

# Vehículo Aéreo no Tripulado para Medición de Flujos Atmosféricos

**Oscar Daniel Garibaldi Castillo**

Facultad de Ingeniería Mecánica  
Universidad Tecnológica de Panamá  
oscar.garibaldi@utp.ac.pa

**Resumen**– Este proyecto fue motivado por la creciente preocupación mundial sobre las emisiones causadas por el hombre y su posible impacto en el ciclo del carbono, calentamiento global y el cambio climático. El intercambio de carbono con la atmósfera ocurre dentro de la capa límite planetaria, y está dominado principalmente por la turbulencia. Por ende, la medición de este flujo requiere instrumentación capaz de medir vientos en tres dimensiones, y de otros equipos para la cuantificación la concentración de dióxido de carbono.

La primera etapa, la cual se describe en este documento, tuvo el objetivo de demostrar la factibilidad del uso de un anemómetro sónico a bordo de una aeronave no tripulada para la medición de turbulencia atmosférica. Para esto, se hizo un análisis de las limitaciones y capacidades de los sistemas anemométricos existentes, se diseñó un aeroplano no tripulado capaz de llevar un anemómetro sónico y se realizaron experimentos de campo.

Los experimentos revelaron que el sistema puede medir fluctuaciones de viento, no obstante la fluctuación vertical fue mayor que la de la estación terrestre. Esto motivó el desarrollo de un modelo computacional de la aeronave a fin de cuantificar la perturbación del avión en las mediciones.

Un análisis estocástico reveló una exactitud por el orden de  $\pm 0.11$  m/s. La mayor fuente de error provino del sistema de mediciones inerciales.

En posteriores etapas se instalará un analizador de gases para la estimación del flujo de  $\text{CO}_2$  basado en el cálculo de covarianzas de Eddy.

Este trabajo fue previamente publicado en el trabajo de tesis llamado "Unmanned Aerial Platform for Atmospheric Flux Measurements" como requerimiento de trabajo de graduación del programa de Maestría en "Ciencias de la Ingeniería" de Purdue University.

**Palabras Claves**–Aeronave no tripulada, anemómetro sónico, flujo atmosférico, flujo de carbono, turbulencia, UAV

**Abstract**– This Project was motivated by the increasing worldwide concerns about the manmade emissions and its possible impact in carbon cycle, global warming and climate change. The carbon exchange with the atmosphere occurs within the planetary boundary layer, and it is mainly dominated by turbulence. Therefore, it is required to have instruments capable of measuring three-dimensional winds, and others for carbon dioxide concentration.

Similarly, sensible and latent heat flux can be quantified by means of a thermometer and a hygrometer.

The first stage, which is being described in this paper, had the objective of demonstrate the feasibility of using an unmanned aerial vehicle for atmospheric turbulence measurement by using an onboard sonic anemometer. To do this, an analysis of the limitations and capabilities of the current anemometers was made, an unmanned aircraft capable of carrying a sonic anemometer was designed, and field experiments were carried out.

Field experiments revealed that the system can measure wind speed fluctuations; however the vertical wind fluctuation was greater than that measured from a nearby ground station. This motivated the development of a CFD model of the aircraft to quantify the perturbations coming from the aircraft itself.

A stochastic analysis revealed that the system is accurate to  $\pm 0.11$  m/s. The greatest source of error was the inertial measurement system.

In later stages it is intended to install a gas analyzer for carbon dioxide fluctuations measurements and, based in Eddy covariance technique, estimate the flux.

**Keywords**– *Atmospheric flux, carbon flux, sonic anemometer, UAV, unmanned aerial vehicle, turbulence.*

**Tipo de Artículo:** *original. Proyecto realizado en Purdue University, como parte del programa de Maestría en Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica.*

**Fecha de Recepción:** *15 de septiembre de 2014*

**Fecha de Aceptación:** *18 de noviembre de 2014*

## 1. Introducción

En los años recientes, ha habido un interés global por el estudio de las emisiones de carbono hechas por el hombre y su posible impacto en el calentamiento global y el cambio climático. Esto ha impulsado un esfuerzo mundial para los estudios de ciclo de carbono. Dentro de este ciclo existen importantes intercambios de dióxido de carbono ( $\text{CO}_2$ ) entre la atmósfera y los océanos y vegetación, los cuales se dan en la capa más baja de la atmósfera, mejor conocida como capa límite planetaria (PBL por sus siglas en inglés) están dominados principalmente por la turbulencia.

