

**Implementación del sistema de control de la cola de un
helicóptero RC**

**Sergio Andrés Pinzón Gómez
Ricardo Jerez Torres**

**Universidad industrial de Santander
Facultad de físico-mecánicas
Escuelas de ingeniería eléctrica, electrónica y
telecomunicaciones
Bucaramanga-2010**



Universidad Industrial de Santander
**Escuela de Ingenierías Eléctrica,
Electrónica y de Telecomunicaciones**



Implementación del sistema de control de la cola de un helicóptero RC

Sergio Andrés Pinzón Gómez
Ricardo Jerez Torres



Trabajo de grado para optar al título de ingeniería electrónica

Director
MSc Alfredo Rafael Acevedo Picón

Universidad industrial de Santander
Facultad de físico–mecánicas
**Escuelas de ingeniería eléctrica, electrónica y
telecomunicaciones**
Bucaramanga-2010

AGRADECIMIENTOS

A la Universidad Industrial de Santander, que nos ofreció los medios y conocimientos para formarnos profesionalmente. A nuestro director de proyecto, el profesor Alfredo Acevedo, por el empeño y entusiasmo dedicado a este proyecto. A nuestras familias, que realizaron grandes esfuerzos y sacrificios para apoyar esta causa y por su incondicional apoyo.

Los Autores

A mis padres, Hernán y Rosalba,
por su apoyo incondicional y por hacer de mí la persona que soy
A mis hermanos, Carlos y Andrea,
por su colaboración y comprensión durante este proyecto
Y a todas las personas que me aconsejaron y apoyaron,
puesto que ellas hicieron este proyecto realidad.

Sergio Pinzón

A todos aquellos que me han apoyado
en especial a mis padres, Obdulio y Martha
que siempre han estado a mi lado
animándome para seguir adelante,
aconsejándome y esforzándose para
que pudiera llegar a donde estoy.

Ricardo Jerez

TABLA DE CONTENIDO

Agradecimientos.....	7
Tabla de contenido	10
Listado de Tablas	12
Listado de Figuras.....	12
Listado de Anexos.....	13
Resumen	14
Abstract	15
Introduccion	16
Marco Teorico.....	17
1. Helicópteros de Radiocontrol	17
2. Control Básico del Helicóptero	19
a. Configuración mecánica del helicóptero	19
b. Mezclado de señales.....	20
3. Espacio de Estados.....	21
a. Ecuaciones de Estados	21
b. Representación de los espacios de Estado	22
4. Sensores Inerciales	23
a. Acelerómetro	23
b. Giróscopo	24
5. Calculo momentos de inercia	25
6. Filtro de Kalman	25
7. Matrices de rotación en 3 dimensiones.....	26
a. Alabeo, cabeceo y guiñada (roll, pitch and yaw).....	26
b. Rotación y translación	27
Caracterización Helicóptero	28
1. Componentes del helicóptero.....	28
a. Servomotores	28
b. Motor	28
c. Batería	28
d. Control Remoto- Sistema transmisor-receptor.....	28
e. Controlador electrónico de velocidad (ESC)	28
2. Modelo Aguirre Iñaki Gil	29
3. Modelos Adicionales.....	31
a. Modelo de cuerpo rígido.....	31
b. Modelo helicóptero aerodelismo Raptor 60	32

Selección y Caracterización de componenetes	33
1. Selección del Giroscopio	33
a. Elementos Preseleccionados	33
b. Elementos Seleccionados	34
2. Selección Acelerómetro.....	34
a. Elementos Preseleccionados	35
b. Elemento seleccionado	35
3. Selección microcontrolador	35
a. Elementos Preseleccionados	36
b. Elemento seleccionado	37
Construcción Controlador.....	38
1. Diseño controlador	38
2. Diagrama de bloques del circuito	40
3. Descripción bloques del sistema.....	41
a. PWM.....	41
b. IIC	44
c. ADC	44
4. Diagrama de Bloques del Esquema de control	47
5. Sensado.....	47
a. Filtro de Kalman	48
6. Momentos de inercia del helicóptero.....	50
Resultados y conclusiones	51
1. Observaciones y conclusiones	51
2. Recomendaciones.....	51
Referencias	53
Referencias Graficas	55
Anexos.....	56

