

Dinámica de vuelo y simulación de los parámetros de diseño de una aeronave radiocontrolada

Recibido: julio de 2011
Arbitrado: octubre de 2011

Fernando Aparicio Urbano Molano*

Resumen

En este artículo se presenta el diseño de un sistema de adquisición de datos para analizar la dinámica de vuelo de una aeronave radiocontrolada, así como el análisis, simulación y proceso de su diseño utilizando la metodología de *Roskam (DARcorporation)* y diferentes herramientas computacionales como *Winfoil*.

Palabras Clave

Diseño, aeromodelo, simulación, modelado.

Abstract

This paper presents the design of a data acquisition system to study flight dynamics of a radio-controlled aircraft and analysis, simulation and its design parameters using Roskam's methodology and different computational tools like *Winfoil*.

Index Terms

Design, radio-controlled aircraft, simulation, modeling.

INTRODUCCIÓN

Para estudiar el comportamiento de una aeronave, generalmente se considera el modelo estándar existente en la literatura, con los parámetros particulares que la caracterizan, obtenidos a partir de pruebas derivadas en túneles de viento usando un modelo a escala de la aeronave. El resultado es un modelo matemático lineal local, evaluado en diferentes condiciones de velocidad del aire, altitud y posición (*attitude*), usando gráficas para cada caso, y tomando como entradas pequeñas perturbaciones en las

entradas de empuje y elevación. Esto permite determinar separadamente la respuesta transiente y estacionaria para cada condición específica usando tablas look-up. La respuesta de esos modelos es muy similar al comportamiento de una aeronave, ya que se basan en gráficos extensivos obtenidos empíricamente.

En los últimos años en Colombia se ha incursionado en el desarrollo de sistemas de control de aeronaves no tripuladas (UAV), así como en su diseño, como por ejemplo el Efigenia S/VTOL presentado en [1], proyecto que involucra tópicos en ingeniería aeronáutica y electrónica, en [2] se presenta el proceso de diseño desarrollado por el grupo de investigación en Ingeniería Aeroespacial del Universidad Pontificia Bolivariana de Medellín (Colombia), con el fin de obtener un aeromodelo capaz de cumplir las misiones de ataque y vigilancia estipuladas por el concurso internacional Design/ Build/Fly (DBF) patrocinado por el *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)*, *Cessna Aircraft Company* y *Raytheon Missile Systems*, en [3] se presenta el diseño del ala para un vehículo aéreo no tripulado y en [4] se presentan los resultados del proceso de diseño del sistema de control necesario para dar autonomía de vuelo a un aeromodelo convencional.

* F. A. Urbano es investigador del GIT (Grupo de Ingeniería Telemática) y profesor auxiliar del Departamento de Telemática, adscrito a la Facultad de Ingeniería Electrónica y Telecomunicaciones de la Universidad del Cauca, Popayán, Colombia. faurbano@unicauca.edu.co

Trabajos similares a los nombrados anteriormente, se han realizado en Latinoamérica, en [5] se desarrolló un modelo matemático global no lineal para una aeronave radiocontrolada y en [6] una herramienta computacional para simular el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados con una configuración de alas unidas. En este artículo se presenta el diseño de un sistema de adquisición de datos para analizar la dinámica de vuelo, así como la descripción del proceso de diseño de la aeronave a escala y sus características.

I. Proceso de diseño de la aeronave radiocontrolada

A. Parámetros de diseño

Para diseñar una aeronave hay que tener en cuenta una gran variedad de factores para determinar su tamaño y configuración, entre los que se tienen: el tamaño y la potencia del motor, el tipo de desempeño; es decir, si es un aeromodelo deportivo de velocidad moderada y maniobrabilidad, o uno rápido y acrobático, etc.; la planta alar (si es elíptica, rectangular, etc.), el perfil alar; y el peso estimado.



Fig. 1. Aeromodelo Ugly Stik

Se decidió construir un aeromodelo "Ugly Stik", ya que es uno de los más utilizados y el más común entre las personas que com-

parten esta afición, se procedió a conseguir un prototipo ya construido y a un experto constructor para obtener los planos y/o las medidas apropiadas; sin embargo la consecución de los planos no fue posible, así que fue necesario realizar un proceso de rediseño o reingeniería partiendo de un modelo existente, la asesoría de pilotos expertos y la metodología planteada por Roskam [7]. En la tabla 1 se pueden observar las especificaciones utilizadas para el diseño de la aeronave.

Especificaciones	
Dimensiones	
Longitud	1.38 m
Envergadura	1.56 m
Área Alar	0.59 m ²
Perfil Alar	NACA 63 ₂ - 015
MAC	0.37 m
Controles	
Alerón	-25° a +30°
Elevador	-16° a +16°
Timón de Cola	-16° a +16°

Tabla 1. Parámetros del Ugly Stik M=Metros

B. Diseño del ala

El ala es una de las partes claves para el vuelo exitoso de una aeronave, así que su buen diseño es pieza fundamental porque determina muchas veces la carga útil, el rango de la aeronave, la velocidad máxima que puede alcanzar, etc. Para lograr un buen diseño, utilizando los datos de la tabla 1 (envergadura, perfil y área alar (*wing span*)) y teniendo en cuenta que era un ala rectangular, se utilizó el software Winfoil [8], que es de fácil manejo. El perfil alar utilizado es el NACA 63₂-015 (Tabla 1 y Figura 2), es un perfil simétrico apto para altas velocidades y acrobacias.