Los flujos atmosféricos han sido ampliamente estudiados mediante el uso de estaciones fijas y móviles. Ambas han sido dotadas de instrumentos especiales para la medición de turbulencia y escalares pasivos, siendo estos últimos elementos difusivos cuya presencia no influye dinámicamente en el movimiento del fluido mismo [1], tales como trazas de gases, temperatura y humedad. Particularmente para la medición de turbulencia, los instrumentos varían desde los clásicos anemómetros de copa y veleta hasta los más recientes y sofisticados anemómetros sónicos [2].

Un ejemplo de plataformas móviles lo constituye el proyecto ALAR, siglas en inglés que significan laboratorio aéreo para la investigación atmosférica, desarrollado en Purdue University [3], el cual involucra el uso de una avioneta Beechcraft Duchess y la adición de un anemómetro de presión

conocida como la BAT-probe [4] en conjunto con un analizador de gases de abordó.

Las técnicas de alambre-película caliente, sondas de presión y el anemómetro sónico, son capaces de medir turbulencia atmosférica [5], la cual tiene una escala de tiempo inferior a 1 hora [6].

En general el anemómetro de alambre caliente, o su contraparte más robusta el hilo caliente, es una técnica madura que permanece como la más rápida y más pequeña para medición de turbulencia (Ancho de banda en el orden de MHz en el caso del alambre caliente, kHz en el de película caliente, tamaño en el orden de mm). Sin embargo, la sonda misma tiende a ser muy frágil y poco robusta. Más aún, la calibración depende enormemente de la temperatura ambiente, característica no deseable en un ambiente cambiante como lo es la capa límite atmosférica. Por otra parte, las sondas basadas en medidas de presión son considerablemente más robustas que una de película caliente y pueden ser utilizadas para medir fluctuaciones de velocidad de alta frecuencia (en el orden de decenas de Hz). Es además menos oneroso que una sonda de hilo o película caliente. No obstante, su velocidad de respuesta es inferior que cualquier sistema citado en este reporte. Este problema se agrava si se conectan las tomas de presión a tubos de considerable longitud. Adicionalmente, sufre de problemas de obstrucciones debido a la introducción de objetos foráneos en los agujeros o tomas de presión.

El anemómetro sónico tiene una calibración que perdura y se mantiene estable por largos períodos (meses a años). Además, es una tecnología madura y utilizada extensamente por más de 40 años en investigaciones de la capa límite atmosférica. Sin embargo, su costo inicial es alto, y no puede utilizarse en estados del tiempo adversos con mucha precipitación. Sin embargo, el uso de los anemómetros sónicos a bordo de aeronaves no tripuladas (UAV por sus siglas en inglés), es virtualmente inexistente, y su factibilidad fue demostrada recientemente [5]. Con un UAV se

pueden llevar a cabo experimentos a muy bajas altitudes, incluso menores a 15 m, donde las misiones tripuladas son particularmente riesgosas. La rápida respuesta de los anemómetros sónicos puede resolver remolinos con una escala espacial por el orden de los 10 a 15 cm, a una frecuencia en el orden de las decenas de Hertzio. Esto es suficientemente bueno para resolver las escalas de turbulencia de interés [6].

El propósito de este proyecto fue el de demostrar la factibilidad del uso de una aeronave no tripulada de bajo costo con un anemómetro sónico para la medición de turbulencia atmosférica. Esto se logró mediante el estudio de las limitaciones y capacidades del anemómetro sónico, el diseño y construcción de una aeronave no tripulada y pruebas de campo. En futuros trabajos, se implementará un sistema de medición de variables pasivas, entre ellas concentración de CO<sub>2</sub> para las mediciones de flujos de carbono atmosférico.

