

Control del cabeceo, alabeo, orientación y altura en un helicóptero no tripulado

Luis Fernando Perico Remolina

MSc.(c) Controles Industriales, Universidad de Pamplona,
Docente Tiempo Completo, Universidad Santo Tomás USTA
Bucaramanga, Colombia
lfpericoremolina@hotmail.com

Ramiro Andrés Peñaranda Gutiérrez

Ingeniero Mecatrónico – Universidad Santo Tomás
Investigador Grupo GRAM, Universidad Santo Tomás
Bucaramanga, Colombia
ander_153@hotmail.com

Joymar Alfonso Barros Acuña

Ingeniero Mecatrónico – Universidad Santo Tomás
Bucaramanga, Colombia
joymarb@hotmail.com

Resumen— Un helicóptero es un sistema que posee gran complejidad en su análisis cinemático y dinámico, su respuesta no es totalmente fiel a un modelo específico e intervienen muchas variables a la hora de analizar su funcionamiento, por lo tanto, la correcta lectura y el aprovechamiento de cada una requiere de instrumentación precisa y un procesamiento adecuado de las señales obtenidas, al mismo tiempo el sistema también es sensible al cambio de las condiciones ambientales e iniciales, lo que hace inevitable que cada vuelo sea impredecible y diferente cuando los controladores de cada uno de sus actuadores no están correctamente ajustados.

Palabras clave— Aerodinámica, aeromodelo, helicópteros, instrumentación, telemetría.

Abstract— A Helicopter is a system that has great complexity in kinematic and dynamic analysis, the answer is not completely faithful to a specific model and involves many variables when analyzing its operation, therefore the correct interpretation and use of each a, requires precise instrumentation and proper processing of the signals obtained, at the same time the system is also sensitive to changes in the environmental and initials conditions, which makes it inevitable that each flight be unpredictable and different when the controllers of the actuators are not properly adjusted.

Keywords— Aerodynamics, helicopters, sensors, instrumentation, vibration, information processing, filtering algorithms.

I. INTRODUCCIÓN

Autonóptero es un proyecto de investigación para el desarrollo del vuelo autónomo o no pilotado en un helicóptero a escala. La autonomía será

desarrollada gradualmente al conseguir que en el transcurso de la investigación el aeromodelo adquiera mayor independencia del control humano, evalúe las variables más relevantes, para ejecutar acciones y tomar decisiones, basadas en las rotaciones y desplazamientos. La fase uno se enfoca principalmente en la flotabilidad, equilibrio y estabilización mediante el control del cabeceo, alabeo, orientación y altura, se deja para su posterior fase el control de los desplazamientos.

La investigación es desarrollada a partir de la información obtenida de la experiencia de pilotos de helimodelos, de la teoría general del comportamiento de los helicópteros y del proceso de observación y análisis, se modifican los algoritmos iniciales, con base en la experiencia obtenida a partir de la respuesta de sistema. Dado que el proyecto es extenso, en este artículo expondrá la investigación a partir del sistema de navegación inercial y su telemetría.

II. SISTEMA DE NAVEGACIÓN INERCIAL

El sistema de inercial aplicado en un helimodelo tiene condiciones de trabajo diferentes a las de los vehículos terrestres, a raíz de que el sistema está influenciado por fuertes vibraciones que alteran las muestras de interés y procesamiento de los datos medidos por los sensores, mientras que en los casos de navegación terrestre la amplitud del ruido es considerablemente menor, debido al

apoyo sobre una superficie sólida, que facilite la estabilidad.

El sistema de navegación inercial desarrollado es el encargado de proporcionar los valores de rotación del helimodelo en todos sus ejes, mediante sensores y el debido procesamiento de los datos que proporcionan por medio del microcontrolador principal, ubicado en la estructura del helicóptero, se aplican ecuaciones de filtrado para cada sensor, la mayor dificultad aparece cuando el motor principal y los rotores están en movimiento, las vibraciones transmitidas a la estructura son también medidas por el giróscopo y el acelerómetro que dan como resultado la suma de la muestra de interés más las aceleraciones generadas por dicha vibración.

