Apéndices y anexos

1. **Apéndice A: Diseño del circuito de alimentación y control de motores.**
2. **Apéndice B: Descripción del modelo de estimación de posición angular y velocidad angular del cuadricóptero.**
   1. **Cálculo de velocidad angular**
   2. **Estimación de ángulos de Pitch y Roll a partir del acelerómetro**
   3. **Estimación de posición angular a partir del giroscopio**
   4. **Combinación de las estimaciones de posición angular del acelerómetro y giroscopio**
3. **Apéndice C: Descripción del modelo de estimación de altura del cuadricóptero.**
   1. **Obtención de datos y cálculo de altura.**
4. **Apéndice D: Modelo dinámico del cuadricóptero.**
   1. ***Modelo dinámico del cuadricóptero***

Se utilizó una versión reducida del modelo físico del Draganflyer V desarrollado en [Kivrak 2006], por el alto nivel de detalle con el que describe la dinámica de rotación y traslación en el eje ‘z’ del mismo. Las asunciones realizadas por el modelo son:

1. La estructura de fibra de carbono del cuadricóptero es rígida.
2. El cuadricóptero posee una estructura completamente simétrica, y no se presenta acoplamiento cruzado entre los ejes del mismo, por lo cual la matriz de inercia del cuadricóptero es una matriz diagonal.
3. El cuadricóptero se encuentra en condición de vuelo.
4. Los movimientos del cuadricóptero pueden ser modelados de forma efectiva respecto a dos ejes de coordenadas: uno centrado en el suelo, debajo del cuadricóptero, y que representa el marco de referencia inercial de la tierra; y otro ubicado en el centro de gravedad del cuadricóptero.
5. La relación (voltaje aplicado) – (fuerza de empuje ejercida por las hélices) de cada uno de los motores del cuadricóptero es lineal.
6. El aleteo de las hélices, el efecto suelo, la fricción del aire, y el retardo característico de los motores del cuadricóptero tienen un efecto despreciable sobre la dinámica de vuelo del mismo en espacios cerrados.

La matriz de estados del sistema viene dada por:

Las ecuaciones que describen la dinámica del cuadricóptero son:

* .
* .
* .
* .

Así mismo, se utilizó el modelo lineal de la relación (voltaje aplicado) - (fuerza de empuje ejercida por las hélices) de cada uno de los motores del cuadricóptero Draganflyer V, desarrollado en [Kivrak 2006]. El modelo en cuestión es descrito mediante las siguientes ecuaciones:

Finalmente, los momentos de fuerza en los ejes x, y, z del cuadricóptero vienen dados por:

El convenio de numeración y la fuerza ejercida por cada motor, junto a las variables de estado del cuadricóptero se expone a continuación:



Ilustración 4.23: Diagrama simplificado del modelo dinámico del cuadricóptero Draganflyer V.

Fuente: [Kivrak 2006]

* 1. **Linealización del modelo dinámico**

Partiendo de la asunción de que las fuerzas externas en los ejes X e Y del cuadricóptero son despreciables, se puede representar la dinámica del cuadricóptero como la función vectorial f(X,U), la cual integra las ecuaciones del modelo físico del mismo; y las entradas de control del sistema por el vector . Luego:

Se llevó al cabo el cálculo de los parámetros de inercia del cuadricóptero, como es expuesto en el *Apéndice A*, y posteriormente, se linealizó el modelo dinámico descrito por el vector , mediante el cálculo de su matriz Jacobiana respecto al vector de estados y al vector de entradas de control Las matrices obtenidas se evaluaron en un punto de equilibrio , para obtener una representación del sistema de la forma , donde es una matriz que describe el comportamiento del sistema alrededor de un punto de equilibrio , y es una matriz que describe el comportamiento del sistema ante perturbaciones.

Se seleccionó el vector , para asegurar que el modelo lineal represente el comportamiento del cuadricóptero en vuelo, con angulos, velocidades angulares, y velocidades lineales iguales a cero (0), y una altura inicial de un (1) metro, cercana a la altura máxima a alcanzar por el cuadricóptero desarrollado en el presente Trabajo Especial de Grado. Las matrices A y B calculadas se exponen a continuación:

Se verificó la controlabilidad del sistema en base al rango de la matriz de controlabilidad , la cual puede hallarse a partir de las matrices A y B, como se expone a continuación:

Se obtuvo que el rango de la matriz es igual diez (10), el número de estados del sistema, por lo cual todos los estados del sistema con controlables.