## 2. Material y Método

### 2.1. Mediciones de flujo de carbono

Una de las técnicas más populares para la estimación de cuánto carbono se está emanando o depositando en un lapso dado, es el llamado método de covarianza o correlaciones de Eddy. En este método simplemente aproxima la densidad de flujo de carbono  $f_c$  mediante el cálculo de la correlación de las fluctuaciones de la concentración de carbono  $\rho_c'$  y el viento vertical  $w'$  tal como se muestra en (1):

$$f_c \cong \overline{\rho_c' \cdot w'} \quad (1)$$

Si una plataforma móvil tal como un UAV, vuela en un patrón regular a una altitud constante, se puede estimar el flujo total a través de un área arbitraria  $A$ , tal como se muestra en la figura 1. En este caso, el área bajo estudio contiene un número finito de muestras con un área  $dA$ . Cada elemento discreto aporta un flujo parcial según (2) como se

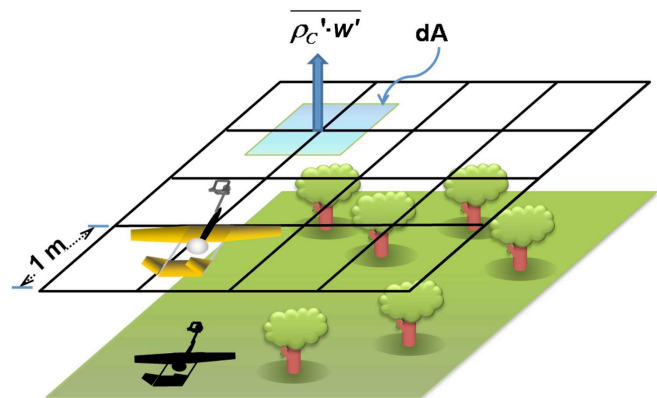
muestra a continuación:

$$dF_c = \overline{\rho_c' \cdot w'} dxdy \quad (2)$$

La sumatoria de la contribución de cada área  $dxdy$  aporta gasto másico total de CO<sub>2</sub>  $F_c$  de acuerdo a (3).

$$F_c = \int_A \overline{w' \rho_c'}(x, y) dx dy \cong \sum \overline{w' \rho_c'} \Delta x \Delta y \quad (3)$$

Si la plataforma se está moviendo a 10 m/s y muestrea a una frecuencia de 10 Hz, entonces se obtiene una resolución espacial de 1 m.



**Figura 1.** Mediciones de flujo de carbono mediante un UAV. (Tomado de Garibaldi, 2009).

Esta técnica asume que la aeronave se está moviendo más rápido que la escala de tiempo de un remolino o Eddy. Como regla general [6], si la intensidad de la turbulencia, o cociente del viento promedio que arrastra a los remolinos y la fluctuación de la velocidad, es menor que 0.5, entonces se puede considerar que, con respecto al viento promedio, los eddys están prácticamente congelados. Esto se conoce como la hipótesis de Taylor (7) y es la base por la cual se pueden hacer estudios de turbulencia con estaciones fijas y plataformas móviles si se cumple esta condición.

## 2.2. Medición de velocidades de vientos desde plataformas aéreas

Los anemómetros abordo de un aeroplano miden el viento relativo a la aeronave. Por lo tanto, para medir el viento relativo a la tierra, es necesario abstraer las velocidades debidas al movimiento de la aeronave. Los aviones tienen seis grados de libertad, lo cual hace esta tarea particularmente difícil.

Dado que el aeroplano no está volando a altas velocidades y la distancia cubierta es de unos cuantos kilómetros, la suposición de la tierra plana, es decir, la tierra como marco de referencia inercial, es válida. Si se elabora un análisis vectorial [5] [7] basado en la figura 2, la ecuación cinemática que gobierna el cálculo del viento con respecto a tierra es la siguiente:

$$\vec{V}_{VIENTO} = \vec{V}_{MEDIDO} + \vec{V}_{AVIÓN} + \vec{\Omega} \times \vec{r}_{S/P} \quad (4)$$

En (4) se revela que para obtener el viento con respecto a tierra  $\vec{V}_{VIENTO}$ , es necesario conocer la velocidad de la aeronave con respecto a tierra  $\vec{V}_{AVIÓN}$ , la posición de la sonda con respecto al avión  $\vec{r}_{S/P}$  y la velocidad angular del avión. En adición, la orientación del aeroplano juega un papel importante dado a que es necesario rotar las velocidades al marco de referencia inercial.

