente: Autor.

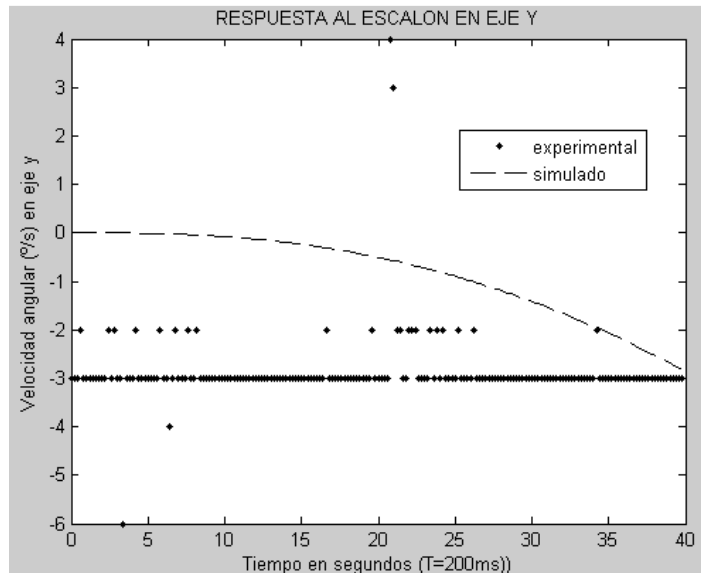
Los datos de validación se muestran en las Figuras B.5-B.8 y en la Tabla B.4.

Figura B.5: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo.



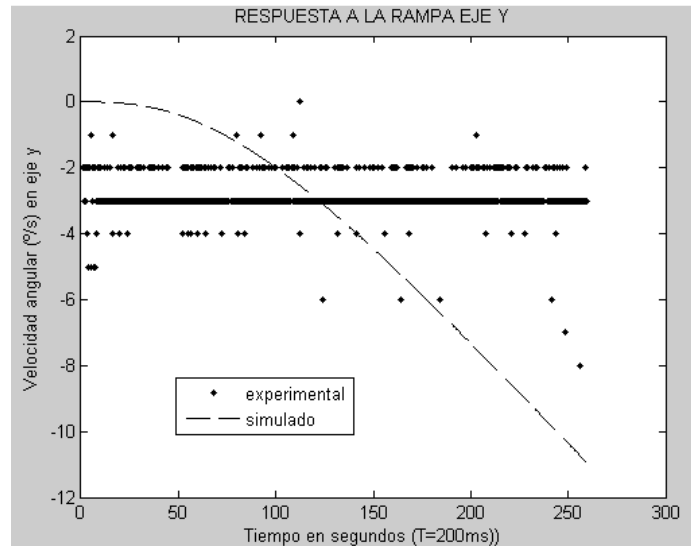
Fuente: Autor.

Figura B.6: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón.



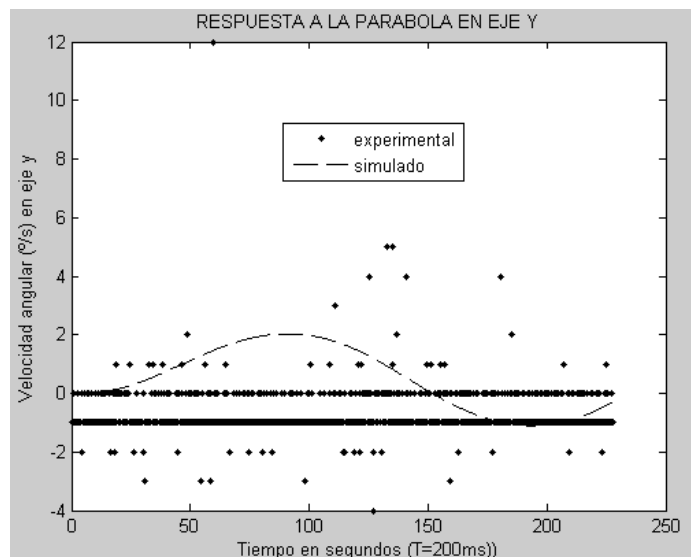
Fuente: Autor.

Figura B.7: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa.



Fuente: Autor.

Figura B.8: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico.



Fuente: Autor.

Tabla B.4: Error cuadrático medio ECM de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas.

Señal de entrada	Error
Impulso	13485000 %
Escalon	532.14 %
Rampa	70.53 %
Parabola	21.67 %

Fuente: Autor.