Se modeló la estimación de estado del cuadricóptero como un sistema de ecuaciones diferenciales lineales de la forma , donde Y es la observación sobre el estado del cuadricóptero realizada a partir de los sensores disponibles en el mismo, X es el estado del cuadricóptero, y C es la matriz de salida del cuadricóptero, que representa el arreglo de sensores disponibles. Los sensores existentes en el cuadricóptero permiten la estimación de las velocidades y posiciones angulares, y la velocidad lineal y posición en el eje z, a partir de lo cual se modeló la matriz C como se presenta a continuación:

Para todo X, la estimación de estado del cuadricóptero realizada a partir de los sensores del mismo viene dada por:

Se verificó la observabilidad del sistema en base al rango de la matriz de observabilidad , la cual puede hallarse a partir de las matrices A y B, como se expone a continuación:

Se obtuvo que el rango de la matriz es igual a ocho (8), siendo diez (10) el número de estados del sistema, por lo cual dos estados del cuadricóptero no podrán ser estimados a partir del arreglo de sensores disponible. En particular, dichos estados son las velocidades lineales en los ejes x e y.

1. **Apéndice E: Especificación de mensajes del software de control implementado en ROS.**
2. **Apéndice F: Código del paquete de ROS comunicación\_serial.**
3. **Apéndice G: Código del paquete de ROS logitech\_gamepad\_ii.**
4. **Apéndice H: Código del paquete de ROS exportador\_estado\_csv.**
5. **Apéndice I: Código del paquete de ROS exportador\_telemetria\_csv.**
6. **Apéndice J: Código del script de MATLAB para análisis de respuesta en frecuencia a partir de la interfaz de telemetría.**
7. **Apéndice K: Código del script de MATLAB para realizar la simulación de la arquitectura de control propuesta.**

**Apéndice A: Diseño del circuito de alimentación y control de motores.**

Para realizar la conmutación a alta velocidad de cada motor en un solo sentido, se utilizó un MOSFET IRFZ44N y un diodo de rodada libre, para forzar la descarga de la inductancia del motor al cerrar el canal del MOSFET. Estos fueron seleccionados de entre todos los componentes disponibles en el mercado venezolano por su alta velocidad de conmutación, alta tolerancia y estabilidad ante valores altos de corriente y voltaje, y baja resistencia drenador-surtidor en el caso del IRFZ44N. Se realizaron pruebas para caracterizar la conductividad y resistencia interna del MOSFET ante distintos valores de voltaje aplicados en la compuerta del mismo, al encender uno de los motores del cuadricóptero de forma continua (Ciclo de trabajo de 100% con un voltaje Vgs fijo), con una alimentación de 12V -cercana al voltaje máximo de carga de la batería de polímero de litio seleccionada para alimentar el conjunto-. A continuación se presenta el diagrama del circuito de prueba utilizado, y las curvas características identificadas a partir de los datos recogidos:



Ilustracion 4. Diagrama de circuito para estimación de Vgs óptimo para conmutar MOSFET con carga de motor DC en el surtidor.

Fuente: elaboración propia

Ilustracion 4. Relación **Voltaje de compuerta** – **Corriente drenador-surtidor** del MOSFET IRFZ44N, en presencia de carga del motor.

Fuente: elaboración propia.

Ilustracion 4. Relación **Voltaje de compuerta** - **Corriente drenador-surtidor** del MOSFET IRFZ44N, en presencia de carga del motor.

Fuente: elaboración propia.

A partir del análisis realizado se identificó el rango de valores entre 4,5 y 6 voltios como el rango de valores de tensión de compuerta óptimos para el funcionamiento del MOSFET con los motores del cuadricóptero como carga en el drenador. Considerando el efecto de descarga de la batería a utilizar, se decidió utilizar un voltaje de al menos 6V, siendo éste cota superior del rango de valores óptimos identificado, como tensión de activación de la compuerta del MOSFET IRFZ44N.

Para disminuir los efectos de ruido electromagnético que pudieran ser introducidos por la rápida conmutación de los MOSFETS y los motores al circuito de lógica, sensores y comunicación, el cual envía las señales de PWM para la regulación de velocidad de los motores, se decidió utilizar opto-acopladores para separar totalmente la etapa. Se seleccionó el modelo 4N26, presente en el mercado de componentes electrónicos venezolano, por su alta velocidad de conmutación, tolerancia a altos valores de voltaje y corriente, bajo precio, y simplicidad de configuración. Para obtener la tensión de salida de 6V para conmutar la compuerta del MOSFET IRFZ44N se diseñó un circuito que hace uso de un divisor de voltaje en el emisor del fototransistor, en configuración colector común, como se presenta a continuación:

****

Ilustracion 4. Diagrama de circuito para estimación de carga total de foto-transistor del opto-acoplador 4N26 en configuración colector común.

Fuente: elaboración propia.