Una técnica de compensación de las señales es el filtro khalman usado en un sin número de aplicaciones como, por ejemplo, Myungsoo Juny realiza una estimación del estado de la autonomía en un helimodelo con filtro khalman[1], entre otros, como Begoña Fernando Aguado quien lo aplica a un robot móvil [2], el objetivo del filtro khalman es realizar una correlación entre un sensor absoluto y uno relativo, en este caso el acelerómetro y el gyro, así se obtienen dos fuentes de información, donde la primera debería verse afectada principalmente por el ruido del sistema y la otra por la acumulación de error debido a la integración de la señal en el tiempo, el algoritmo aplicado [8], puede ser capaz de discriminar entre las muestras útiles y el ruido del sistema [3].

III. DESCRIPCIÓN GENERAL DEL SISTEMA DE NAVEGACIÓN INERCIAL

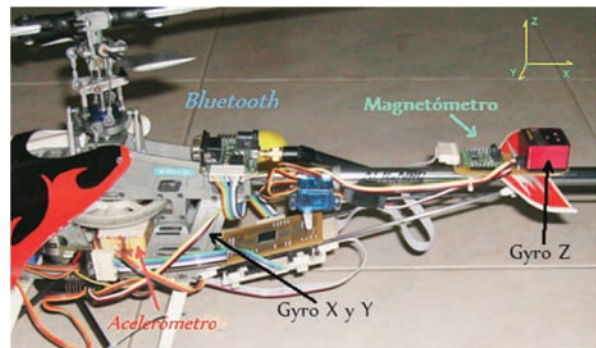
El sistema de navegación inercial en el helimodelo permite conocer principalmente las rotaciones de los ejes x, y, z correspondiente a roll (alabeo), pitch (cabeceo) y yaw (rotación) [4], calculado a partir de la información de los sensores giróscopo, acelerómetro y magnetómetro. La ubicación del magnetómetro debe ser lo más apartado posible de cualquier objeto que produzca un campo magnético debe tenerse en cuenta que el campo generado por los motores y cualquier material ferromagnético afecta la muestra de este sensor.

En la Fig. 1. está la distribución de los sensores del sistema de navegación inercial, la medida de

rotación es dada en grados y la orientación usa como referencia los puntos cardinales (N, S, E, O), 0° grados es Norte, 90° Este, 180° Sur, 270° Oeste.

El sistema electrónico está coordinado por un microcontrolador ubicado en el helimodelo, este recibe los datos de los sensores y realiza el debido procesamiento, es allí donde se implementan en forma de algoritmos todos los procesos de adquisición y control para lograr el funcionamiento deseado del sistema de navegación y de todo el helicóptero

Fig. 1. UBICACIÓN DE LOS SENSORES EN LA ESTRUCTURA DEL HELIMODELO (AUTORES)



El Microcontrolador principal es un PIC32MX de microchip, capacidad de 32 bits y el manejo del lenguaje C. Este microcontrolador tiene la ventaja de trabajar a una frecuencia de 80Mhz.

En el diagrama en la Fig. 2. se muestran las conexiones al microcontrolador principal y componentes que conforman el sistema de navegación inercial del helimodelo.

Fig. 2. DIAGRAMA DE FLUJO EN BOARD PRINCIPAL (AUTORES)



IV. PROCESAMIENTO DE LA INFORMACIÓN

Del giróscopo y el acelerómetro obtienen ángulos de inclinación después de procesar la velocidad angular y la aceleración respectivamente, pero cada uno tiene una desventaja que hace

necesario la compensación mutua. La gran ventaja del giróscopo es que su medida es relativa y su salida analógica es discretizada por el microcontrolador, esto crea un error acumulativo que depende de la resolución del ADC (Conversor Análogo a Digital), de la frecuencia de muestreo y el orden del retenedor al integrar, por lo tanto la inclinación resultante cambiaría en el tiempo así se mantuviera en el mismo sitio. Por otro lado, el acelerómetro por medio de la ecuación (1), logra obtener ángulos muy precisos, pues depende de un valor absoluto la gravedad, cuando se presentan cambios de gravedad por rotación la medida no presenta problemas, pero cuando se presentan alteraciones externas sobre el helimodelo y las vibraciones del mismo, esto produce componentes de aceleración diferentes que dañan la medida de rotación.