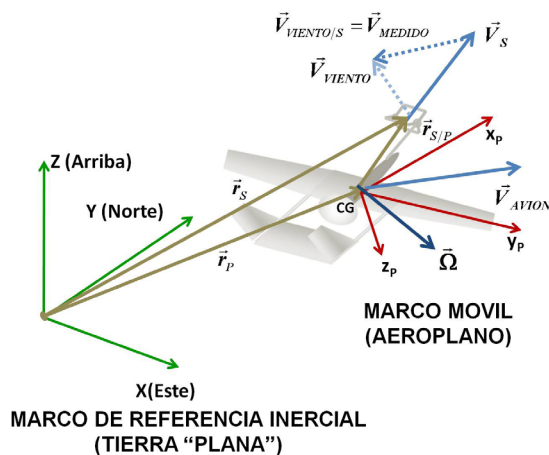


Figura 2. Análisis vectorial de la medición de vientos desde una plataforma aérea. (Adaptada de Garibaldi, 2009).

## 2.3. Instrumentación

Para las pruebas de campo se requirió del sistema aéreo bajo estudio y una estación terrestre. La aeronave utilizada es conocida en Purdue University como el Boiler Xpress, cuya manufactura data de 2,000. Cuenta con una configuración tipo Pusher y cola doble. Las alas cuentan con una envergadura de 3.35 m y puede volar a velocidades de hasta 65.6 km/h. Este aeroplano demostró ser capaz de volar a baja altura y con las modificaciones realizadas [5] pudo llevar a bordo la instrumentación necesaria.

Para medir la orientación de la aeronave se utilizaron tres giroscopios orientados ortogonalmente, integrados en un sistema de mediciones inerciales denominado MNAV-100 CA (Figura 3-a) manufacturado por CrossBow Inc. La velocidad del avión con respecto a tierra fue medida mediante un sistema de posicionamiento global TIM-LP (Figura 3-b) manufacturado por U-blox y capaz de medir a 4 Hz. Para la medición de la velocidad del viento con respecto a tierra, se utilizó el anemómetro sónico modelo 81000 de R. M. Young (Figura 3-c), ajustado para medir a 10 Hz. Este anemómetro fue parcialmente modificado para reducir la resistencia aerodinámica mediante la relocalización de los componentes electrónicos en el fuselaje del avión. Los datos provenientes de los sensores se almacenaron en registradores de dato de abordo. La configuración interna de estos componentes a bordo de la aeronave se muestra en la figura 4.

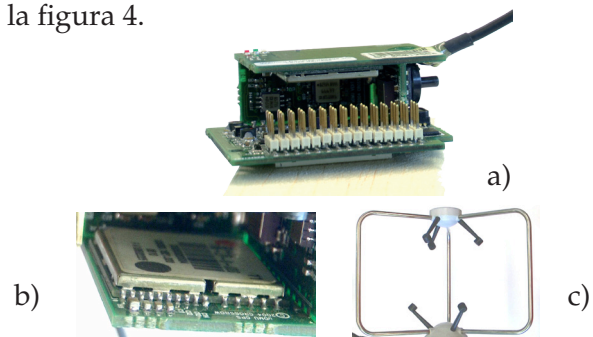
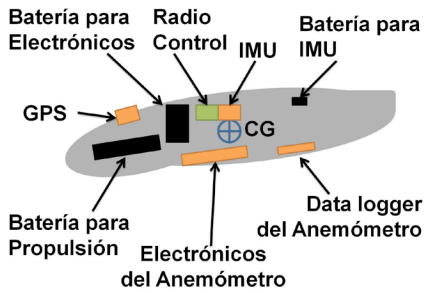


Figura 3. Sistema de medición de abordo: a) Unidad de medición inercial, b) Receptor GPS c) Anemómetro sónico.

