

IDENTIFICACIÓN EXPERIMENTAL DE MODELOS MATEMÁTICOS EN UN AVIÓN A ESCALA

EXPERIMENTAL IDENTIFICATION OF UAV'S MATHEMATICAL MODELS



AUTOR

EDWIN JOSÉ VERA ROZO
Ingeniero Electrónico
*Universidad Industrial de Santander
Estudiante
Escuela de Ingenierías Eléctrica,
Electrónica y de Telecomunicaciones
edwin.vera@correo.uis.edu.co
COLOMBIA

AUTOR

RICARDO ALZATE CASTAÑO
Doctor en Automatización
*Universidad Industrial de Santander
Docente
Escuela de Ingenierías Eléctrica,
Electrónica y de Telecomunicaciones
ralzatec@uis.edu.co
COLOMBIA

INSTITUCIÓN

*UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
UIS
Universidad Pública de Educación Superior
Carrera 27 con Calle 9 – Bucaramanga
COLOMBIA

INFORMACIÓN DE LA INVESTIGACIÓN O DEL PROYECTO: Proyecto de grado para optar al Título de Ingeniero Electrónico – UIS – 2012.

RECEPCIÓN: 13 de Enero de 2013

ACEPTACIÓN: 10 de Abril de 2013

TEMÁTICA: Sistemas inalámbricos y móviles

TIPO DE ARTÍCULO: Artículo de Investigación Científica y Tecnológica.

RESUMEN ANALÍTICO

El presente artículo presenta un procedimiento para obtener experimentalmente modelos matemáticos que describan el comportamiento de las dinámicas de elevación (pitch) y alabeo (roll) en un avión a escala (aeromodelo UAV). Para ello se constituye un sistema inalámbrico de captura de datos en línea sobre un prototipo de pruebas. Una vez configuradas las diferentes etapas del proceso de identificación se procede a la realización del análisis estadístico de los datos de un aeromodelo en vuelo. Los resultados obtenidos para la relación entrada-salida (modelos del sistema) se consideran satisfactorios a partir de validación por contraste entre datos reales y predicciones teóricas. La manipulación del comportamiento dinámico del avión a escala, a partir de técnicas de control diseñadas con base en los modelos generados, son parte de actividades complementarias actualmente en desarrollo.

PALABRAS CLAVES: Aeromodelo UAV, Dinámicas de elevación (pitch) y alabeo (roll), Identificación de modelos, Instrumentación inalámbrica

ANALYTICAL SUMMARY

This project is aimed at performing experimental identification for dynamics of the Pitch and Roll axes in an UAV. First of all, a set of wireless measurement devices is installed in a test prototype. After setting all parameters on a practical methodology for acquirement and treatment of data, analysis of information taken from a real flying device has been performed. As main result we underline the accuracy shown between theoretical predictions (numerical models) and experimental measurements relating the angular position for the Pitch and Roll axes. This information will be then used to manipulate dynamics of the UAV by mean of control techniques as part of current ongoing work.

KEYWORDS: UAV – Unmanned Aerial Vehicle, Pitch and Roll axes dynamics, Experimental identification, Wireless measurement devices

INTRODUCCIÓN.

Los vehículos aéreos no tripulados UAV (Unmanned Aerial Vehicle) constituyen una opción tecnológica importante en el contexto de diversas aplicaciones de ingeniería en las cuales se requiere una capacidad de inspección a distancia, bien sea por facilidades logísticas y/o técnicas o para preservación de la integridad humana. Tales aplicaciones incluyen: monitoreo estructural en puentes y edificios [1], detección de fallos en sistemas de interconexión eléctrica [2], cartografía aérea [3], análisis meteorológico en condiciones climáticas extremas [4], monitoreo radiactivo y sistemas de seguridad [5], entre otras. De otro lado, la identificación de modelos que describan la dinámica de estos sistemas representa un elemento fundamental en la evolución tecnológica de los UAV, debido a los requerimientos exigidos para asegurar la maniobrabilidad de dichos vehículos en entornos frecuentemente sometidos a cambios intempestivos