En la ecuación (1) se obtienen ángulos con el acelerómetro, Alabeo y Cabeceo respectivamente siendo α Aceleración. [5-6]

$$\theta = a \tan 2 \left(\frac{\alpha_x}{\alpha_z} \right) \quad (1)$$

$$\phi = a \tan 2 \left(\frac{\alpha_y}{\alpha_z} \right)$$

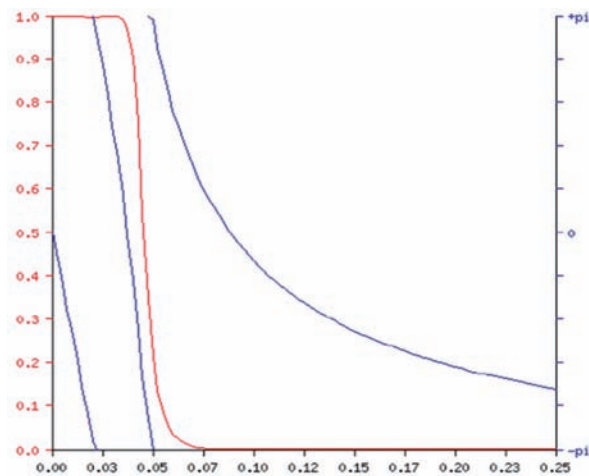
La ventaja de compensar las dos medidas de rotación, es que el giróscopo no es afectado significativamente por las perturbaciones, pero estas últimas producen componentes de aceleración que si alteran la medida de rotación calculada con los datos del acelerómetro. Es importante resaltar que el magnetómetro también necesita ser compensado con las inclinaciones resultantes del giróscopo y el acelerómetro, pues al inclinarse el magnetómetro la medida de magnetismo cambia y se altera también el valor resultante de orientación.

El aeromodelo del tipo ala rotante es un sistema alterado por vibraciones mecánicas de modo que todo este esfuerzo por lograr valores de rotación estables, debe ir acompañado de otras soluciones adaptadas al sistema. Debido a que el rotor en conjunto mecánico con las palas no trabajan siempre a la misma velocidad de rotación, se producen diferentes valores de frecuencia para la vibración, estas vibraciones pueden llegar a afectar incluso a la medida de velocidad

angular del giróscopo, aunque no en la misma proporción que el acelerómetro, es indispensable identificar el valor de las frecuencias que afectan el sistema, para implementar un filtro digital pasa bajos que elimine el ruido restante generado por las vibraciones del helimodelo en cada una de las cadenas de datos que se reciben del giróscopo y acelerómetro. Se implementan varios Filtros FIR Butterworth pasa bajos de órdenes entre 7 y 10 con frecuencia de corte entre 2 y 5 Hz en cada eje, teniendo en cuenta que la frecuencia de muestreo que es usada para los datos del acelerómetro es de 116 Hz, en la Fig. 3. se observa la magnitud y la fase contra la frecuencia de uno de los filtros probados (Frecuencia de corte 5hz y décimo orden).

Con la mayoría de los filtros probados experimentalmente el ruido se redujo en proporciones muy significativas pero a mayor orden usado para los filtros, el tiempo de respuesta aumenta, como diferentes valores de frecuencia de corte no hacían cambios significativos, la decisión fue comenzar a trabajar a frecuencias de 10Hz en el corte y para mayor velocidad de respuesta el orden de los filtros se disminuye, ya que no importa si la caída de la curva de magnitud es menos agresiva. Este filtro fue programado en lenguaje C, mediante la aplicación de Tony Fisher [7].