LISTADO DE TABLAS

Tabla 1. Variables involucradas en la dinámica del helicóptero de radiocontrol	18
Tabla 2. Uso de los canales del transmisor	21
Tabla 3. Características giróscopos digitales.....	33
Tabla 4. Características giróscopo seleccionado.....	34
Tabla 5. Características Acelerómetros Preseleccionados	35
Tabla 6 Características micro-controladores Preseleccionados	37

LISTADO DE FIGURAS

Imagen 2.1 Helicóptero HK-450.....	17
Imagen 2.2 Movimientos de una aeronave.	19
Imagen 2.3 Movimiento de un plato tipo 120 para generar el movimiento de cabeceo	20
Imagen 2.4 Movimiento del plato del rotor ante diferentes consignas de control.....	20
Imagen 2.5 Sistema lineal de Espacio de Estados	22
Imagen 3.1 Componentes eléctricos para el manejo del helicóptero	29
Imagen 3.2 Lugar geométrico de las raíces de la planta.....	32
Imagen 4.1 Giróscopos ofrecidos por ST electronics.....	35
Imagen 4.2 Microselector, programa ofrecido por Freescale para la selección de microcontroladores.....	36
Imagen 5.1 Lugar geométrico de las raíces del sistema compensado.....	38
Imagen 5.2 Respuesta transitoria en el tiempo de la salida del sistema compensado	39
Imagen 5.3 Diagrama de bloques sistema simulador de guiñada.....	39
Imagen 5.4 Diagrama de bloques modelo de la guiñada	40
Imagen 5.5 Diagrama de bloques del circuito controlador.....	41
Imagen 5.6 Esquemático sección recepción de las señales del receptor.	42
Imagen 5.7 Esquemático sección generación de las señales de salida a los servos	43
Imagen 5.8 Esquemático sección sensado aceleración	44
Imagen 5.9 Esquemático sección sensado giróscopos. Ejes X y Y	45
Imagen 5.10 Esquemático sección sensado giróscopo. Eje X y Z.	46
Imagen 5.11 Capturas circuito controlador.....	46
Imagen 5.12 Diagrama de bloques esquema de control	47
Imagen 5.13 Resultados Simulación del filtro de Kalman ante una entrada sinusoidal.	49
Imagen 5.14 Versión ampliada de la imagen 5.13	49
Imagen 5.15 Modelo en CAD del helicóptero	50

LISTADO DE ANEXOS

Anexo 1. Configuración del transmisor HK-T6A y el helicóptero HK-450	56
Anexo 2. Esquemático Circuito Controlador.....	56
Anexo 3. Código en Matlab del emulador de Kalman	56
Anexo 4. Negativos de la tarjeta.....	56
Anexo 5. Código del programa implementado en el microcontrolador	56
Anexo 6. Modelo CAD del helicoptero.....	56
Anexo 7. Uso de los puertos del microcontrolador	57

RESUMEN

Título: Implementación del sistema de control de la cola de un helicóptero RC.*

Autores: Sergio Andrés Pinzón Gómez**

Ricardo Jerez Torres.**

Palabras Claves: Giro de Cola, Aeromodelismo, Helicóptero a escala, Giroscopio, Control de Posición, Servomotor, Microcontrolador.

Descripción: Este proyecto busca diseñar e implementar de un sistema de control permita mantener la dirección hacia la cual debe estabilizarse la cola de un helicóptero de aeromodelismo en condiciones de vuelo estacionario por medio del manejo del ángulo de ataque de las palas de la hélice de cola, mediante el manejo de un micro servomotor.

Para la realización de este proyecto, se retoma el trabajo de grado realizado por los estudiantes David Felipe D'Croz Barón y Sergio Iván Villamizar Delgado, donde se define el modelo de la planta, y a través de este modelo diseñar un esquema de control digital que permita alcanzar la respuesta transitoria deseada. Al mismo tiempo, se estudia la física que envuelve a los helicópteros de radiocontrol, como a su vez las técnicas para su adecuado acondicionamiento previo al vuelo.