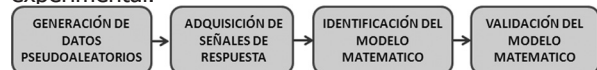
en sus condiciones operativas. En la mayoría de casos estas características se traducen en comportamientos de naturaleza no-lineal que implican tareas de análisis y diseño con elevada complejidad [6, 7, 8]. Sin embargo, algunos resultados reportados en la literatura [9, 10, 11] proponen la derivación de modelos lineales para explicar la evolución temporal de aviones a escala, lo cual traza un punto de partida importante para adentrarse al estudio del comportamiento de esta clase de sistemas. En particular el trabajo presentado por Yao Junkui et al. [12] propone modelos lineales simples para las dinámicas de elevación (pitch), alabeo (roll) y cabeceo (yaw) en un UAV a partir de medidas experimentales. Tomando como base dichos resultados, el presente artículo realiza una adaptación de la metodología experimental propuesta empleando los recursos tecnológicos disponibles en el entorno local para generar un modelo matemático que permita predecir acertadamente la dinámica de un

avión a escala, como paso inicial del proceso requerido para manipular adecuadamente su comportamiento en aplicaciones. 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. El contenido del artículo se organiza del modo siguiente: la *sección 1* describe la metodología experimental propuesta, la *sección 2* aborda la construcción e instrumentación del prototipo de pruebas, resultados obtenidos son mostrados en las *secciones 3 y 4*, finalmente se presentan conclusiones en la *sección 5*.

1. METODOLOGÍA EXPERIMENTAL PROPUESTA.

En la Figura 1 se muestra el diagrama de bloques que resume las etapas del procedimiento experimental desarrollado con el objetivo de obtener los modelos matemáticos requeridos. A continuación se realizará una descripción de cada una de dichas etapas.

FIGURA 1. Diagrama de bloques del procedimiento experimental.



- **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 [13]), 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 del software LABVIEW® -URL: www.ni.com- aplicada mediante un módulo de comunicación de radiofrecuencia a la entrada del sistema (servomotores). En la *sección 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 [13]. 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 (acelerómetros) 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 el software LABVIEW®. En la *sección 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 del software MATLAB® -URL: www.themathworks.com- 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. CONSTRUCCIÓN E INSTRUMENTACIÓN DE UN PROTOTIPO PARA PRUEBAS.

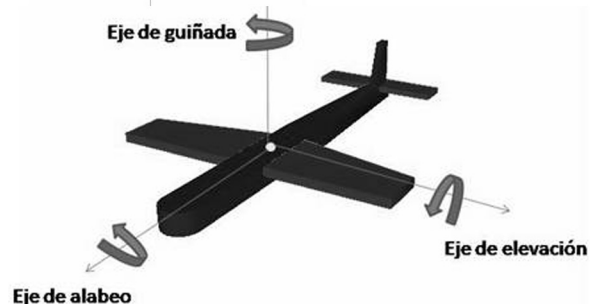
Para poder aplicar el procedimiento propuesto, es necesario construir un sistema que facilite la generación y captura de datos con los cuales posteriormente sea posible derivar los modelos matemáticos correspondientes. Para este propósito inicialmente se diseñó un prototipo para pruebas en tierra que 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 un aeromodelo. Los resultados durante cada uno de estos procesos serán ilustrados respectivamente en las *secciones 3 y 4*. A continuación se realizará una descripción de las características de diseño, construcción e instrumentación de los prototipos empleados.

2.1 PROTOTIPO PARA PRUEBAS EN TIERRA.

En la Figura 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

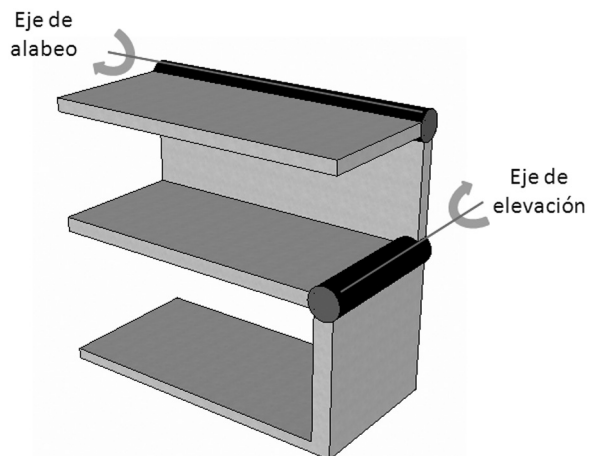
entonces considerar como entrada la posición del alerón y como salida la información dinámica en el eje de elevación a partir de su posición angular. Un escenario similar se presenta en el caso del segundo modelo matemático requerido, el eje de alabeo, que relaciona el giro lateral del cuerpo del avión (ver Figura 2). En este caso también es posible definir como entrada a la posición del alerón central (ubicado en el ala principal del aeroplano) y como salida el ángulo que forma el cuerpo del avión con la horizontal.