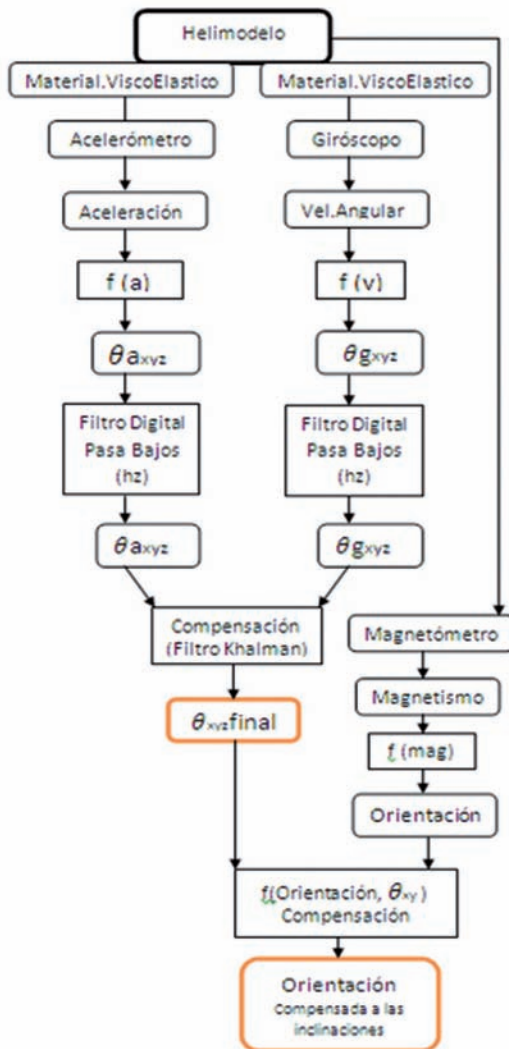
Fig. 3. MAGNITUD (ROJO) Y FASE (AZUL) VS. FRECUENCIA (0.25 REPRESENTA LA FRECUENCIA DE NYQUIST, LA CUAL ES 29HZ)



La calibración de todas las partes mecánicas del helicóptero, el ajuste de las palas, mantenimiento de todo el esqueleto y cada componente, reduce significativamente las vibraciones, Fig. 4. pero la mayor reducción de ruido en los sensores

debido a las vibraciones se hizo posible al implementar materiales visco elásticos entre la estructura del helimodelo y cada sensor, estas pruebas fueron realizadas con distintos tipos de materiales que tuvieran algunas de estas características, mediante las pruebas de laboratorio se logra la reducción de ruido.

Fig. 4. DIAGRAMA DE BLOQUES PROCESAMIENTO DE DATOS Y SOLUCIÓN A LAS VIBRACIONES



Para compensar los ángulos resultantes después de aplicar el filtro digital pasa bajos, se implementa el filtro khalman el cual es aplicado para compensar las inclinaciones, para esto se requieren dos señales, las inclinaciones halladas por medio del acelerómetro y el giróscopo [3]. Este proceso se hace indispensable pues al usar las inclinaciones solamente del acelerómetro, solo servirían

en condiciones de quietud donde no exista ninguna posibilidad de perturbación externa o vibraciones, de otro modo se afectaría la medida.

El filtro khalman es implementado en este proyecto en lenguaje C, gracias al trabajo desarrollado por Rotomotion llc [8], que presenta el código de compensación en algoritmo C, debe configurarse las señales de entrada y parámetros de calibración los cuales se encuentran en el código, estos parámetros son ajustados experimentalmente prueba tras prueba, gracias a la telemetría desarrollada en la cual puede registrarse y visualizar los datos en tiempo real.[9]