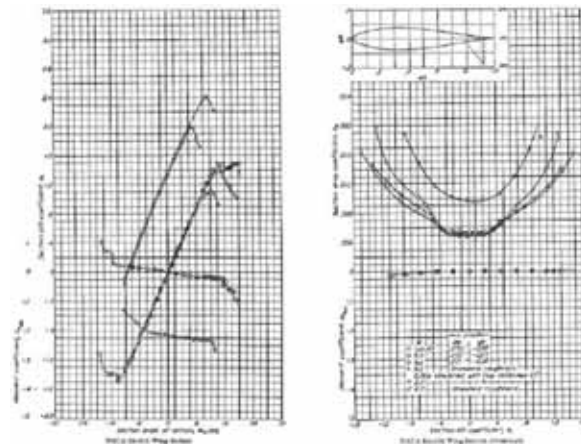


Fig. 2. Características del perfil NACA 63₂-015

Winfoil permite la obtención de los planos, que luego de ser impresos, deben reproducirse en el material a utilizar; para este caso en particular, la estructura del ala fue fabricada en balsa e icopor.

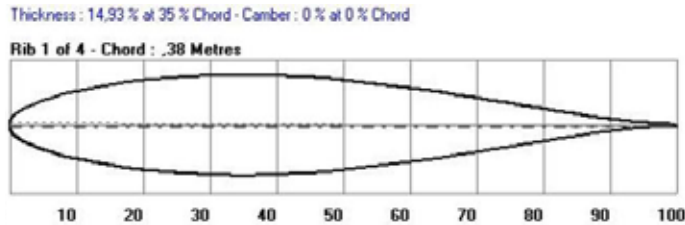


Fig. 3. Plano de perfil alar

El procedimiento de construcción fue realizado por personal experto, ya que cualquier error en el corte de los materiales ocasiona imperfecciones en la aeronave, repercutiendo en el desempeño y la dinámica. Entre las consecuencias están la pérdida de tiempo, en el caso de que la aeronave no vuele; además según algunos aeromodelistas, la mala construcción es la causante de la mayoría de los accidentes, teniendo no solo la pérdida de la estructura, sino también en el equipo (motor, receptores, etc.), obviamente generando pérdidas económicas.



Fig. 4. Ala Diseñada

En la figura 4 se puede observar, en resumen los datos de diseño, la aplicación permite el cálculo automático del área, AR, y la cuerda media aerodinámica.

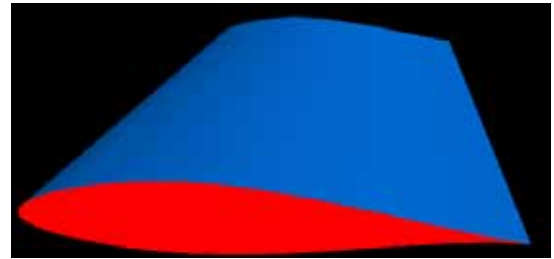


Fig. 5. Diseño del ala en 3D

C. Diseño de la cola vertical y horizontal (vertical and horizontal tail)

El mismo procedimiento realizado en la sección anterior se hace para el diseño de la cola vertical y horizontal. La cola fue hecha de madera, ya que el tamaño del perfil (figura 6) lo permitía.

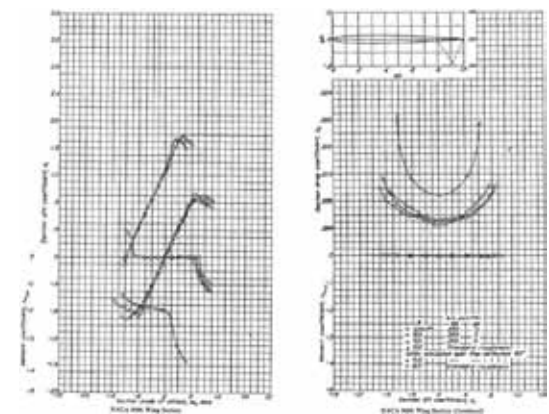


Fig. 6. Características del perfil NACA 0006

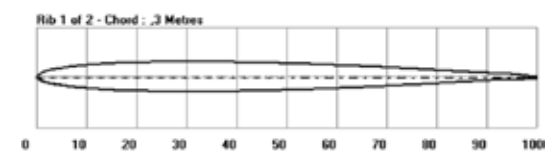


Fig. 7. Perfil NACA 0006

En las figuras 8 y 9 se puede observar las dimensiones y características principales de la cola vertical y horizontal.