FIGURA 2. Ejes de rotación de un avión.



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 3.

FIGURA 3. Diseño de estructura en acrílico para el movimiento de los ejes de elevación y alabeo.



Como se observa en la Figura 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 angular 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 4. Dichos servomotores poseen las características descritas en la Tabla 1.

FIGURA 4. Servomotores empleados como actuadores para modificar la posición de los ejes en el prototipo en tierra.



Fuente: www.hobbyking.com

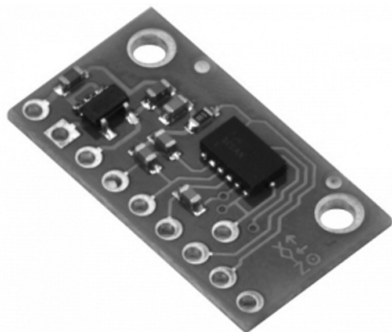
TABLA 1. Especificaciones técnicas del Servomotor TURNIGY TGY-S3317M.

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

Fuente: www.hobbyking.com

- **Sensores.** Como dispositivos de captación para la posición angular de los ejes de rotación, se empleó un acelerómetro (de 3 ejes) de referencia MMA7361L (ver Figura 5) con disponibilidad comercial a través del fabricante POLOLU® URL: www.pololu.com. Las características técnicas para dicho sensor se resumen en la Tabla 2. 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 la siguiente referencia [14].

FIGURA 5. Sensor empleado para capturar la información dinámica angular en los ejes del prototipo: acelerómetro MMA7361L (medición de ángulo).



Fuente: www.pololu.com

TABLA 2. Especificaciones técnicas para sensores utilizados.

MMA7361L	
Numero de ejes	3: X/Y/Z
Rango	+/-1.5g o +/-6g
Voltaje alimentación	3.3-12V
Voltaje de salida	0-3.3V
Corriente de consumo	0.5mA
Tamaño	1.3mmx2.5mm
Choque Máximo	1000g

Fuente: www.pololu.com

- **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:
 - Transmisión de estímulos pseudoaleatorios para actuadores:** empleando la función TRAINER (señal de mando externo) del radiocontrol TURNIGY-ER-9X (ver Figura 6). 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).

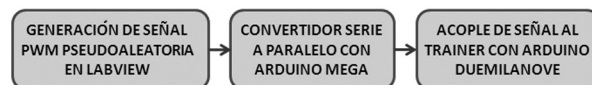
FIGURA 6. Mando por radiofrecuencia empleado para operar los actuadores del prototipo.



Fuente: www.pololu.com

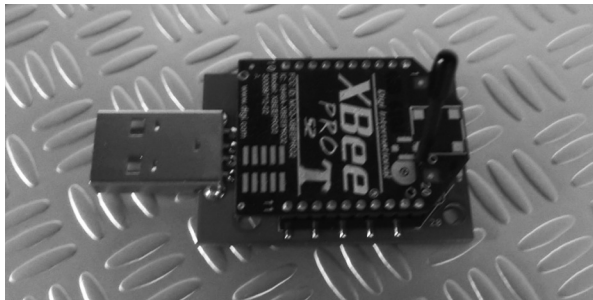
La señal pseudoaleatoria fue construida en el software LABVIEW® y posteriormente transmitida vía puerto USB a una tarjeta de microcontrolador (ARDUINO® MEGA, URL: www.arduino.cc) actuando como convertidor serie a paralelo. A su vez, este último se interconectó a un segundo microcontrolador (ARDUINO® DUEMILANOVE, URL: www.arduino.cc) 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 7.

FIGURA 7. Diagrama de bloques del sistema de transmisión de estímulos pseudoaleatorios empleado para operar los actuadores del prototipo.



- Recepción de señales de servomotores y de medida en sensores:** empleando los módulos intercomunicadores por radiofrecuencia X-Bee de referencia X-Bee Pro S2 (ver Figura 8) disponibles comercialmente a través del fabricante Digi International URL:www.digi.com. Las especificaciones técnicas para este dispositivo se resumen en la Tabla 3.

FIGURA 8. Módulo X-Bee empleado para recepción de datos generados por el prototipo.



Fuente: www.digi.com

TABLA 3. Especificaciones técnicas del Módulo intercomunicador X-Bee Pro S2.

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

Fuente: www.digi.com

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 [14]). 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, 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 9 ilustra el diagrama de bloques para el sistema de recepción de datos implementado.

FIGURA 9. Diagrama de bloques del sistema de recepción de señales obtenidas desde el prototipo.