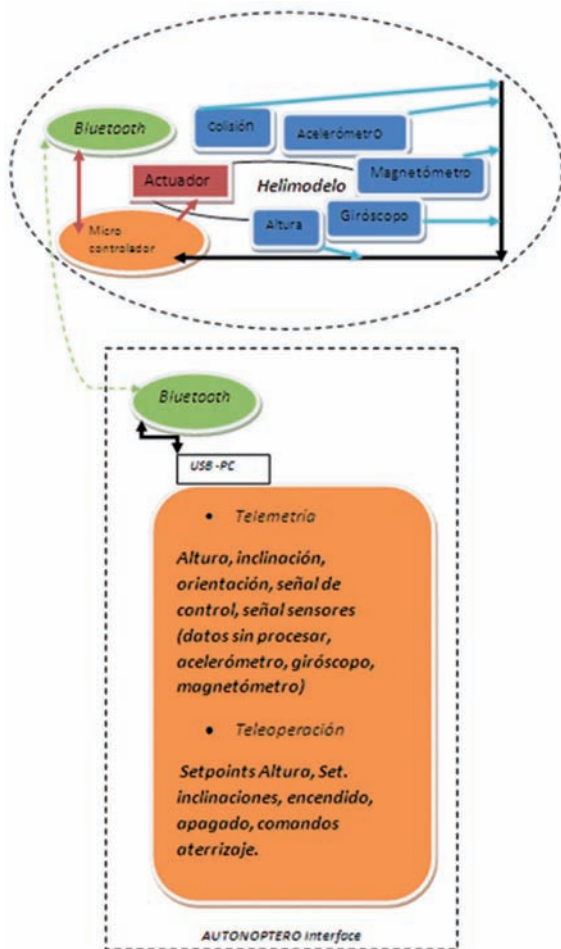
De la misma manera el magnetómetro necesita ser compensado con la ecuación (2), para obtener la orientación real cuando el helimodelo está inclinado, de lo contrario se vería alterada la medida, aquí se ingresan los X (roll θ) y Y (pitch θ) datos de las inclinaciones finales de los ejes, además de los datos del magnetómetro [10].

V. INTERFAZ GRÁFICA Y FLUJO DE INFORMACIÓN, TELEMETRÍA

La interfaz gráfica y la telemetría son indispensables para el desarrollo de las siguientes fases del proyecto, pues permiten conocer el comportamiento en tiempo real del prototipo, de esta manera se determina si algún sensor ha fallado, si la altura del helicóptero corresponde a la del set point registrado, pues verifica rotaciones, orientación, datos de sensores, acciones de control, entre otros; por ejemplo, se ha implementado herramientas de control manual de los servomotores en el helicóptero, modificación de set points en tiempo real incluso para el pitch (cabeceo) y roll (alabeo) el cual puede ser registrado en una base de datos en archivos de Excel para su posterior análisis[4]. Ver Fig. 5.

En el diagrama se observa el flujo de información que inicia desde la interfaz gráfica en el computador, aquí se envían comandos vía bluetooth hasta el helimodelo, esta información recibida es procesada por el microcontrolador principal que, a su vez, toma datos de los sensores para controlar los actuadores. Así se repite el ciclo constantemente para interactuar con el sistema principal y mantener un flujo de datos bidireccional, que permita mostrar los datos del estado del vuelo del helimodelo.

Fig. 5. DIAGRAMA DE BLOQUES PROCESAMIENTO DE DATOS



El flujo de información se realiza desde una interfaz diseñada en Delphi, Fig. 6. la cual se enlaza con el bluetooth por medio del puerto USB, básicamente cada botón diseñado en la interfaz contiene un comando que activa en el helimodelo algún proceso en tiempo real, por ejemplo, datos de los sensores, encender las hélices y cambiar el setpoint de altura. [5]

La interfaz es usada principalmente para la telemetría y modificación de setpoints en el helimodelo, no se realiza control en tiempo real, ya que el controlador está programado internamente dentro del microcontrolador principal. Para el controlador de estabilidad del helimodelo puede desde la interfaz modificarse en sus constantes de control, de esta manera se realizan correcciones en el diseño del controlador en pleno vuelo sin perder tiempo al volver a reprogramar todo el sistema.