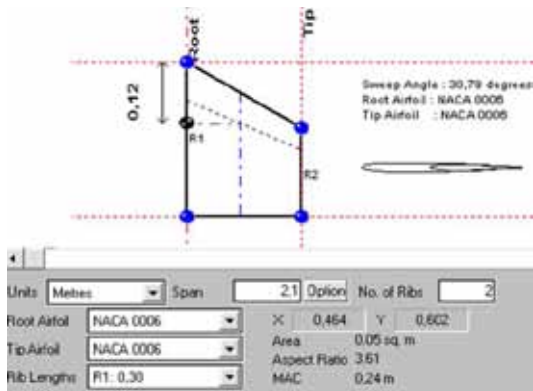


Fig. 8. Diseño de la cola vertical

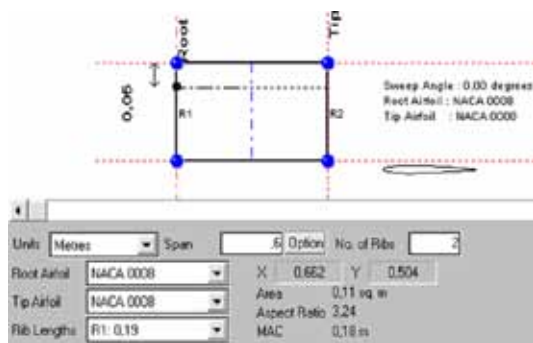


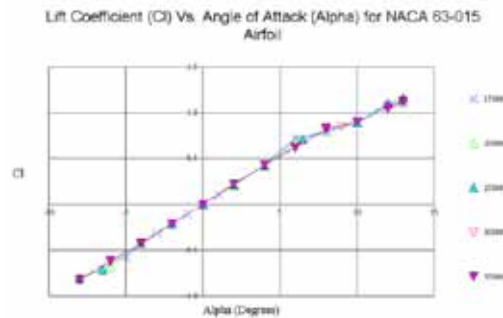
Fig. 9. Diseño de la cola horizontal

II. Análisis, simulación y modelado de los parámetros de diseño de la aeronave

Una vez diseñada la aeronave hay que modelar y simular su comportamiento; es decir analizar cómo es la sustentación, la resistencia, el empuje, etc. De acuerdo a las condiciones para las cuales estará expuesta. Hay que hacer énfasis en ésta parte y aclarar que no se realizó ningún modelo matemático para modelar el comportamiento de la aeronave, solo se utilizaron herramientas computacionales como *Winfoil*, *Matlab*, *Advanced Aircraft Analysis (AAA)*[9], etc. que permiten modelar y simular para mejorar el diseño y observar el comportamiento de la aeronave bajo algunas circunstancias que se explicarán más adelante.

A. Coeficientes de Sustentación y Resistencia

Una vez seleccionado el perfil y diseñada el ala, se pueden determinar los coeficientes de la fuerza de sustentación; y graficarlos en función del ángulo de ataque (figura 9), ya que este gráfico es muy importante en el diseño de una aeronave.

Fig. 10. C_L en función del ángulo de ataque

Como se observa en la figura 9, para los diferentes números de Reynolds, se tiene que la aeronave podría volar con ángulos de ataque entre 0 y 13° antes de entrar en la condición de pérdida (*stall*).

El valor de $C_{L_{max}}$ depende de la curvatura y un poco del espesor del perfil. Es decir, si un perfil es muy delgado o muy grueso, tienen la tendencia a tener bajos coeficientes de sustentación.

Si se observa la figura 10, se podrá entender mejor la condición de pérdida, ya que a partir de los 14° ocurre éste fenómeno, debido a los vórtices que se generan en el perfil, como consecuencia pierde sustentación [10].

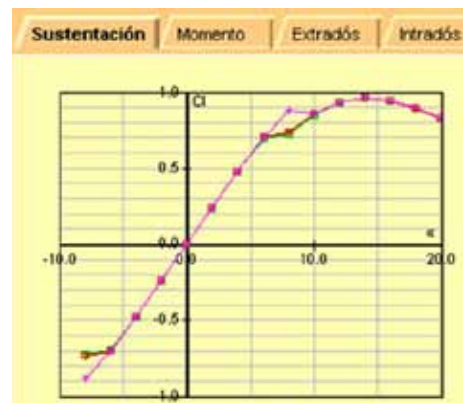


Fig. 11. Coeficientes de sustentación del perfil NACA 63-015 en función del ángulo de ataque

B. Curva polar

Se puede dibujar la curva de C_L en función de C_D , que se denomina polar, para varios números de Reynolds, y se representa en la figura 11.

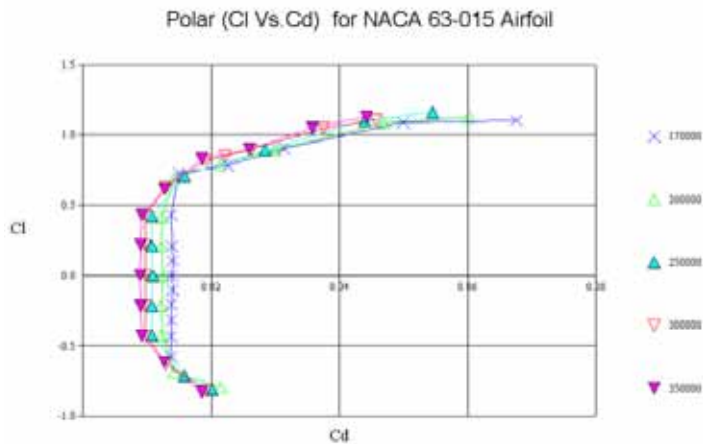


Fig. 12. Curva polar

Un valor muy importante en la dinámica de una aeronave es el del cociente $\frac{C_L}{C_D}$, llamado fineza, y que se representa por f .

Cuando se vuela con mucho ángulo de ataque por ejemplo 14° , se sabe que C_L tiene un valor elevado; con un ángulo de ataque pequeño, 3° , C_L sería pequeño (figuras 11 y 12), luego a cada punto de la polar le corresponde un ángulo de ataque.

Un punto muy interesante para la dinámica de la aeronave es aquel en que el valor de $\frac{C_L}{C_D} = f$ es máximo, para ello deberá ser máxima la tangente desde el origen a la curva. Es más fácil observar éste punto si se grafica el cociente en función del ángulo de ataque (figura 12).

Como se puede observar el ángulo de ataque al cual se consigue fineza máxima es fijo, en este caso 6° . Éste valor de la fineza máxima es importante para algunos problemas de la dinámica como son el máximo alcance, el ángulo mínimo de descenso sin potencia (planeo), etc [11].