Se realiza el diseño de un filtro de Kalman, con el fin de mejorar la calidad de la señal sensada, y con ello mejorar la respuesta del sistema. Adicionalmente se diseñó y construyó un circuito de control que cuenta con sensores inerciales de aceleración lineal y velocidad angular, el cual permite controlar vehículos de radiocontrol de seis o menos grados de libertad por medio de 6 señales PWM y comunicación con módulos externos mediante comunicación I2C. Finalmente se programa un controlador PD para realizar la estabilización del sistema en un intervalo de tiempo acotado con una respuesta transitoria con un bajo sobre-impulso.

* Proyecto de Grado.

** Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingenierías Eléctrica, Electrónica y de Telecomunicaciones. Director MsC. Alfredo Rafael Acevedo.

ABSTRACT

Title: Implementation of a RC helicopter tail control system*

Autors: Sergio Andrés Pinzón Gómez**

Ricardo Jerez Torres.**

Keywords: Tail Turn, Aeromodelling, Scaled Helicopter, Gyroscope, Position control, Servomotor, Micro controller.

Description: This project seeks to design and implement a control system to maintain the direction which should stabilize the tail of a helicopter model aircraft in steady flight conditions through management of the angle of attack of the propeller blades of the tail, by the operation of a micro servomotor.

For this project, the degree work of the students David Felipe D’Croz Barón and Sergio Iván Villamizar Delgado is retaken, where is defined the plant model, and through this model design a control system that can achieved the desired transient response. At the same time, we study the physics that involves RC helicopters, and the proper maintenance techniques for flight.

Is designed a Kalmna Filter to improve the quality of the sensed signals and improve the response of the system. Additionally, is designed an build a control circuit that have inertial sensors of linear acceleration and angular speed, that allow the control of RC vehicles of six or less degrees of freedom mean the use of six PWM signals and can communicate with external modules using I2C communication protocol. Finally is programmed a PD controller to realize the stabilization of the system in a bounded time interval whit a transient response whit low overshoot.

* Final Graduate Project

** Physical-Mechanical Engineering Faculty. Electric, Electronic and Telecommunications Engineering School. Director MsC. Alfredo Rafael Acevedo.

INTRODUCCION

El helicóptero es una aeronave versátil debido a su capacidad de despegue y aterrizaje vertical, así como su capacidad maniobra superior, como es el vuelo estacionario y el poder desplazarse en cualquier dirección. Esto lo convierte en el preferido para acceder a territorios donde el espacio para aterrizar es limitado y para trabajos de búsqueda y mantenimiento.

Desafortunadamente esta capacidad de maniobra trae como consecuencia un mayor grado de complejidad para su manejo. El helicóptero, al encontrarse flotando en el aire, es sensible a múltiples variables ambientales y tanto la complejidad como la no linealidad de los fenómenos físicos que envuelven la dinámica de este vehículo dificultan el control de esta clase de vehículos.

Es por ello que el piloto debe ser capaz de concentrarse y estar pendiente de los cambios que suceden para hacer las correcciones pertinentes, en muchos casos estas correcciones son menores pero de no ser atendidas podrían causar un accidente. Teniendo en cuenta estas consideraciones, ese tipo de correcciones podría dejarse en mano de un sistema electrónico digital.

Estos conceptos se pueden extender también a los helicópteros de aeromodelismo, pues estos también están sujetos a las mismas leyes físicas de sus pares reales. Se podría pensar que estos aeromodelos son, en general, para el entretenimiento pero a pesar de ser pequeños poseen muchas aplicaciones como vehículos de reconocimiento y al ser modelos en pequeña escala el coste de fabricación, mantenimiento y capacitación son menores, y por tanto más accesibles, que el vehículo real.

Una de las características de vuelo en las que se enfocara este trabajo será el vuelo estacionario, esta es una maniobra de vuelo común en la que se busca mantener a flote al helicóptero en un punto estacionario y con los ángulos de alabeo, cabeceó y guiñada (yaw, pitch and roll) fijos.

La propuesta de este trabajo está enfocado a desarrollar una base de pruebas, un circuito y código que permita controlar las variables del movimiento, en especial la fuerza rotacional generada por el rotor principal y que contrarresta el rotor de cola.