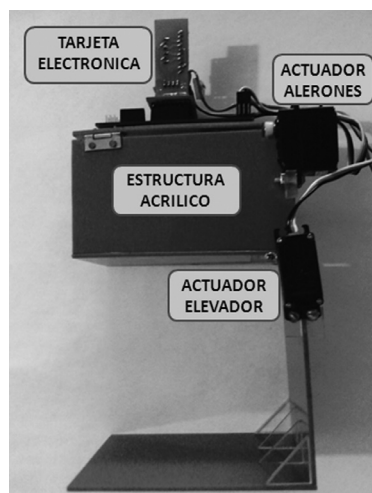
Finalmente, se constituyó el sistema para pruebas en tierra que se muestra en la Figura 10. Este prototipo permitió verificar la validez de la metodología experimental sugerida en la *sección 1* según se mostrará

a partir de los resultados presentados posteriormente en la *sección 3*.

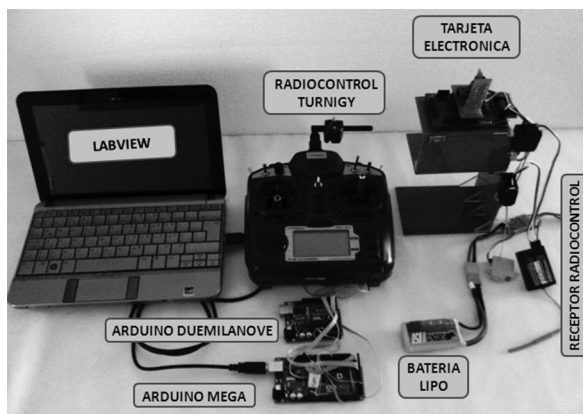
2.2 PROTOTIPO PARA PRUEBAS EN AIRE.

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 LTDA (Electricidad y Electrónica LTDA. Bucaramanga – Colombia) la cual suministró el avión a escala que se muestra en la Figura 11 para la realización de las pruebas respectivas.

FIGURA 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; (b) sistema instrumentado para generación de estímulos y captura de datos.



(a)



(b)

Las características principales del aeromodelo se resumen en la Tabla 4. Así mismo, un detalle de la ubicación de los actuadores y de los sensores en el vehículo se ilustra en la Figura 12. 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 de la *sección 4*.

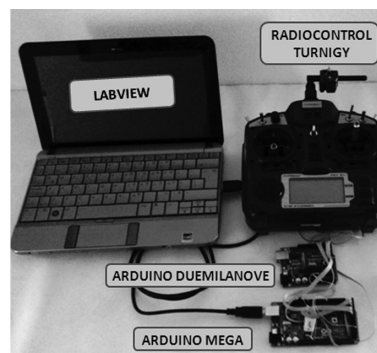
FIGURA 11. Avión a escala proporcionado por la empresa EYE LTDA para el desarrollo de pruebas en aire.



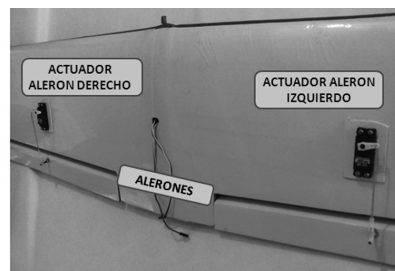
TABLA 4. Especificaciones técnicas del aeromodelo.

Aeromodelo	
Tipo de avión	Entrenador – Trainer
Envergadura	1.8 m
Motor	Brushless RIMFIRE 35-48 1600 kv
Speed Control	HOBBYKING 90/100 A
Batería	LIPO Zippy 3C 5000 mA

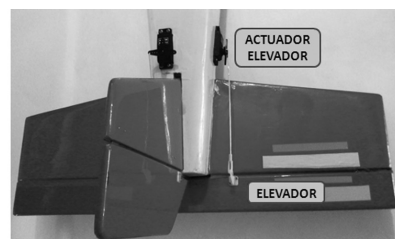
FIGURA 12. Instrumentación de aeromodelo para captura de datos en aire: (a) generación y transmisión de señales pseudoaleatorias; (b) aeromodelo instrumentado para la estimulación del elevador; (c) aeromodelo instrumentado para la estimulación de los alerones; (d) tarjeta ubicada en el centro de masa del compartimiento del avión.