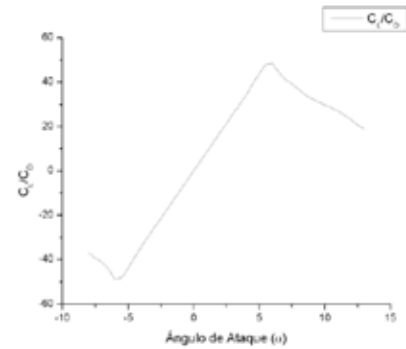


Fig. 13. Polar NACA 63-015 en función del ángulo de ataque

C. Elección del tamaño de la cola vertical

Determinar el tamaño apropiado de la cola vertical es importante para una adecuada estabilidad estática para una aeronave configurada convencionalmente.

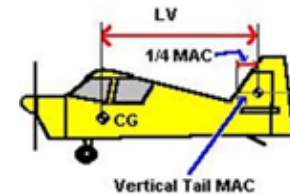


Fig. 14. Relación entre las dimensiones de la cola vertical

El valor L_V es la distancia desde un cuarto de la MAC (cuerda media aerodinámica) al centro de gravedad de la aeronave. El valor V_V es el coeficiente de volumen de la cola vertical. Entre más alto sea éste valor, más alto es el grado de estabilidad en yaw. Aeronaves ligeras tienen un valor de 0.04. El rango práctico está entre 0.03 y 0.06.

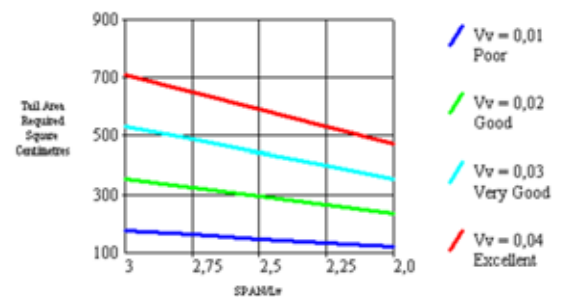


Fig. 15. Relación volumen de la cola vertical

Para el prototipo utilizado se tiene un área de la cola vertical de 488,46 cm²

El eje Y de la gráfica es el área requerida de la cola vertical. El eje X es la proporción de el área del ala y L_v . Entre más alta sea esta proporción menos área de cola vertical se requiere para un coeficiente de volumen de cola vertical dado i.e.; una cola vertical alejada del centro de gravedad de la aeronave tiene más efecto que una cola pequeña cerca al centro de gravedad.

D. Elección del tamaño de la cola horizontal

Así como la cola vertical tiene gran importancia en la estabilidad estática, también la cola horizontal lo hace. El valor L_h es la distancia desde el cuarto de la MAC al centro de gravedad de la aeronave. El valor V_h es el coeficiente del volumen de la cola. Entre más alto sea este valor, más alto es el grado de estabilidad en *pitch*. Aeronaves ligeras tienen un valor típico de 0.5. El rango práctico está entre 0.3 y 0.6.



Fig. 16. Relación entre las dimensiones de la cola vertical

El eje Y de la figura 16 es el área de la cola horizontal requerida. El eje X es la relación del L_h y la MAC. Entre más alta sea esta relación menos área de cola horizontal se requiere para un coeficiente de volumen de cola horizontal dado i.e.; una cola horizontal sobre una línea alejada del centro de gravedad de la aeronave tiene más efecto que una cola del mismo tamaño cercana a el centro de gravedad.

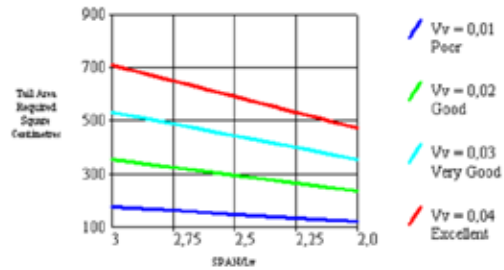


Fig. 17. Volumen de la cola horizontal

E. Simulación del número de Reynolds (RN)

La utilidad más directa del número de Reynolds, es la predicción de la resistencia de fricción de una superficie. El punto de transición entre el flujo laminar y el turbulento tiene lugar a una cierta distancia del borde de ataque. Experimentalmente se ha observado que dicho fenómeno depende no solo de la velocidad del fluido, sino también de la viscosidad. La expresión característica del número de Reynolds introduce un parámetro adimensional que combina tanto velocidad como viscosidad así:

$$RN = \frac{vI}{n} \quad (1)$$

Donde:

v : Velocidad, I : distancia al borde de ataque, n : Coeficiente cinemático de viscosidad.

El RN puede ser interpretado como el cociente entre las fuerzas de inercia, y las fuerzas de viscosidad, si su valor es pequeño, significa que predominan las fuerzas de viscosidad; si es grande, los efectos predominantes son los de inercia [11].

Es posible modelar y determinar su distribución a lo largo de la envergadura o la cola utilizando herramientas computacionales (*Winfoil*).

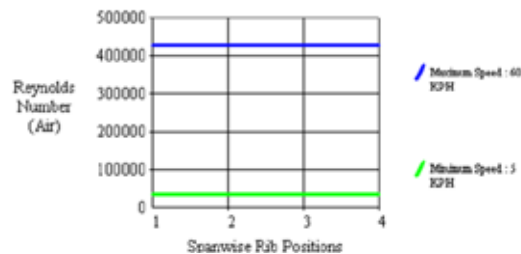


Fig. 18. Distribución del RN a lo largo de la envergadura del ala

En las figuras 18 y 19 se puede observar que la distribución del RN a lo largo del ala es uniforme, debido a que el ala y la cola horizontal es rectangular, como se mencionó en (1), el RN depende de la velocidad, la cuerda y el coeficiente de viscosidad.