MARCO TEORICO

1. Helicópteros de Radiocontrol

Los helicópteros de radiocontrol son un equivalente miniaturizado del helicóptero común, el cual cuenta con capacidad de vuelo y es manejado por medio de un control remoto. Estos se pueden clasificar en eléctricos o de combustión, de acuerdo a la forma como se alimente el motor.



Imagen 2.1 Helicóptero HK-450

El helicóptero usado en el proyecto es el HK-450 de la empresa Hobbyking es un modelo equivalente de fabricación china del helicóptero TRex-450 de construcción Taiwanesa, el cual es un helicóptero de un solo rotor controlado por 5 o 6 canales de comunicación, el cual tiene la capacidad de tener orientación visual y estado de levitación. Se presenta a continuación sus principales características mecánicas.

- Longitud: 643mm
- Altura: 228mm
- Diámetro del rotor principal: 715mm
- Diámetro del rotor de cola: 158mm
- Motor de engranajes de impulsión: 14T
- Engranaje de impulsión principal: 150T
- Engranaje impulsor de la cola: 106T
- Engranaje impulsor de la cola: 25T
- Relación de engranajes: 1:10.7:4.24
- Peso vacío: 445g
- Peso con adicionales: 770g

Además de contar con estas características, se deben calcular otras adicionales con el fin de utilizar tanto los modelos de Villamizar y D’Croz [9], como los de Aguirre-Gil [12], estas se muestran a continuación, junto a otras adicionales que conformaran las variables de estado del sistema.

Tabla 1. Variables involucradas en la dinámica del helicóptero de radiocontrol

Variable	Descripción	Valor	Unidades
Φ	Angulo de Alabeo		Rad
Θ	Angulo de Cabeceo		Rad
Ψ	Angulo de guiñada		Rad
θ_c	Control de cabeceo		
θ_x	Control de alabeo		
θ_T	Control de guiñada		
θ_o	Control de paso colectivo		
C_l	Coeficiente de Levantamiento rotor principal	0.111	Kg/(rad m ²)
C_{lt}	Coeficiente de Levantamiento rotor de cola	0.053	Kg/(rad m ²)
β_c	Angulo de aleteo del Cabeceo		Rad
β_x	Angulo de aleteo del Alabeo		Rad
α	Coeficiente de inclinación del rotor principal	5.820	Rad ⁻¹
α_T	Coeficiente de inclinación del rotor de cola	5.926	Rad ⁻¹
B	Parte del rotor utilizado por la fuerza del despegue	0.970	
c	Anchura de las palas del rotor principal	0.032	m
c_T	Anchura de las palas del rotor de cola	0.015	m
h	Distancia entre el centro de masa del helicóptero y el centro del rotor principal		m
h_T	Distancia entre el centro de masa del helicóptero y el centro del rotor de cola	0.435	m
I_B	Momento de inercia del rotor principal		Kg m ²
I_Φ	Momento de inercia del cabeceo	0.0093	Kg m ²
I_Θ	Momento de inercia del alabeo	.001922	Kg m ²
I_Ψ	Momento de inercia de la guiñada	0.009	Kg m ²
R	Radio del rotor principal	0.3565	m
R_T	Radio del rotor de cola	0.079	m
Ω	Velocidad angular del rotor principal	220	Rad/s
ρ	Densidad del aire	1.19	Kg/m ³
v	Velocidad inducida del motor principal	2.862	m/s
v_T	Velocidad inducida del motor de cola		m/s
θ_o	Angulo de cabeceo de las palas principales. Promedio de cabeceo colectivo	0.087	Rad
m_F	Masa del vehículo		Kg
β_o	Promedio del ángulo de aleteo		Rad
n	Factor de reducción de la velocidad debido al efecto del suelo	1	

Los movimientos básicos de un vehículo aéreo son el alabeo, el cabeceo y la guiñada, los tres son movimientos rotacionales relacionados con los ejes cartesianos. El alabeo (roll) es el movimiento de la nave respecto al eje longitudinal, con este movimiento el helicóptero se desplaza hacia los lados; el cabeceo (pitch) es el movimiento respecto al eje transversal, con este el helicóptero avanza hacia el frente o hacia atrás; por último la guiñada (yaw) es la rotación respecto al eje vertical, y determina la dirección hacia la que apunta el frente de la nave.