(a)



(b)



(c)



(d)

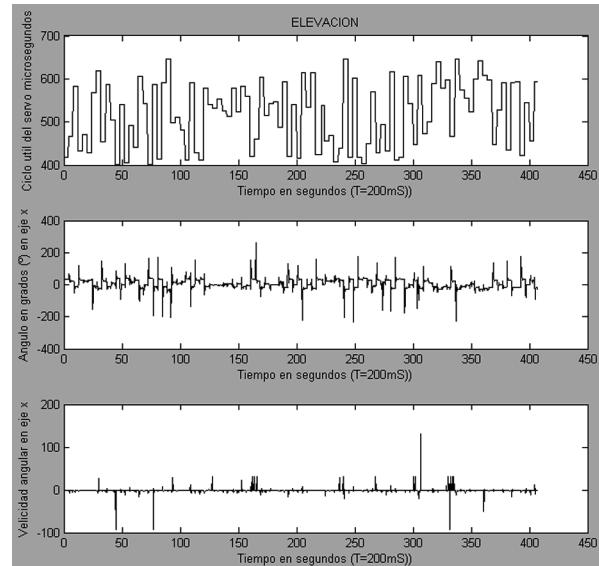
3. IDENTIFICACIÓN DE MODELOS EMPLEANDO EL PROTOTIPO PARA PRUEBAS EN TIERRA.

Aplicando los pasos sugeridos en la Figura 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 13 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 MODELO PARA ÁNGULO DE ELEVACIÓN.

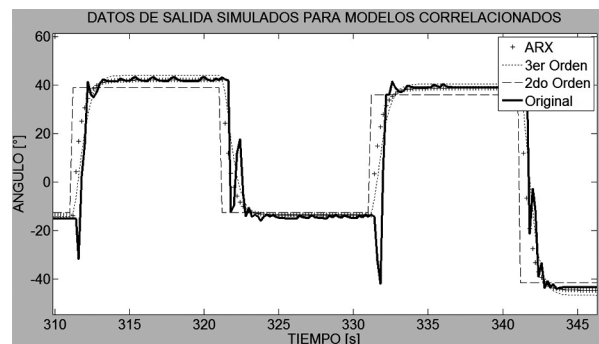
En adelante, se ilustrará el procedimiento de identificación y validación del modelo para el caso de la relación de transferencia entre el ángulo de elevación y el ciclo útil de entrada a los servomotores de posicionamiento del eje de elevación. Se tomará a este como el procedimiento de referencia replicado posteriormente en los modelos restantes a identificar. De esta manera, con los datos de la Figura 13 se accede a la herramienta de identificación de sistemas del software 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 [15], en la misma medida para información relacionada con la justificación estadística de las estructuras de modelos disponibles en la herramienta IDENT se recomienda [16].

FIGURA 13. Señales de excitación y respuesta para estímulos binarios pseudoaleatorios en el eje de elevación del prototipo para pruebas en tierra.



La Figura 14 muestra los resultados de correlación obtenidos por la herramienta de identificación para el caso de los modelos P2 (Polinomio de orden dos: 39.54%), P3 (Polinomio de orden tres: 61.83%) y ARX221 (auto regresivo con estrada exógena de orden dos: 56.23%).

FIGURA 14. 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.



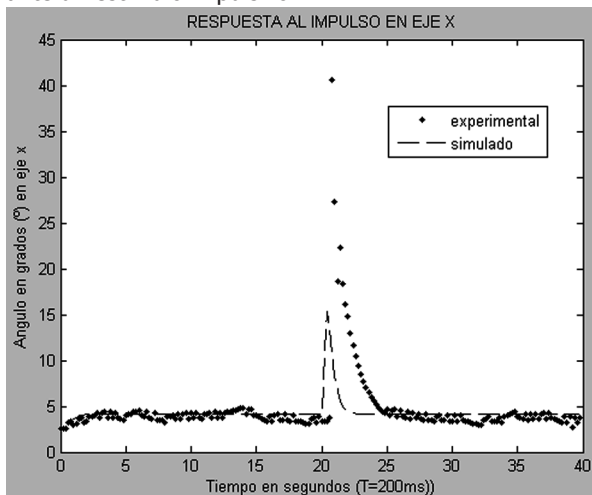
La elección de estos modelos de prueba se basó en el alto índice de correlación obtenido (best fit) en comparación con otras opciones. Como se observa de la Figura 14, la correlación más alta entre los conjuntos de entrenamiento y validación (61.27%) se obtuvo para el modelo de tipo P3 - *polinomio de orden tres*. Por tanto, el modelo obtenido como mejor estimado de la relación entrada-salida del sistema corresponde con:

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

Dada 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 (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 (1) para relacionar los conjuntos de datos de entrada y de salida considerados.

FIGURA 15: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo.