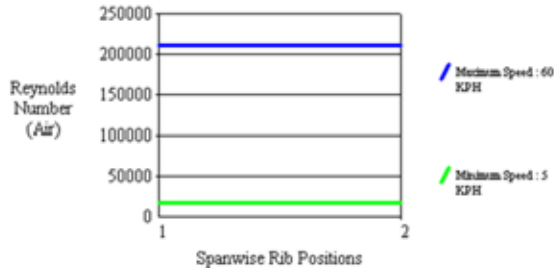


Fig. 18. Distribución del RN a lo largo de la cola horizontal

Al contrario de lo sucedido con la cola horizontal y el ala, el RN no es uniforme, obviamente la cola vertical es trapezoidal, lo que implica un cambio en la cuerda de la raíz y la punta, como se analizó en las secciones anteriores, generando un cambio en la distribución del RN [7].

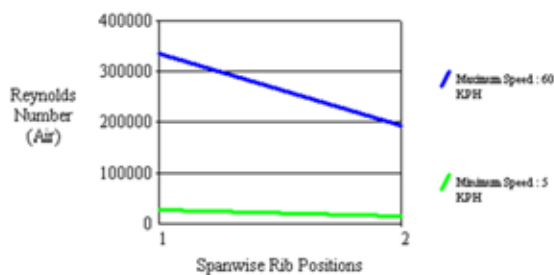


Fig. 20. Distribución del RN a lo largo de la cola vertical

También es posible obtener los valores del número de Reynolds en el ala para diversas velocidades (figura 21); como el coeficiente cinemático de viscosidad es dependiente de la densidad del aire, y asumiendo que la aeronave volará a una altitud constante de 100 metros.

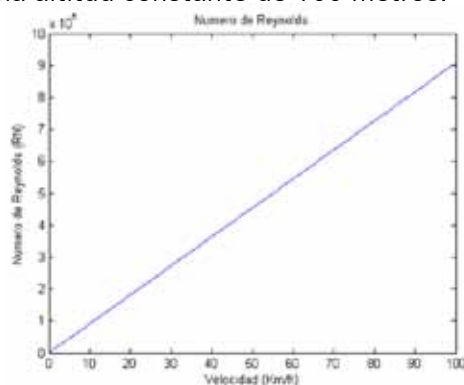


Fig. 21. Número de Reynolds para diferentes velocidades sobre el ala

III. Instrumentación

Con el propósito de analizar la dinámica de vuelo de la aeronave radiocontrolada se desarrollaron cuatro tarjetas independientes, la primera es el sistema electrónico de adquisición de datos, la segunda, es la unidad inercial de medida (*Gyro board*), la tercera, sistema de datos aéreos (*air data system*), y la cuarta, el sistema de entradas de control (*control inputs*) ó entradas del piloto (*pilot inputs*), muy importante a la hora de hacer un estudio completo para una aeronave, ya que se puede corroborar la acción del piloto y la respuesta del avión.

A. Sistema electrónico de entradas de control (*control inputs measurements*)

Este sistema recolecta los datos del transmisor R/C para todas la entrada de control que realice el pilot. Se diseñó usando un microcontrolador PIC18F442 para medir el ancho de pulso enviado por los servos. En la Figura 22 se puede observar el diagrama en bloques del sistema diseñado.

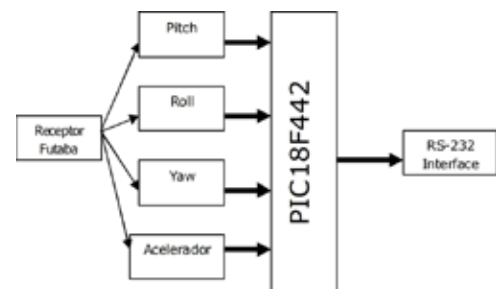


Fig. 22. Diagrama de bloques del sistema electrónico de entradas de control

Cada canal representa los comandos realizados por el piloto, es decir, en el computador se grafica cada movimiento de los mandos del transmisor, como el elevador, el timón de cola, los alerones y la potencia. A pesar de que la lectura en el computador es la medida del ancho del pulso, es posible realizar una equivalencia a grados, de acuerdo a la deflexión de los alerones, el

timón y el elevador (ver tabla 1). La señal PWM que proviene del receptor ingresa al microcontrolador, quien la detecta y activa el contador, una vez la señal ha entrado en el flanco descendente, el contador se inactiva y entrega el valor vía RS-232 al computador.

B. Sistema electrónico de adquisición de datos

Es uno de los sistemas más importantes, y también de gran dificultad debido a que tener los datos del vuelo de la aeronave es uno de los aspectos más significativos de cualquier proyecto de investigación en el área. Sin datos, no hay bases para cualquier afirmación que se haga sobre el desempeño y la dinámica de la aeronave.

Este sistema, es una tarjeta independiente que consta de un microcontrolador PIC18F442 que utiliza cinco canales A/D, una memoria serial, para almacenamiento, y un conector para la transmisión de los datos al computador vía RS-232. El diagrama en bloques del sistema se puede observar en la Figura 23.

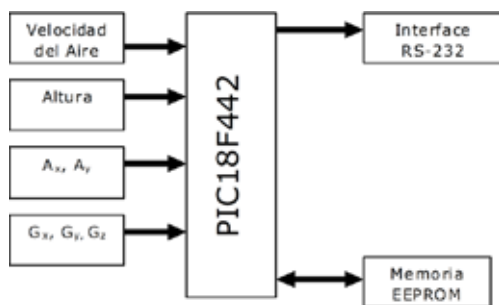


Fig. 23. Diagrama de bloques del sistema de adquisición de datos

Donde A_x y A_y representan la aceleración (medida en g) en los ejes X e Y respectivamente; G_x , G_y y G_z , representan la velocidad angular en sus respectivos ejes, ó en los movimientos de la aeronave, roll (q), pitch (p) y yaw (r).