Imagen 2.2 Movimientos de una aeronave.

Los movimientos anteriormente descritos, junto con el control de la velocidad del rotor y el ángulo de ataque de las alas principales permitirán controlar de manera total el movimiento del helicóptero, razón por la cual se pueden usar 5 canales para el control total del helicóptero.

Aunque se manejen 5 señales independientes del control remoto, debe tenerse en cuenta que 3 de ellas deben mezclarse, ya que se deben manejar de manera simultánea 3 servos para generar los movimientos de alabeo, cabeceo y controlar el ángulo de ataque de las palas.

2. Control Básico del Helicóptero

Para el efectivo control del helicóptero es necesario configurar de manera adecuada la parte mecánica del sistema y la parte de comunicaciones, debido a que una mala configuración mecánica generaría vibración en el sistema e inestabilidad, mientras que la inadecuada configuración del control no permitiría manejar de manera adecuada los servomotores, lo que generaría el inadecuado desplazamiento de la aeronave.

a. Configuración mecánica del helicóptero

Inicialmente se debe configurar el motor, este debe ser enlazado mecánicamente con el engranaje del rotor principal, el cual se encargará de transmitir el movimiento generado por el motor al rotor principal y al rotor de cola mediante una correa de transmisión. Es importante aclarar que un montaje inadecuado del motor generará vibraciones en el sistema, como también la posible pérdida de torque y desgaste de las partes, además la correa de transmisión que se acopla al engranaje del rotor debe tener la tensión adecuada para reducir las pérdidas de energía mecánicas.

También es importante resaltar la configuración de los servos que controlan el plato del rotor, estos deben transmitir la fuerza generada de forma vertical a los contactos del plato, como se muestra en la figura. Debido a que la distribución de cada uno de los enlaces del plato se encuentran separadas cada 120 grados, es necesario rotar de forma sincronizada el movimiento de los servos.

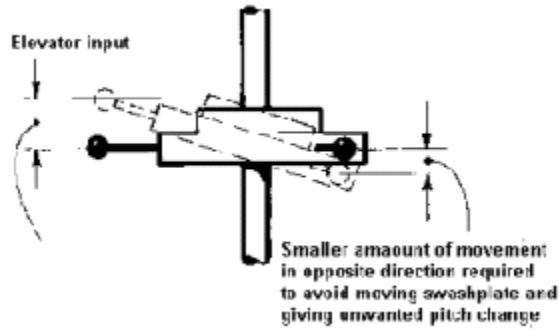


Imagen 2.3 Movimiento de un plato tipo L20 para generar el movimiento de cabeceo

b. Mezclado de señales

El manejo del plato del rotor se lleva a cabo mediante tres señales de control:

Alerón (Aileron): Aunque no existen alerones en un helicóptero, se extrae el concepto de la mecánica de los aeroplanos, esta consigna de control permite mover el helicóptero lateralmente. Para lograr este movimiento se debe hacer que el plato se incline de manera lateral.

Elevador (Elevator): Configura el ángulo de ataque de las palas para elevar o descender el helicóptero, cambiando el ciclo colectivo de ellas. Esto se logra haciendo que el plato se desplace de manera vertical.

Cabeceo (Pitch): Se encarga del movimiento de cabeceo, que permite el movimiento frontal de la aeronave. Para ello el plato debe inclinarse de manera frontal.

Para realizar estos movimientos, se deben mover de manera simultánea cada uno de los enlaces de plato como se muestra en la imagen 5. De manera específica, la señal de alerón moverá los enlaces frontales, la señal de elevador moverá el enlace trasero de manera inversa a los enlaces frontales y la señal de cabeceo moverá los tres enlaces.