La Tabla 5 contiene información de las medidas de error cuadrático medio obtenidas para la validación. De

manera similar se obtuvieron los modelos estimados para los casos restantes, tal y como se detalla en [14].

FIGURA 16. Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón.

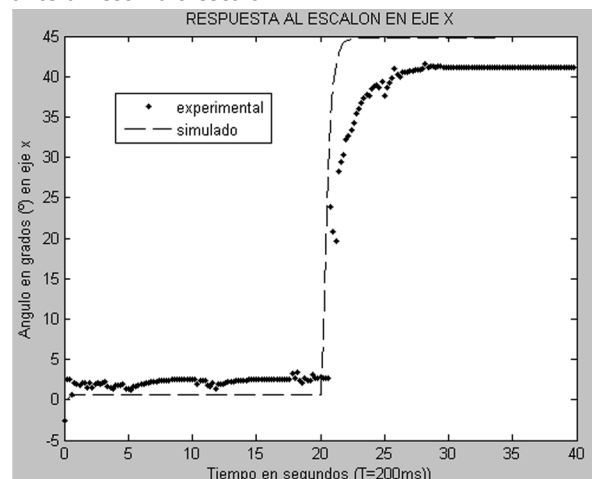


TABLA 5. Errores de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas.

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

FIGURA 17. Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa.

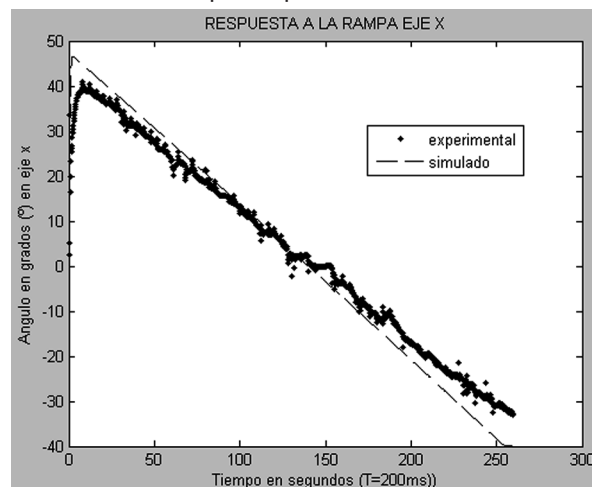
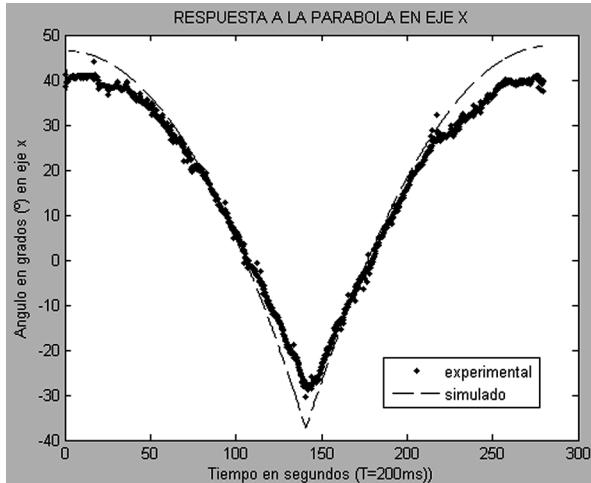


FIGURA 18. Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico.



4. IDENTIFICACIÓN DE MODELOS EMPLEANDO EL PROTOTIPO PARA PRUEBAS EN AIRE.

Tras replicar los procedimientos ilustrados en la *sección 3*, se obtuvieron las funciones de transferencia estimadas para los modelos de interés en el modo descrito a continuación.

4.1 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 (2).

$$H_2(s) = \frac{-475.45s - 0.45713}{107.232s^3 + 755.465s^2 + 1330.87s + 1} \quad (2)$$

Dicho modelo fue obtenido por considerarse el mejor a partir de las correlaciones de identificación resumidas en la Tabla 6. Los datos de validación se muestran en las Figuras 19 – 22 y en la Tabla 7.

TABLA 6. 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.

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

FIGURA 19: Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo impulsivo.