Los datos análogos entran a la tarjeta a través de conectores. Se decidió hacer un sistema modular que permitiera la fácil extracción de las tarjetas para recuperar posteriormente los datos de vuelo y adquirir los datos en el computador.



Fig. 24. Prueba del sistema de adquisición de datos y la Gyro Board

En la Figura 24 se puede observar el sistema de adquisición de datos y la unidad inercial de medida (Gyro Board) diseñados. Desde el diseño inicial se optó por la modularidad, para facilitar el reemplazo o actualización de componentes.

La memoria EEPROM, es de poca capacidad (512 Kbits), por lo que con tanta información, esta se llena rápidamente, sin embargo, se lograron datos confiables, aunque con vuelos de poca duración.

C. Sistema de datos aéreos (air data system)

Este sistema, como su nombre lo indica, se encarga de adquirir la altitud, velocidad del aire y la aceleración. Esta tarjeta consta de un sensor de presión absoluta, de presión diferencial y un acelerómetro de dos ejes. En la Figura 25 se puede apreciar un diagrama en bloques del sistema.

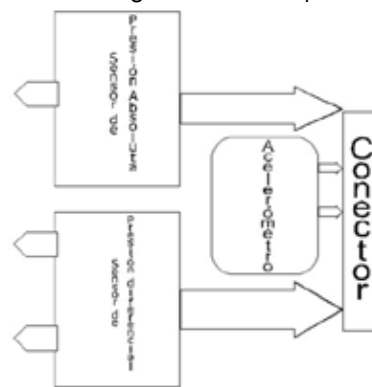


Fig. 25. Diagrama de bloques del sistema de datos aéreos

D. Software para la adquisición y procesamiento de los datos

El software de adquisición de datos se realizó en Labview. Procesa los datos enviados vía RS-232, los almacena en un archivo (vector-tiempo), para ser analizados posteriormente y los despliega en pantalla por medio de gráficas de tiempo. En la Figura 26 se puede observar una gráfica del software en una prueba de campo.



Fig. 26. Software de adquisición de datos Labview

En la Figura 27 se observa el diagrama de bloques del software diseñado en Labview. Este se encarga de convertir los valores del ADC, en las variables a utilizar, como es el caso de la altitud, velocidad del aire y velocidad angular. El acelerómetro no requiere ningún ajuste, ya que el valor en voltios entregado por el sensor, equivale a las g 's a medir.

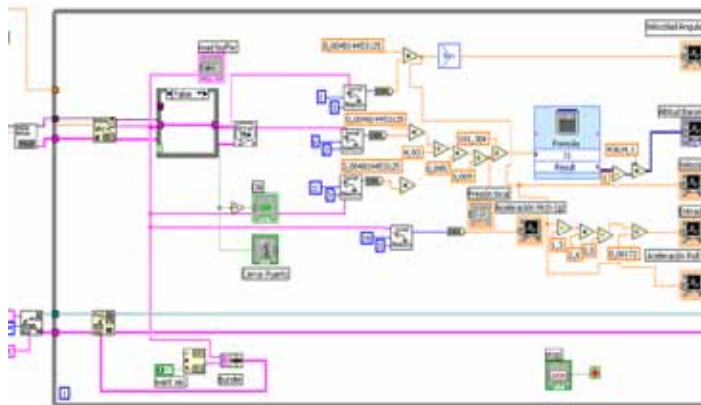


Fig. 26. Software de adquisición de datos Labview

IV. Análisis y discusión de resultados

Se hizo una primera prueba, con el objetivo de verificar el estado de la construcción y la calidad de los materiales y realizar los ajustes necesarios. Este vuelo fue exitoso, aunque se tuvo un pequeño incidente con la hélice en el momento de aterrizar, que provocó su ruptura. El comportamiento en general de la aeronave fue aceptable y se detectó que estaba un poco pesada de nariz, problema que se solucionó fácilmente ajustando los pesos de algunos de sus componentes sin afectar su centro de gravedad (CG).

En las pruebas siguientes se verificaron los sistemas electrónicos diseñados. Como se puede observar en la Figura 28 se probó el sistema de entradas de control y el software desarrollado, con muy buenos resultados.

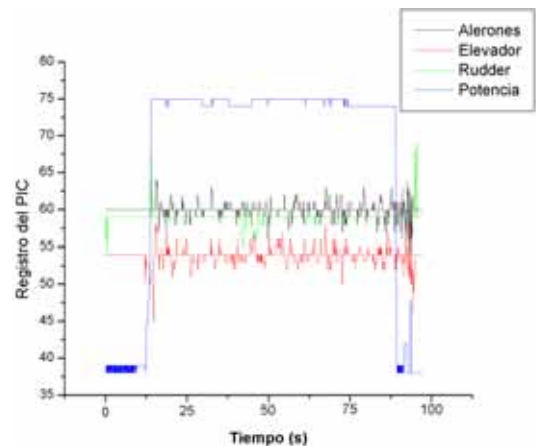


Fig. 28. Resultados del sistema de entradas de control

La secuencia de vuelo desarrollada consistió en realizar un take-off (despegue) desde la pista a 1737 metros sobre el nivel del mar y ascendiendo en forma constante con una exigencia en el acelerador del motor del 100%. Posteriormente se procedió a virar

por la derecha y continuar ascendiendo hasta alcanzar la altura de crucero con el propósito de realizar en ésta sección un vuelo recto y nivelado. En general, una vez alcanzada ésta altitud se describió un patrón de vuelo con forma elíptica, y en éste se adquirieron datos de aceleración lineal (A_x , A_y) [g], velocidad angular (p , q , r) [grad/s], velocidad del aire (v) [m/s] y altitud (z) [m].