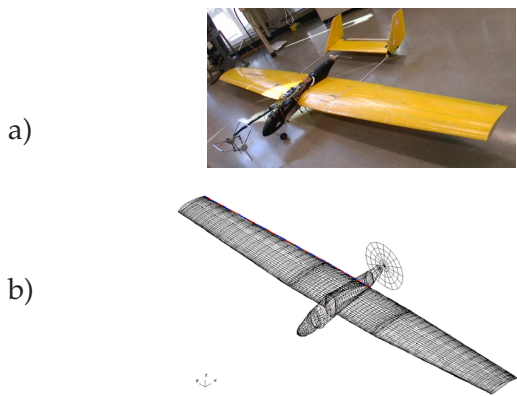
La estación terrestre, por ser la unidad de referencia, utilizó un anemómetro sónico CSAT-3 de Campbell Sci, ajustado a tomar muestras a 20 Hz, a una altura sobre el terreno de 2.87 m.



**Figura 4.** Configuración de sensores y componentes electrónicos a bordo del UAV Boiler Xpress, manufacturado en Purdue University. (Adaptado de Garibaldi 2009).

**2.4. Análisis de Error**

A fin de cuantificar los errores de medición inducidos por el efecto aerodinámico de la aeronave, se construyó un modelo por computadora de la aeronave y se modeló el flujo a diferentes ángulos de ataque, asumiendo vuelo rectilíneo uniforme sin aceleración. Para el análisis de fluido por computadora o CFD se utilizó el método de paneles. En la figura 5 se muestra el modelo por computadora de la aeronave. Los factores de corrección para U y W basado en los resultados de la simulación sin incluir la hélice se presentan en (5) y (6), mientras que aquellos que la incluyen están en las ecuaciones (7) y (8).



**Figura 5.** Modelo por computadora del Boiler Xpress: a) Prototipo b) Modelo CAD (Tomado de Garibaldi 2009).

$$\frac{\Delta U}{|\vec{V}_{MEDIDO}|} = -1 \times 10^{-5} \alpha^2 - 0.0012\alpha + 0.0218 \quad (5)$$

$$\frac{\Delta W}{|\vec{V}_{MEDIDO}|} = 4 \times 10^{-6} \alpha^2 - 0.0027\alpha - 0.0367 \quad (6)$$

$$\frac{\Delta U}{|\vec{V}_{MEDIDO}|} = -1 \times 10^{-5} \alpha^2 - 0.0012\alpha + 0.0109 \quad (7)$$

$$\frac{\Delta W}{|\vec{V}_{MEDIDO}|} = 7 \times 10^{-6} \alpha^2 - 0.003\alpha - 0.0424 \quad (8)$$

El error introducido por cada componente de medición fue estudiado mediante un análisis estocástico de perturbaciones tal como se muestra en la tabla 1 [5].

**Tabla 1.** Análisis de Error por componente de medición

Instrumento	Precisión	Error Introducido en W
Unidad de mediciones inerciales	± 0.8°	± 0.17 m/s
Anemómetro Sónico	±0.06 m/s	± 0.06 m/s
Sistema de Posicionamiento Global	± 0.05 m/s	± 0.05 m/s

El error combinado de todos los instrumentos se estimó utilizando la siguiente aproximación estocástica:

$$\hat{X} = X + Perturbación \quad (9)$$

$$Perturbación = x'(2\tilde{X} - 1) \quad (10)$$

donde

- X Variable no perturbada
- x' Desviación estándar
- $\hat{X}$  Variable Perturbada

$\tilde{X}$  Variable aleatoria de probabilidad distribuida uniformemente

El resultado del análisis de error fue de una incertidumbre en  $W$  de  $\pm 0.11$  m/s.

### 2.5. Experimento de Campo

Debido a las restricciones en Estados Unidos para el vuelo de aeroplanos no tripulados, se seleccionó el aeropuerto de McAllister, instalación situada en la ciudad de Lafayette, Indiana. El lugar presentaba las condiciones ideales para mediciones de turbulencia debido a la uniformidad del terreno. Se instaló la estación terrestre a no más de 100 m del área muestreada, tal como se muestra en la figura 6. El aeroplano voló un patrón rectangular aproximadamente a la misma altura sobre el terreno que el anemómetro de la estación terrestre. El avión voló nueve tramos rectos o piernas, alternando tramos con viento a favor y en contra.