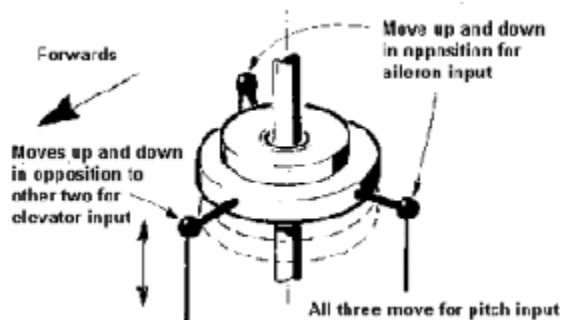


Imagen 2.4 Movimiento del plato del rotor ante diferentes consignas de control

Para facilitar el manejo de los servos, se realiza el mezclado de señales mediante la previa programación del control remoto. Primero se escoge el uso de cada uno de los canales del control remoto de la siguiente manera:

Tabla 2. Uso de los canales del transmisor

Canal	Conexión	Incidencia Directa	Incidencia Adicional
1	Aleron	Servo 1	Servo 2
2	Elevador	Servo 2	Servo 1 Servo 3
3	Acelerador (Throttle)	Controlador Velocidad ESC	Servo 1 Servo 2 Servo 3
4	Rudder	Servo Cola	No
5	No Usado		
6	Pitch	Servo 3	Servo 1 Servo 2

3. Espacio de Estados

El método de espacio de estado permite describir un sistema por medio de n ecuaciones en diferencias de primer orden, las cuales pueden combinarse en una ecuación matricial de diferencias. Aunque este método de control es más complejo que otros métodos, este permite el análisis del sistema a entradas diferentes a las convencionales e incluir condiciones iniciales dentro del diseño.

A continuación se definirán algunos conceptos usados:

Estado: hace referencia a las condiciones pasadas, presentes y futuras que se dan en un sistema. El conocimiento de estas condiciones junto con la entrada determinan por completo la respuesta del sistema.

Variable de estado: son el conjunto mínimo de variables que determinan el estado de un sistema dinámico.

Vector de estado: vector que contiene las n variables de estados necesarias para describir el sistema

Espacio de estado: Espacio n -dimensional cuyos ejes de coordenadas consiste de los ejes X_1, X_2, X_n . Cualquier estado se puede representar como un punto en este espacio

a. Ecuaciones de Estados

Las ecuaciones de estado son ecuaciones de primer orden, las cuales permiten modelar sistemas dinámicos. Se usan ecuaciones de primer orden debido a que estas son más sencillas de resolver, fáciles de programar y por que cualquier ecuación de orden mayor puede ser descompuesta en ecuaciones de primer orden.

En general los sistemas se pueden representar por una ecuación de estados:

$$\dot{x}(t) = f(x, u, t) \quad (1)$$

Y una ecuación de salida:

$$y(t) = g(x, u, t) \quad (2)$$

Si el sistema es lineal, el sistema puede ser fielmente representado mediante las siguientes 2 ecuaciones

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(t)x(t) + B(t)u(t) \\ y(t) &= C(t)x(t) + D(t)u(t) \end{aligned} \quad (3)$$

Donde A(t) es la matriz de estado, B(t) la matriz de entrada, C(t) es la matriz de salida y D(t) es la matriz de transmisión directa. Estas ecuaciones pueden ser representadas mediante el siguiente diagrama:

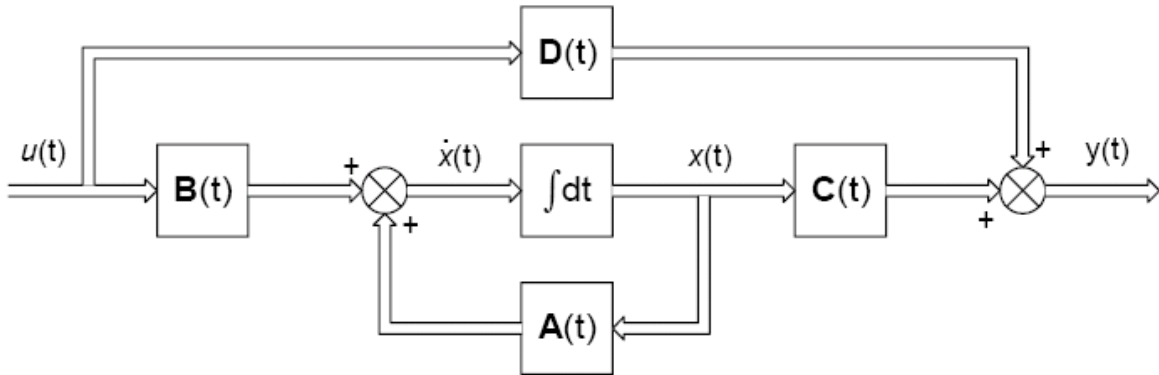


Imagen 2.5 Sistema lineal de Espacio de Estados

Si el sistema a su vez es invariante en el tiempo, las ecuaciones se pueden simplificar a:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t) \end{aligned} \quad (4)$$