Para calcular la resistencia total de la carga del colector común del fototransistor se evaluó el tiempo de respuesta del mismo ante impulsos de PWM de 490 Hz, y se seleccionó un valor de 900Ω, a partir del cual se realizó el cálculo de las resistencias R1 y R2 para el circuito de conmutación con divisor de voltaje. El valor calculado para R1 fue de 390Ω, y para R2 fue de 510Ω.



Ilustracion 4. Señal de salida del opto-acoplador ante una señal de PWM con un ciclo de trabajo de 98%.

Fuente: elaboración propia.

Se comprobó en el osciloscopio el trabajo del opto-acoplador enviándole un PWM con ciclo de trabajo al 98% y al 23% para verificar su funcionamiento a diferentes ciclos de trabajo



Ilustracion 4. Señal de salida del opto-acoplador ante una señal de PWM con un ciclo de trabajo de 23%.

Fuente: elaboración propia.



Ilustracion 4. Diagrama de circuito de regulación de velocidad diseñado.

Fuente: elaboración propia.

Finalmente, se diseñó y construyó una placa de circuito impreso de una sóla capa consistente en un arreglo de cuatro módulos para regulación de velocidad desarrollados en el presente trabajo. A continuación se muestra el diseño y el acabado del circuito luego se ser ensamblado:



Ilustracion 4. Diseño de circuito impreso del circuito de alimentación y control de motores.

Fuente: elaboración propia.

* 1. **Cálculo de velocidad angular**

El cálculo de velocidad angular se realizó a partir de las mediciones realizadas con el giroscopio. Tomando en cuenta la hoja de datos del sensor L3GD20, el mismo puede configurarse para obtener una sensibilidad de 8,75, 17,5 y 70 milésimas de grado por segundo por cada dígito de medición obtenido (mdps/digit – en inglés *millidegrees per second per digit*), y un rango de medición de 250, 500 y 2000 grados por segundo (dps – en inglés *degree per second*). Se decidió configurar el rango de medición a 250 grados por segundo y la senbilidad del sensor a 8,75 mdps/digit, por considerarse rango y senbilidad suficientes para medir las velocidades del cuadricóptero realizando movimientos simples en vuelo. En base a esto último se calculó la ganancia del giroscopio, para convertir todas las mediciones obtenidas mediante el mismo, en milésimas de grado por segundo, a grados por segundo, como se ilustra a continuación:

siendo:

* 1. **Estimación de ángulos de Pitch y Roll a partir del acelerómetro**

Se realizó un estimado del ángulo de inclinación del cuadricóptero a partir de las mediciones del acelerómero, el cual provee una descomposición de la fuerza de aceleración del cuadricóptero en tres (3) ejes perpendiculares (x, y, z). El acelerómetro puede detectar constantemente la fuerza de gravedad, en magnitud, dirección, y fuerza, en cada uno de sus tres (3) ejes, y en base a ello puede establecerse un marco de referencia absoluto a partir del cual calcular los ángulos de Pitch y Roll del sensor, y en consecuencia, del cuadricóptero. La estimación de ángulos se realizó siguiendo el procedimiento expuesto en [STMicroElectronics 2010], el cual es presentado a continuación:



Ilustracion 4. Modelo de estimación de angulos

Fuente: [STMicroElectronics]

siendo:

Las estimaciones de los ángulos de Pitch y Roll calculadas a partir de los datos del acelerómetro, a pesar de ser precisas y permitir mantener un marco de referencia absoluto, en base a la fuerza de gravedad de la tierra, presentan un alto porcentaje de ruido, ya que el acelerómetro es altamente sensible a perturbaciones provocadas por fuerzas externas que incidan sobre el mismo.

* 1. **Estimación de posición angular a partir del giroscopio**

Se realizó un estimado del ángulo de inclinación del cuadricóptero, mediante integración numérica de las velocidades de rotación de Yaw, Pitch y Roll, como se describe a continuación:

Durante un lapso corto de tiempo, este estimado del ángulo de inclinación en cada eje puede ser preciso, pero, tiende a presentar deriva constante y a alejarse de los valores reales a medir, por no realizarse la misma respecto a un marco de referencia absoluto.

* 1. **Combinación de las estimaciones de posición angular del acelerómetro y giroscopio**

Al combinar la precisión del acelerómetro para medir inclinación respecto al marco de referencia absoluto del planeta Tierra, con la sensibilidad y estabilidad de la estimación de ángulo realizada a partir de los datos del giroscopio para medir los movimientos de rotación alrededor de cada eje del sensor, puede obtenerse una estimación de ángulo precisa, estable, y de alta sensibilidad.