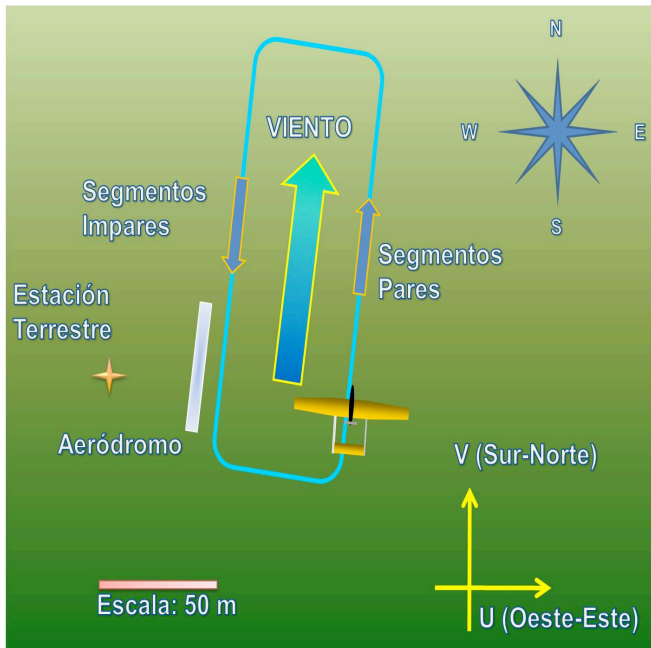


Figura 6. Esquema del campo de pruebas McAllister (Adaptado de Garibaldi 2009).

### 3. Resultados

Se compararon las alturas de los pases rectilíneos y sólo se tomaron aquellos que eran de altura relativamente uniforme, que no estuvieran a más de un metro por encima o por debajo de la altura de la estación terrestre. Los datos fueron procesados a fin de obtener los componentes promedio de las tres direcciones del viento y las fluctuaciones. El análisis de vientos promedios y su rumbo se encuentran detallados en [5] y esta información fue utilizada durante vuelos de pruebas del aeroplano tal como se presentó en [8]. Las fluctuaciones e intensidades de turbulencia fueron presentadas en la tabla 2. Para el cálculo de intensidades, los vectores de velocidad fueron reorientados utilizando el rumbo promedio tal como se muestra en la figura 7. Un análisis adicional en el dominio de la frecuencia fue realizado utilizando el análisis de densidad espectral de Welch, y sus resultados se encuentran en la figura 8. El superíndice "\*" simboliza la componente de velocidad rotada en la dirección promedio.

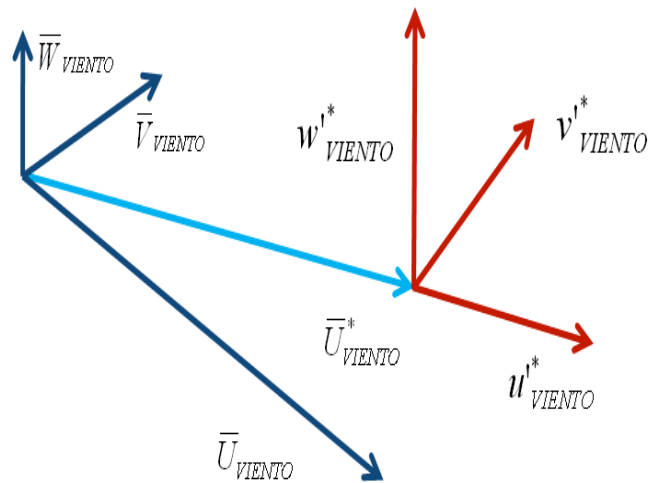


Figura 7. Rotación de velocidades alrededor del la orientación del vector promedio (Adaptado de Garibaldi 2009).

Tabla 2. Análisis de intensidades de turbulencia.