### B.3 Modelo para velocidad de elevación en prototipo para pruebas en aire:

Para el caso de la relación de transferencia entre la velocidad angular de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación, se obtuvo la función de transferencia que se indica en la ecuación B.3:

$$H(s) = \frac{-0.048656 * s + 0.022478}{35 * 10^{-6} * s^3 + 0.070861 * s^2 + 35.432 * s + 1} \quad (B.3)$$

Dicho modelo fue obtenido por considerarse el mejor a partir de las correlaciones de identificación resumidas en la Tabla B.5.

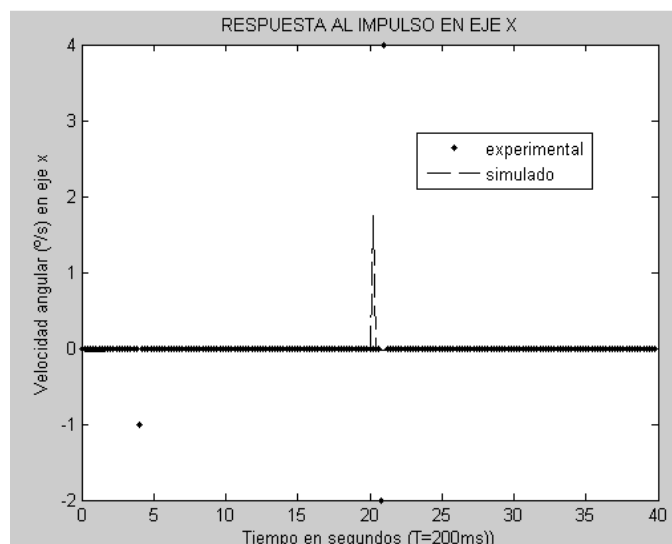
Tabla B.5: Correlación de modelos identificados para la relación de transferencia entre la velocidad de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación.

Modelo	Best Fit
Espacio de estados orden 4	-1.36
BJ orden 2	-0.19
OE orden 2	-0.19
AMX orden 2	-0.07
ARX orden 4	-0.47
Polinomio orden 3 con zero	-0.80

Fuente: Autor.

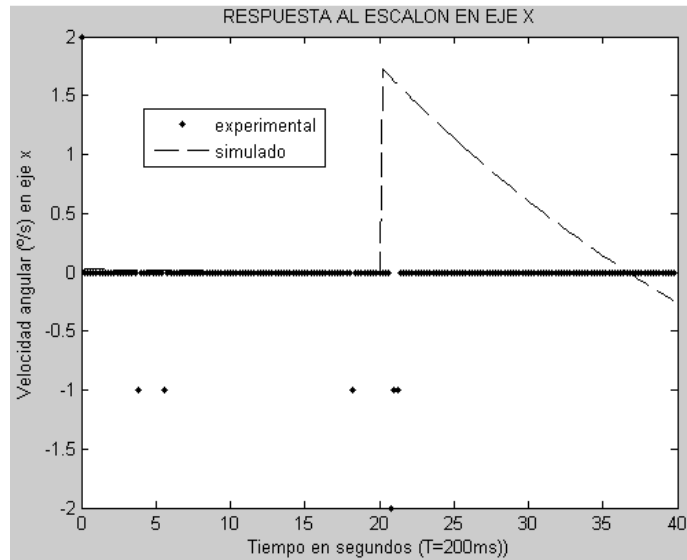
Los datos de validación se muestran en las Figuras B.9-B.12 y en la Tabla B.6.

Figura B.9: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo.



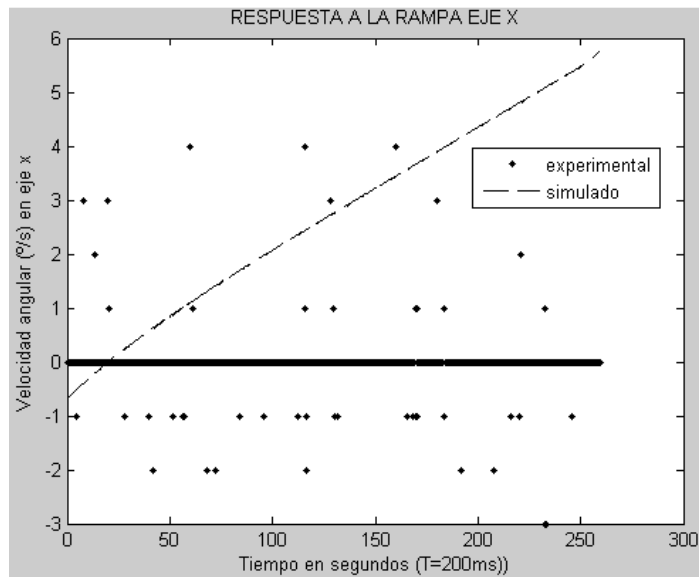
Fuente: Autor.