Fig. 6. INTERFAZ GRÁFICA EN DELPHI, ENVIÓ Y RECEPCIÓN DE DATOS POR BLUETOOTH AL HELIMODELO (AUTORES)



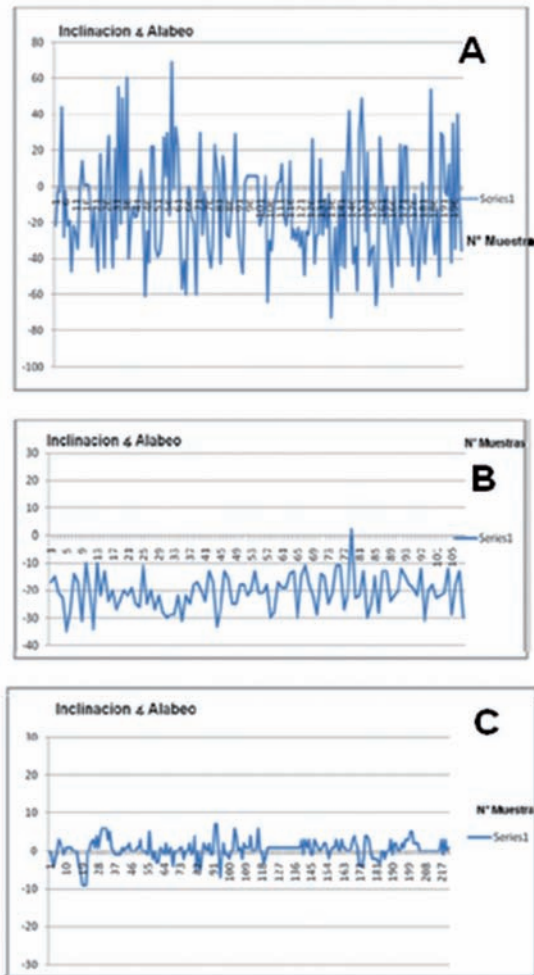
VI. RESULTADOS

Los resultados evidencian el proceso de eliminación de vibraciones y filtrado de ruido, en las gráficas presentadas en la Fig.7, en la gráfica A se observa el valor de las inclinaciones del alabeo mientras el rotor y las palas del helimodelo se encuentran encendidas, para este caso los sensores acelerómetro y giróscopo se encuentran acoplados a la estructura sin ningún material visco elástico en medio de ellos. Una vez se enciende el helimodelo, las vibraciones alteraron totalmente la medida final para todos los ángulos de inclinaciones, a partir de este resultado se comienza a implementar los materiales visco elásticos para suprimir ruido en los datos.

En la gráfica B se muestra los resultados obtenidos para las inclinaciones de alabeo, pero se comienza a probar con un material visco elástico, se percibe la reducción en amplitud de la señal, pero aún continúa el exceso de ruido. Por ello se probaron más de 10 tipos de materiales y se aplicaron filtros digitales pasa bajos a los datos obtenidos en el micro controlador. En la gráfica C se suman los esfuerzos de un diferente material visco-elástico, filtrado digital y mayor calibración del filtro khalman, para obtener una reducción más importante en el ruido. [5-6]

Finalmente la solución que permitió tener un resultado muy satisfactorio fue la búsqueda de un material visco elástico con mayor capacidad de absorción de las vibraciones, aplicado en ambos sensores, de esta manera se avanza en la fase uno como objetivo principal la flotabilidad del helicóptero.

Fig. 7. ETAPAS DE ELIMINACIÓN DE RUIDO, SOBRE LA SEÑAL DE ÁNGULO DE ALABEO, ADQUIRIDA Y GUARDADA EN LA INTERFAZ EN EL PC (AUTORES)



VII. CONCLUSIONES

El conjunto de soluciones implementadas en el sistema de navegación inercial para la reducción de vibraciones, permitió estabilizar las señales y se logró un funcionamiento óptimo en el controlador de estabilidad y flotabilidad del helimodelo.