	COMPONENTES DE VELOCIDAD (m/s)	INT
UAV	$u_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.57 / 2.04$	0.28
	$v_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.48 / 2.04$	0.24
	$w_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.74 / 2.04$	0.36
UAV, CFD sin Hélice	$u_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.52 / 2.29$	0.23
	$v_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.48 / 2.29$	0.21
	$w_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.80 / 2.29$	0.34
UAV, CFD con Hélice	$u_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.51 / 2.17$	0.23
	$v_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.48 / 2.17$	0.22
	$w_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.80 / 2.17$	0.37
Estación Terrestre	$u_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.61 / 1.91$	0.32
	$v_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.52 / 1.91$	0.27
	$w_{VIENTO}^* / \bar{U}_{VIENTO}^* = 0.22 / 1.91$	0.11

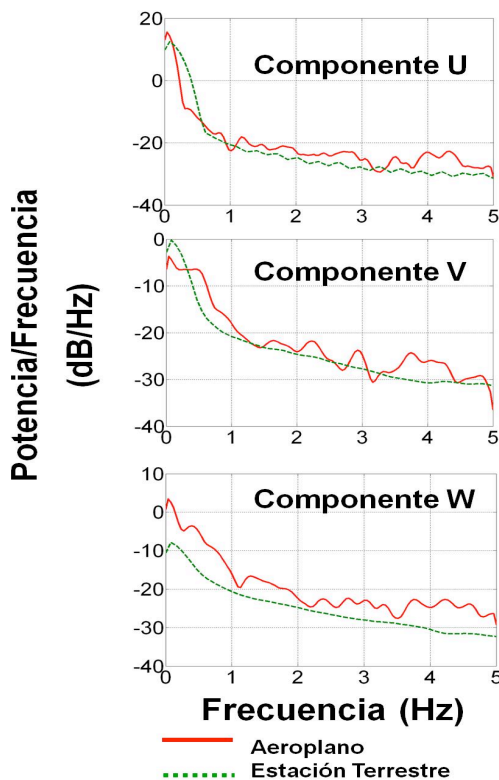


Figura 8. Densidad espectral de potencia según Welch en U, V y W (Tomado de Garibaldi 2009).

#### 4. Discusión

El análisis de turbulencia demostró que una vez que las series de datos, tanto del aeroplano como la estación terrestre, son rotados alrededor de los ejes promedios de velocidad, la magnitud del promedio difiere 7%. Al introducir las correcciones basadas en el análisis CFD sin considerar el efecto de la hélice, la diferencia incrementó a 20%, mientras que con la hélice aumentó a 14%. Una posible explicación a esto es que el análisis CFD estuvo basado en una serie de simulaciones de estados estables, y no se consideraron los efectos transitorios de un flujo inestable.

Las diferencias en intensidad de la turbulencia fueron menores a 12% para  $u^*$  y  $v^*$ , pero mayores para  $w^*$  (Alrededor de 227 %). Las correcciones por CFD produjeron resultados más desviados.

El análisis de densidad de potencia espectral de Welch mostró que para U y V la estación de tierra y el sistema aéreo concuerdan, mientras que para W se observó unos picos enormes a bajas frecuencias, lo cual está en el rango de frecuencias de las maniobras del avión. Esto es una clara indicación que los datos del avión aún están contaminados con el movimiento mismo del aeroplano.

#### 5. Conclusión

Se ha desarrollado un sistema aéreo capaz de medir turbulencia atmosférica mediante un anemómetro sónico a bordo. Para lograr esto, se completaron las siguientes tareas: comparación de los sistemas de anemometría existentes, tales como alambre/película caliente y sondas de presión contra el sistema sónico; el diseño y construcción de una aeronave capaz de llevar un anemómetro sónico, sistemas de navegación inercial, posicionamiento global y adquisición y almacenamiento de datos; la evaluación del desempeño del sistema mediante una análisis estocástico de error y vuelos de prueba.

El análisis de desempeño demostró que el anemómetro sónico es capaz de resolver las escalas de temporales y espaciales requeridas para

los estudios de flujos atmosféricos. La ausencia de partes móviles y una calibración de alta perduración hacen que el anemómetro sónico sea un instrumento robusto apto para condiciones de vuelo extremas.

El uso de plataformas aéreas requiere mediciones precisas de la posición, orientación, velocidades angulares y lineales del vehículo. Las dificultades asociadas con la medición de estas variables, en particular la orientación, hacen que la medición de turbulencia atmosférica mediante plataformas móviles sea una tarea extremadamente difícil. Esto fue demostrado con el análisis estocástico de error. El sistema actual tiene una exactitud en el orden de  $\pm 0.11$  m/s.