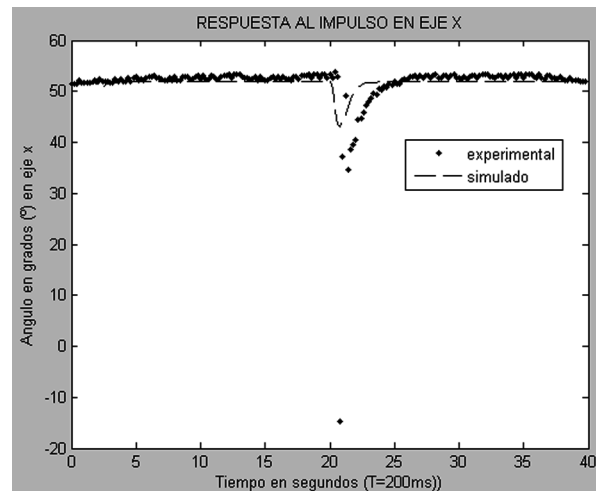


TABLA 7. Errores de validación para las diferentes señales de prueba utilizadas.

Señal de entrada	Error
Impulso	> 100%
Escalón	11.36%
Rampa	24.76%
Parábola	22.28%

FIGURA 20. Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo escalón.

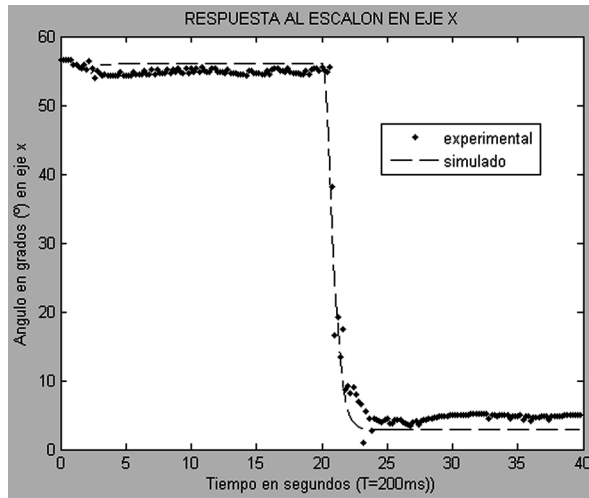
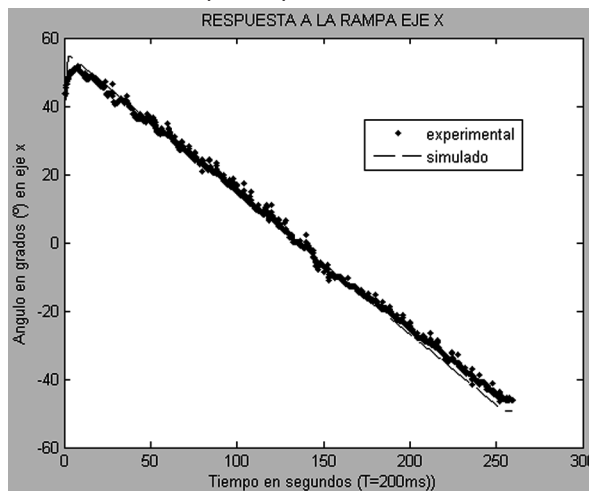


FIGURA 21. Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo tipo rampa.

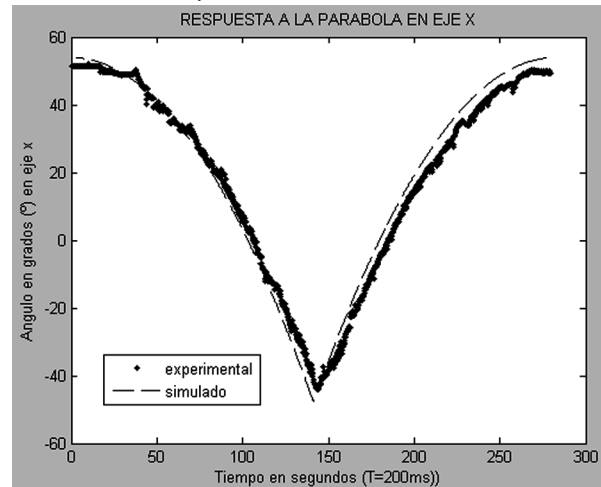


4.2 MODELO PARA ÁNGULO DE ALABEO.

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).

$$H_3(s) = \frac{-122.226s + 8.3595 \cdot 10^{-6}}{86.8336s^3 + 342.604s^2 + 338.445s + 1} \quad (3)$$

FIGURA 22. Superposición entre datos de salida (simulación + medidas experimentales) para validación ante un estímulo parabólico.



Dicho modelo fue obtenido por considerarse el mejor a partir de las correlaciones de identificación resumidas en la Tabla 8. Los datos de validación pueden verificarse en detalle en [14]. A partir de los resultados obtenidos sobre las pruebas realizadas en el prototipo definitivo (avión a escala), se verifica la pertinencia del procedimiento experimental propuesto.