En el siguiente segmento se realizó un viraje de aproximadamente 90 grados finali-

zando el tramo de cola, denominado segmento con viento de costado sobre el cual se continuó ascendiendo hasta alcanzar una altitud preestablecida (altitud de crucero) punto en el cual se viró a la derecha aproximadamente otros 90 grados ingresando en lo que se ha denominado tramo con viento de cola, en este tramo se realizaron dos pruebas. La primera, la medición de los parámetros de aceleración lineal, velocidad angular, altitud y velocidad del aire intentando mantener constante la altitud y la velocidad de la aeronave. De esta primera prueba se pudo captar los datos correspondientes mediante la instrumentación a bordo.

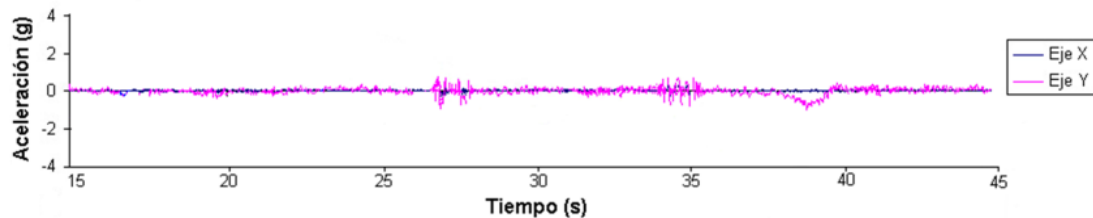


Fig. 29. Aceleración lineal

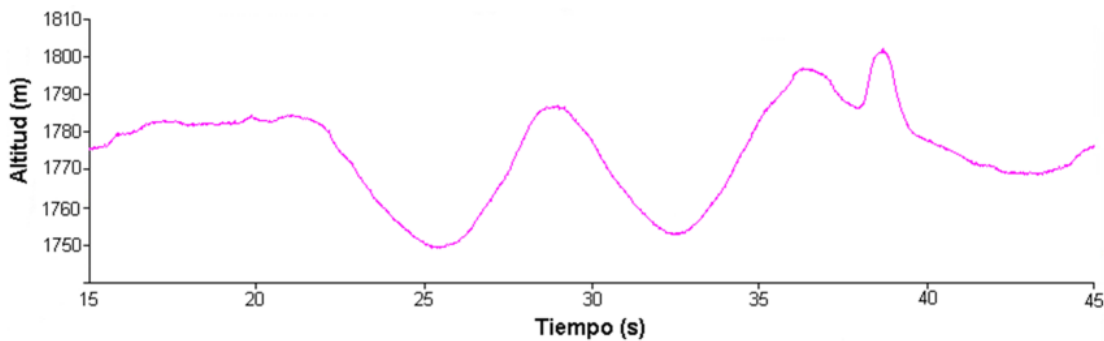


Fig. 30. Altitud

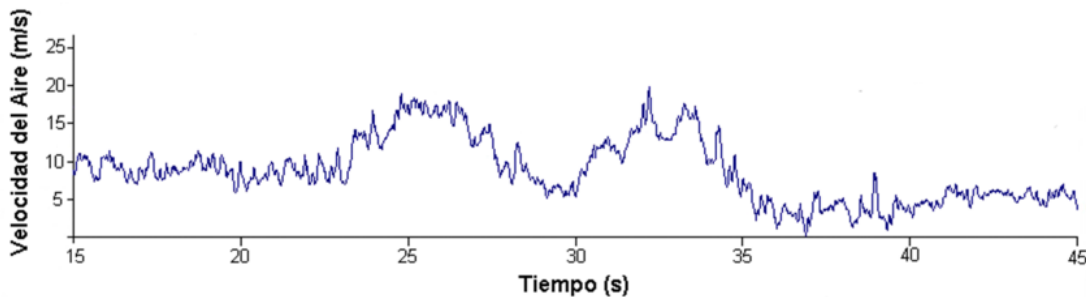


Fig. 31. Velocidad del aire

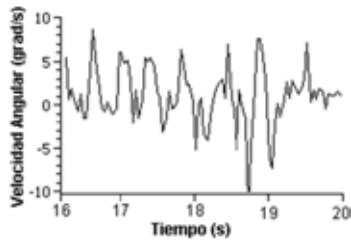


Fig. 32A. Velocidad angular en pitch (aeronave estable)

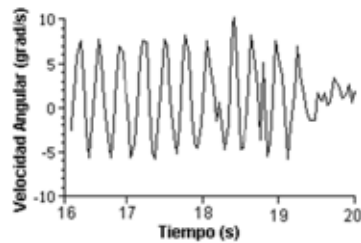


Fig. 32B. Velocidad angular en roll (aeronave estable)

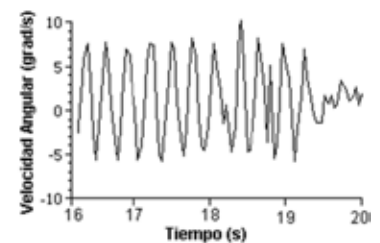


Fig. 32C. Velocidad angular en yaw (aeronave estable)

En las figuras 32A, B y C se puede ver los datos de la velocidad angular de la aeronave en pitch, roll y yaw; mostrando como es el comportamiento de la aeronave en crucero (estable), dicho comportamiento demuestra que a pesar de que el piloto hace lo posible por mantener la aeronave estable, ésta presenta variaciones considerables.