De esta manera, el conjunto de soluciones aplicadas para la reducción de ruido se describe en tres pasos: comienza con la aplicación de un material viscoelástico entre las estructuras y los sensores críticos, en el segundo paso se aplica el filtrado digital pasa bajos para cada diferente cadena de datos obtenida de los sensores y, finalmente, se realizó la implementación del filtro khalman que compensa las medidas mutuamente.

Estas soluciones de reducción de ruido en el sistema de navegación pueden ser implementadas en robots que permanecen en condiciones de alta inestabilidad y alteraciones externas, lo que hace del sistema de navegación inercial un sistema robusto ante estas condiciones críticas.

Por otro lado el éxito de la interfaz gráfica permite avanzar en el proceso de investigación, pues logra calibrar los sensores y el controlador, de esta manera se avanza en la estabilidad y se obtiene flotabilidad autónoma en el helimodelo. La interfaz de comunicación fue el primer desarrollo del proyecto, pues con ella se comprueba la funcionalidad de cada sensor que se agrega al sistema, se registran todas las pruebas de laboratorio, señales de control y comportamiento del helimodelo. Fue indispensable para el análisis de las vibraciones con el acelerómetro y calibración de los ángulos de inclinación. Se convierte en una herramienta indispensable para la investigación para supervisar el comportamiento de un robot en proceso de desarrollo. El bluetooth fue una decisión que le dio robustez y estabilidad a la transmisión de los datos.

AGRADECIMIENTOS

Damos gracias al doctor Rolando Guzmán, al doctor Jhon Jairo Gil Peláez y al MSc.c) Luis Fernando Perico Remolina por ser guías en este proceso de investigación, al grupo GRAM de la Universidad Santo Tomás, por apoyar los procesos de jóvenes investigadores junto al centro de investigaciones.

REFERENCIAS

- [1] State Estimation of an Autonomous Helicopter Using Khalman Filtering, by Myungsoo Juny, Stergios I. Roumeliotisy Gaurav S. Sukhatmez.
- [2] Diseño y Simulación de un Filtro Khalman para un Robot Móvil, Begoña Fernando Aguado, Janelcy Alferes Cataño, Eduardo Zalama Casanova, Jaime Gómez García Bermejo.
- [3] An Introduction to the Khalman Filter Department Of Computer Science Welch & Bishop, - University of North Carolina at chapel hill.
- [4] Helicópteros. Gustavo L. Brea, Argentina Ilustraciones Osvaldo Durana.

- [5] Autonóptero - Desarrollo de la Autonomía en un helimodelo, Joymar A. Barrios y Ramiro A. Peñaranda. Tesis de grado. Universidad Santo Tomás.
- [6] Grupo Facebook / Autonóptero - Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)
- [7] Tony Fisher's Home Page University of York, Computer Science Dept, Disponible en: <http://www-users.cs.york.ac.uk/~fisher/mkfilter/trad.html>
- [8] Rotomotion llc, Disponible en: <http://www.rotomotion.com/downloads/tilt.c>
- [9] Autonóptero - Desarrollo de la Autonomía en un Helimodelo, Joymar A. Barrios y Ramiro A. Peñaranda. Tesis de grado. Universidad Santo Tomás.
- [10] Orientación con Compensación a la Inclinación [Seougyuncho Chan Gook Park, a Calibration Technique for a Two-Axis Magnetic Compass in Telematics Devices].
- [11] Modelado y Control de Helicópteros Autónomos. Revista Iberoamericana de Automática e Informática, Industrial – Vol. 5, No. 4 Octubre 2008.
- [12] Robótica: control, Detección, Visión e Inteligencia K.S.Fu, González, C.S.G.Lee.
- [13] Simulator Aero Model Implementation, Thomas s. Alderete, Nasa Ames Research Center, Moffett Field, California.