TABLA 8. Correlación de modelos identificados para relación de transferencia entre ángulo de alabeo y ciclo útil de entrada a los servomotores de alabeo.

Modelo	Best Fit
Espacio de estados orden 3	55.61
BJ orden 2	47.58
OE orden 2	47.58
AMX orden 2	53.29
ARX orden 4	54.93
Polinomio orden 3 con cero	50.3
Polinomio orden 3	51.13

5. CONCLUSIONES.

- Con base en un procedimiento experimental se obtuvieron modelos matemáticos adecuados para la dinámica de los ejes de elevación y alabeo en un avión a escala utilizando técnicas de identificación.

- Se desarrollaron procedimientos adicionales para validar los modelos obtenidos.
- Se evidenció la necesidad de realizar ajustes para el muestreo de señales durante las pruebas en aire. Estos parámetros fueron ajustados de manera empírica.
- La validez definitiva de los modelos será confirmada al momento de realizar acciones de control sobre las respectivas trayectorias de vuelo, trabajo actualmente en desarrollo al interior del grupo de investigación CEMOS de la Universidad Industrial de Santander.

6. REFERENCIAS.

- [1] HAMMER, A. y otros. Deblurring of UAV aerial images for civil structures inspections using Mumford-Shah / Total variation regularisation. En: International Symposium on Image and Signal Processing and Analysis – ISPA (5th: 2007: Estambul).
- [2] MONTAMBAULT, J. y otros. On the application of VTOL UAVs to the inspection of power utility assets. En: International Conference on Applied Robotics for the Power Industry – CARPI (1st: 2010: Montreal).
- [3] GADEMER, A. y otros. Solutions for near real time cartography from a mini-quadrotor UAV. En: Remote Sensing for Environmental Monitoring, GIS Applications, and Geology - SPIE 7478 (IX: Berlin: 2009).
- [4] WANG, Y. y otros. Meteorological UAV Pitot-static tube wind error source and sensitivity analysis. En: International Conference on Remote Sensing, Environment and Transportation Engineering – RSETE (2011: China).
- [5] POLLANEN, R. y otros. Radiation surveillance using an unmanned aerial vehicle. Applied Radiation and Isotopes. Vol. 67. No. 2. pp 340-344. Elsevier, 2009.
- [6] YE, Z. y otros. Equational dynamic modeling and adaptive control of UAV. En: International Conference on System of Systems Engineering - IEEE/SMC (Los Angeles: 2006).
- [7] MORAR, I. y NASCU, I. Model simplification of an unmanned aerial vehicle. En: IEEE International Conference on Automation Quality and Testing Robotics – AQTR (Rumania: 2012).
- [8] MENG, L. y otros. Aerodynamic parameter estimation of an Unmanned Aerial Vehicle based on extended Kalman filter and its higher order approach. En: International Conference on Advanced Computer Control – ICACC (2nd: China: 2010).
- [9] KALLAPUR, A. y ANAVATTI, S. UAV Linear and Nonlinear Estimation Using Extended Kalman Filter. En: International Conference on Computational Intelligence for Modelling, Control and Automation (Sydney: 2006).
- [10] KHALIL, B. y YESILDIREK, A. System identification of UAV under an autopilot trajectory using ARX and Hammerstein-Wiener methods. En: International Symposium on Mechatronics and its Applications – ISMA (7th: Emiratos Árabes: 2010).
- [11] NONG, Y. y otros. System identification of a small unmanned aerial vehicle based on time and frequency domain technologies. En: World Congress on Intelligent Control and Automation – WCICA (9th: Taipei: 2011).
- [12] YAO, J. y otros. Study on UAV flight based identification technology. En: Chinese Control Conference (29th: Beijing: 2010).
- [13] KAMEN, Edward y SU, Jonathan. Introduction to optimal estimation. Londres: Springer-Verlag, 1999. 394 p.
- [14] VERA ROZO, Edwin. Validación experimental del modelo de dos ejes de un avión a escala. Bucaramanga, 2012, 86 p. Trabajo de grado (Ingeniero Electrónico). Universidad Industrial de Santander. Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas.
- [15] LJUNG, Lennart. System Identification Toolbox: for use with MATLAB. User's Guide. Massachusetts: The MathWorks Incorporated, 1997. 274 p.
- [16] LJUNG, Lennart. System Identification: Theory for the user. 2 ed. New Jersey: Prentice Hall, 1999. 672 p.