Figura B.10: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón.



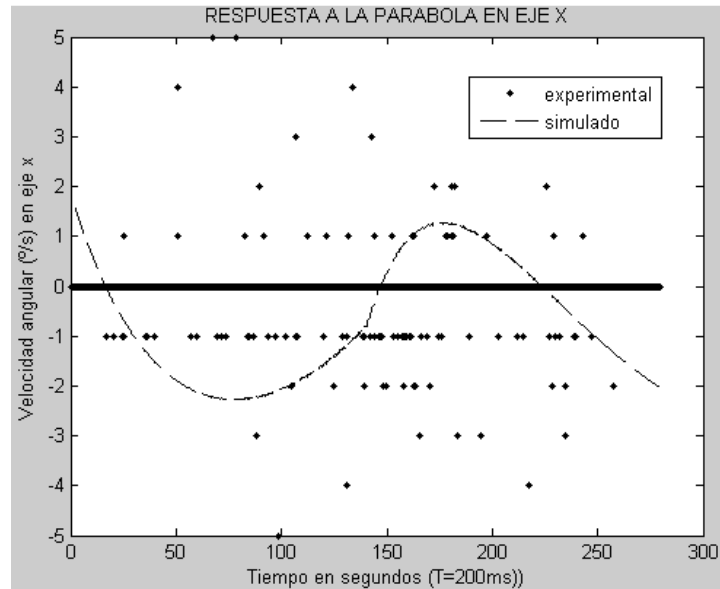
Fuente: Autor.

Figura B.11: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa.



Fuente: Autor.

Figura B.12: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico.



Fuente: Autor.

Tabla B.6: Error cuadrático medio ECM de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas.

Señal de entrada	Error
Impulso	583.26 %
Escalon	82.57 %
Rampa	98.77 %
Parabola	87.48 %

Fuente: Autor.

#### B.4 Modelo para velocidad de alabeo en prototipo para pruebas en aire:

Finalmente, para el caso de la relación de transferencia entre la velocidad angular de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo, se obtuvo la función de transferencia que se indica en la ecuación B.4:

$$H(s) = \frac{-1.055 * 10^6 * s - 11.825}{6.746 * 10^9 * s^3 + 5.655 * 10^9 * s^2 + 150399 * s + 1} \quad (B.4)$$

Dicho modelo fue obtenido por considerarse el mejor a partir de las correlaciones de identificación resumidas en la Tabla B.7.

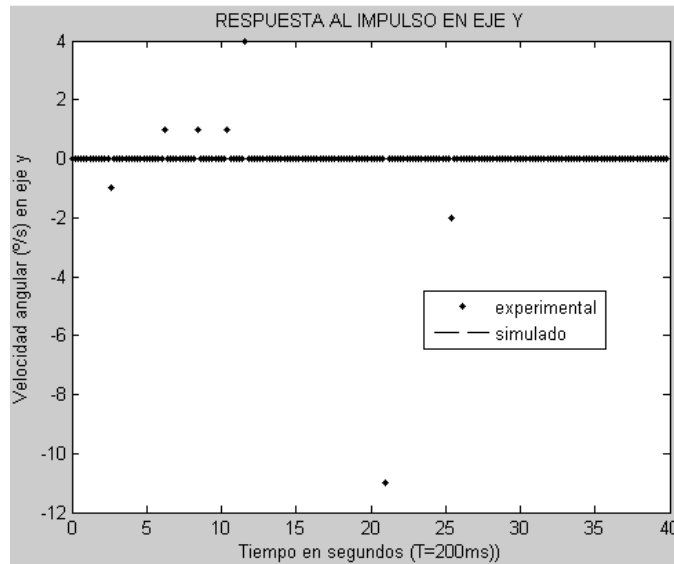
Tabla B.7: Correlación de modelos identificados para la relación de transferencia entre la velocidad angular de alabeo y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de alabeo.

<b>Modelo</b>	<b>Best Fit</b>
Espacio de estadosorden 4	0.27
BJ orden 2	-0.43
OE orden 2	-0.40
AMX orden 2	0.06
ARX orden 4	-0.06
Polinomioorden 3 con zero	0.30

Fuente: Autor.