La segunda prueba consistió en realizar mediciones de altitud, velocidad del aire y aceleración lineal, pero alrededor de una maniobra de viraje en la cual se mantuvo constante la altitud. Esta operación de viraje se realizó alcanzando una trayectoria proyectada a 90 grados con respecto a la anterior con lo que se ingresa al segmento denominado tramo de base. Observando las figuras 29, 30

y 31 durante el tiempo comprendido entre 15 y 20 segundos muestran el comportamiento en el viraje.

En las figuras 29, 30 y 31, durante el tramo de tiempo correspondiente de 20 y 45 segundos, se realizó una prueba en la que se sometió a la aeronave a cambios bruscos de altitud y velocidad. Nuevamente se midieron los parámetros anteriormente mencionados. En ésta sección se incluyó también la maniobra de viraje analizándola ante cambios de altitud y velocidad.



Fig. 33A. Vista superior del sistema de entradas de control



Fig. 33B. Prueba del sistema de entradas de control

En las figuras 33A y B se presenta el sistema de Entradas de Control, en uno de los vuelos de prueba.

CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

En general, el comportamiento dinámico de la aeronave fue aceptable, ya que hay varios factores que influyen en la estabilidad; como la acción del piloto, la velocidad de la aeronave, etc. Para poder realizar un estudio aerodinámico más exhaustivo sobre la aeronave es necesario usar un

túnel de viento y procesamiento de datos más avanzados para desarrollar un modelo dinámico de la aeronave.

A partir de los datos obtenidos y recolectados durante las maniobras de prueba, como trabajo futuro se puede desarrollar un proceso de regresión como el ARMA en Matlab y representar la dinámica. Usando análisis de regresión, se puede obtener un modelo dinámico de la aeronave.

El sistema diseñado permitió concluir, que pese a la habilidad de los pilotos, es necesario desarrollar un sistema electrónico de control que permita generar estabilidad en la aeronave.

AGRADECIMIENTOS

Este proyecto fue parcialmente financiado por Efigenia Aerospace [12]. El autor agradece principalmente a Mario Andrés Córdoba, profesor del Departamento de Física de la Universidad del Cauca, quien lo asesoró constantemente en el desarrollo del proyecto, instruyéndolo en los conceptos de diseño de Aeronaves, facilitando algunas de las herramientas computacionales empleadas para la simulación y el modelado; así como algunos sensores y transductores utilizados.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] M. A. Córdoba, "Aeronautical and Avionics Design, Construction and Flight Test of the EFIGENIA EJ-1B Mozart Autonomous Unmanned Aerial Vehicle UAV," *3rd US-European Competition and Workshop on Micro Air Vehicle Systems (MAV07) & European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition (EMAV2007)*, 17-21 September 2007, Toulouse, France.
- [2] J. P. Alvarado, J. I. García, E. Escobar, A. Barrera y J. L. Ramírez, "Diseño De Un Aeromodelo Radiocontrolado para Simulación de Misiones de Vigilancia y Ataque," *Revista Educación en Ingeniería*. Diciembre de 2009 • N°. 8 • Pp 70-82. Bogotá, Colombia.
- [3] A. Bernal, S. Orrego, "Diseño del Ala para un Vehículo Aéreo No Tripulado," *Proyecto de Investigación en Ingeniería Mecánica*. Departamento de Ingeniería Mecánica, Universidad EAFIT, Medellín (Colombia), 2007.
- [4] S. Olivera y A. Gauthier, "Sistema de control de un vehículo aéreo autónomo pequeño," Universidad de Los Andes. Junio de 2005. Disponible en Internet: <http://hdl.handle.net/1992/445>. Consultado en Febrero de 2011
- [5] A. Abusleme, A. Cipriano y M. Guarini, "Modelling and Simulation of the Radiocontrolled Airplane Kadet Senior," *Anales XIV Congreso Chileno de Control Automático*. 23-27 Octubre de 2000, Concepción, Chile.
- [6] L. Ceballos, S. Preidikman y J. Massa, "Herramienta computacional para simular el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados con una configuración de alas unidas," *Mecánica Computacional Vol XXVII*, págs. 3169-318. Noviembre de 2008, San Luis, Argentina.
- [7] J. Roskam, "Airplane Design, Vols I, II, III, IV, V, VI, VII, VIII," DarCorporation and The University of Kansas. 1997.
- [8] M. Hardy, "Aeronautical Design Software for Model Aircraft," Disponible en Internet: <http://www.winfoil.com/>. Consultado en Febrero de 2011.
- [9] DARcorporation, "Advanced Aircraft Analysis (AAA)," Disponible en Internet: <http://www.darcorp.com/Software/AAA/>. Consultado en Febrero de 2011.
- [10] M. Hepperle, "JavaFoil - Analysis of Airfoils," Disponible en Internet: <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm>. Consultado en Febrero de 2011.
- [11] A. I. Carmona, Aeronáutica. Tomo I. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Madrid. 10ª Edición, Editorial Paraninfo. 2000. pp. 137-138.
- [12] M. A. Córdoba, "EFIGENIA Aerospace Robotics scientist research in autonomous Unmanned Aerial Vehicles UAV," Disponible en Internet: http://www.efigenia-aerospace.com/us_index.htm. Consultado en Febrero de 2011.



www.4-72.com.co

▶ Línea de Atención al Cliente Nacional 01 8000 111210 ◀