Como es descrito en [Burgard 2005],si es el estado estimado de un proceso, y una observación acerca del estado del mismo, puede aplicarse la Regla de Bayes para estimar la probabilidad de que el proceso se encuentre en el estado X a partir de Z:

En base a [Sturm 2013] y [Burgard 2005], por la Ley de Probabilidad Total, el término puede ser tratado como una constante de normalización , tal que:

Por lo cual:

Para el caso particular del presente trabajo en el que se realizó estimación de posición angular mediante la combinación de datos de los sensores acelerómetro y giroscopio, por lo cual se cuenta con observaciones y , por lo cual el modelo se reduce a:

Se asume además que:

+ )

+ )

Siendo el error de estimación a partir de las observaciones de ambos sensores. Luego:

Finalmente, se decidió utilizar una aproximación del ángulo bajo la suposición de que el error de estimación supone una cantidad despreciable:

+

El modelo derivado a partir de teoría de probabilidades para la combinación de las estimaciones de ángulo del giroscopio y acelerómetro, coincide con el de un filtro digital de uso altamente extendido conocido como *Filtro Complementario* [Gaydou 2007], [Colton 2007], el cual se fundamenta en la combinación de un filtro pasa bajos y un filtro pasa altos, ambos de primer orden, para la composición de los espectros de frecuencias de dos señales lineales invariantes en el tiempo en una tercera señal de salida. El filtro complementario puede ser descrito mediante las siguientes ecuaciones en el dominio de la frecuencia [Gaydou 2007]:



Ilustracion 4. Modelo del Filtro complementario

Fuente: [Gaydou 2007]

En donde:

La ganancia del filtro pasa altos puede ser descrita a partir de la siguiente ecuación:

Donde:

constante de tiempo del filtro.

diferencial de tiempo.

Tanto el modelo probabilístico como el modelo basado en el análisis de señales del proceso de estimación de ángulo coinciden en la relación fundamental que establecen entre la estimación final de ángulo, y la estimación del giroscopio y acelerómetro, por lo cual se puede considerar que, permiten analizar la influencia de los parámetros y sobre el espectro de frecuencias de las estimaciones de ángulos como funciones de tiempo continuo. Finalmente, que se cumple la siguiente relación: Mejorar

El cálculo de la ganancia del filtro pasa altos, y con ello, de y , se realizó mediante prueba y error, teniendo como criterio de selección la estabilidad, precisión y exactitud de la estimación de ángulo realizada, y el tiempo de respuesta de la misma. Se estableció un valor de k=0,03 para la ganancia, el cual fue utilizado para las pruebas de vuelo del cuadricóptero.

Es importante recalcar que por las características de funcionamiento del acelerómetro, y el rango de la función , el procedimiento de estimación de ángulos de Pitch y Roll presentado sólo permite la aproximación de los mismos en un rango entre menos noventa y noventa grados, sin poder detectar si el cuadricóptero se encuentra en un ángulo fuera de ese rango o volteado. No obstante, el algoritmo desarrollado satisface las necesidades del proyecto realizado en el presente trabajo de investigación, ya que el algoritmo a desarrollar sólo apunta a estabilizar el cuadricóptero, más no a brindar posibilidades de realizar vuelo acrobático.

**Gráfica que demuestre precisión y estabilidad del ángulo calculado con el filtro complementario.**

* 1. **Obtención de datos y cálculo de altura.**

Para la obtención de datos del sensor ultrasónico de distancia se utilizó la librería NewPing V1.3 para Arduino, la cual permite el manejo del sensor mediante la encapsulación del mismo como un objeto de la clase NewPing, y basa su funcionamiento en la emisión de un pulso del sensor, y la ejecución de una rutina para detección y medición del tiempo de retorno del pulso ultrasónico emitido. La librería NewPing ofrece una mayor precisión que el método de detección de pulsos utilizado por defecto en Arduino mediante la función pulseIn(), y no interfiere en la ejecución del resto del código, ya que el proceso de detección de pulsos se ejecuta como una rutina de interrupción sobre el temporizador timer2 de las tarjetas Arduino, a una frecuencia máxima de 34Hz.

La estimación de distancia a partir de las mediciones del sensor ultrasónico se realiza a partir del tiempo de retorno de los pulsos emitidos, como se expone a continuación:

Donde:

velocidad del sonido, constante, de valor 0,0343 cm/µs.

: yiempo de retorno del pulso, medido en microsegundos (µs).

Se modeló el cálculo de altura del cuadricóptero en vuelo, estando este sujeto a inclinaciones en los ejes de Pitch, Roll y Yaw. A continuación se expone el modelo y las ecuaciones que se derivaron del mismo:

**Diagrama del modelo de estimación de altura sujeto a inclinaciones.**

=