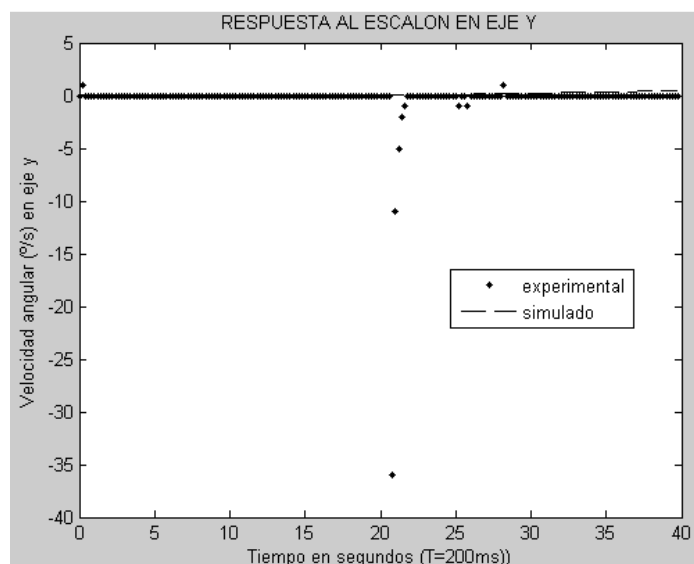
Los datos de validación se muestran en las Figuras B.13-B.16 y en la Tabla B.8.

Figura B.13: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo.



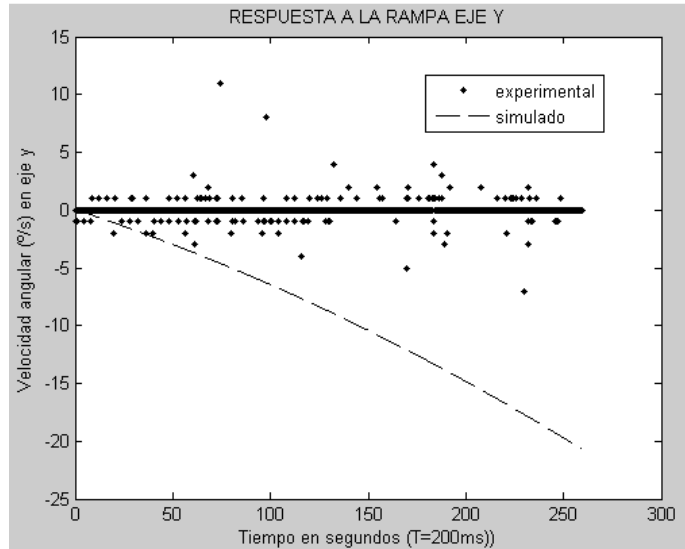
Fuente: Autor.

Figura B.14: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón.



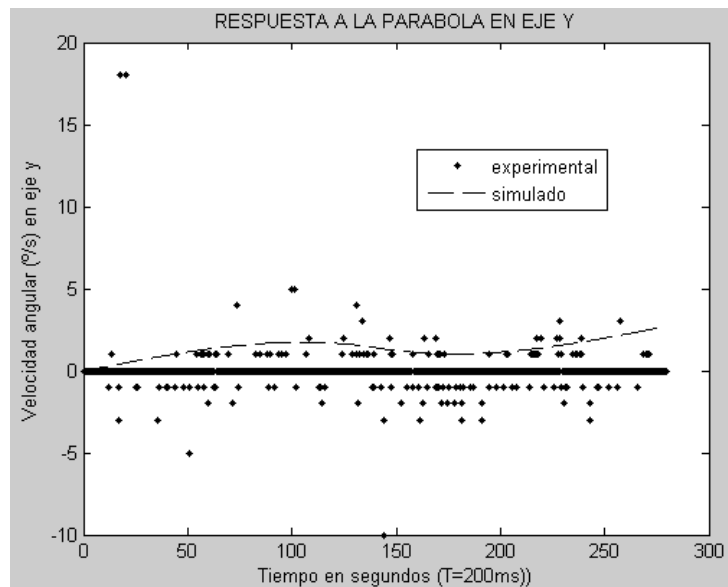
Fuente: Autor.

Figura B.15: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa.



Fuente: Autor.

Figura B.16: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico.



Fuente: Autor.

Tabla B.8: Error cuadrático medio ECM de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas.

<b>Señal de entrada</b>	<b>Error</b>
Impulso	818210 %
Escalon	21410 %
Rampa	61.08 %
Parabola	99.67 %

Fuente: Autor.