Los experimentos de campo sirvieron como base para comparar el desempeño del sistema de medición ante una estación terrestre. Pese a que se demostró la capacidad de medir vientos promedios, el análisis de turbulencia mostró una fuerte discrepancia en la componente vertical de turbulencia. Estos grandes errores se atribuyen principalmente al sistema de navegación inercial. Esto fue corroborado mediante el análisis espectral de frecuencia, donde las bajas frecuencias tenían una fuerte influencia por los movimientos de la aeronave.

Como trabajo futuro, queda mejorar el sistema de medición de variables inerciales, reducción del tamaño del anemómetro, desarrollar un código CFD más avanzado para tomar en cuenta los efectos aerodinámicos inestables y la implementación de un analizador de gases de bajo peso.

En conclusión, la combinación de un UAV con un anemómetro sónico es una forma factible de medir turbulencia atmosférica en las zonas más bajas de la atmósfera. Esto fue demostrado mediante los experimentos de campo.

## 6. Agradecimiento y Reconocimiento

Mis sinceros agradecimientos a la prestigiosa Secretaría Nacional de Ciencia, Tecnología e

Innovación, quien con su programa de Becas de Excelencia Profesional 2006-2010, aportó los fondos necesarios para manutención, alojamiento y colegiatura durante el desarrollo del proyecto, al Centro de Investigaciones Hidráulicas e Hidrotécnica por su apoyo administrativo.

Quiero agradecer al Doctor John Sullivan por sus atinados consejos y guía durante el desarrollo del proyecto, así como el acceso completo a las instalaciones del Laboratorio de Ciencias Aeroespaciales (ASL por sus siglas en inglés) y sobre todo, el anemómetro sónico a bordo del aeroplano; al Doctor Paul Shepson por facilitar la estación terrestre y sus recomendaciones para el análisis de turbulencia utilizando el espectro de frecuencias; al Doctor Daniel DeLaurentis por sus importantes comentarios durante las etapas de diseño conceptual de la aeronave.

Reconozco la valiosa labor del Magíster Edward Londner durante las pruebas del sistema de mediciones inerciales, transporte y logística durante los experimentos de campo; y no menos importante el apoyo del Magíster Aaron Wypyszynski, quien piloteó la aeronave con asombrosa precisión y ofreció importante experiencia durante la construcción y modificación de la aeronave Boiler Xpress.

Los técnicos Madeline Chadwell, John Phillips y David Reagan aportaron valiosas contribuciones y consejos técnicos en sus diferentes áreas específicas. El Señor Herber Zimmerman ofreció valiosas recomendaciones en cuanto a la anemometría sónica.

## Referencias Bibliográficas

- [1] Warhaft, Z., "Passive Scalars in Turbulent Flows", *Annu. Rev. Fluid Mech.*, Vol. 32, pp 203-240, Enero de 2000.
- [2] Wyngaard, J. C., "Cup, Propeller, Vane, And Sonic Anemometers in Turbulence Research", *Annual Review, Fluid Mechanics*, Vol. 13, pp 399-423, Enero de 1981.
- [3] Garman K.E., Hill K. A., Wyss P., Carlsen M., Zimmerman J.R., Stirn B.H., Carney T.Q., Santini R., and Shepson P.B., "An Airborne and Wind Tunnel Evaluation of a Wind Turbulence



- Measurement System for Aircraft-Based Flux Measurements”, *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, Vol. 23, pp 1696-1708, Diciembre de 2006.
- [4] Crawford, T.L., & R.J. Dobosy, “A Sensitive Fast-Response Probe to Measure Turbulence and Heat Flux from any Airplane”, *Boundary-Layer Meteorology*, Vol. 59, 257-278, 1992.
- [5] Garibaldi, O. D., “Unmanned Aerial Platform for Atmospheric Flux Measurements”, Purdue University : M.S.E. Thesis, 2009.
- [6] Stull, R. B. “An Introduction To Boundary Layer Meteorology”, Kluwer Academic, 1988.
- [7] Lenschow, D. H., “Probing the Atmospheric Boundary Layer”, Massachusetts, USA : American Meteorological Society, 1984.
- [8] Garibaldi Castillo, O. D., & Londner, E. H., “UAV Flight Testing With an Airborne Sonic Anemometer, IMU, and GPS”, 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Chicago, Illinois, 2010.