b. Representación de los espacios de Estado

Un sistema no tiene una única forma de representación en espacio de estados, un adecuado trabajo matricial permite una nueva representación de un sistema, y con ella también se vislumbran otras características propias del sistema

- **Forma Canónica Controlable**

Si el modelo calculado es llevado a la forma mostrada en la ecuación 5, se puede garantizar que el sistema es controlable, es decir, se pueden llevar las salidas del sistema de un valor inicial a uno final en un intervalo de tiempo.

$$x = \begin{pmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \\ \vdots \\ x_{n-1}(t) \\ x_n(t) \end{pmatrix} \quad A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 1 \\ -a_n & -a_{n-1} & -a_{n-2} & \dots & -a_1 \end{pmatrix} \quad B = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (5)$$

$$C = (b_m \quad \dots \quad b_1 \quad b_0 \quad \dots \quad 0) \quad D = (0)$$

- **Forma Canónica Observable**

Si el modelo calculado es llevado a la forma mostrada en la ecuación (6), se puede garantizar que el sistema es observable. Un sistema observable permite inferir los estados internos del sistema conociendo las salidas externas.

$$x = \begin{pmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \\ \vdots \\ x_{n-1}(t) \\ x_n(t) \end{pmatrix} \quad A = \begin{pmatrix} 0 & \dots & 0 & \dots & -a_n \\ 1 & \dots & 0 & \dots & -a_{n-1} \\ \vdots & \dots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & 1 & \dots & -a_2 \\ 0 & \dots & 0 & 1 & -a_1 \end{pmatrix} \quad B = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (6)$$

$$C = (0 \quad \dots \quad 0 \quad 0 \quad \dots \quad 1) \quad D = (b_0)$$

4. Sensores Inerciales

Los sensores inerciales es un elemento que permite medir la aceleración y velocidad angular, con el fin de controlar vehículos aéreos. Estos incluyen, por lo general, acelerómetros, giróscopos y magnetómetros.

Inicialmente sus aplicaciones se dieron para el control de navegación de vehículos marinos, luego se llevo a la navegación aérea. Actualmente se usa para el control de posición de robots, corrección de movimiento en cámaras, industria militar, y en dispositivos móviles y de realidad aumentada.

a. Acelerómetro

Los acelerómetros son sensores que miden la aceleración experimentada de un objeto, esta medida es lineal y normalizada respecto a la fuerza gravitacional. Estas permiten detectar tanto la magnitud como la dirección de la aceleración y sus aplicaciones abarcan un amplio espectro, ya sea para uso militar, industrial o comercial.

Actualmente estos dispositivos pueden ser construidos en maquinas microelectrónicas, o MEMs por sus siglas en ingles, lo cual permite que estos elementos se puedan construir reduciendo espacio, costos y consumo de potencia. Los acelerómetros, según sus mecanismos de transducción, pueden ser clasificados en 7 diferentes grupos:

Piezo-resistivos

Los materiales piezo-resistivos tienen la capacidad de variar su resistencia al aplicárseles una fuerza. Para construir un acelerómetro se construye una viga, una masa sísmica y un elemento de soporte, y debido a que la viga soporta la mayor concentración de movimientos mecánicos sobre el se ubica el material piezo-resistivo. Aunque son dispositivos sencillos de construir, su principal desventaja es el ruido térmico y la dependencia del material piezoeléctrico con la temperatura.

Capacitivos

Los acelerómetros capacitivos se construyen dejando un electrodo fijo mientras el otro se ubica en una masa sísmica, el cambio en la distancia de estos dos electrodos producida por la aceleración hace que la capacitancia inicial cambie, lo que permite determinar la magnitud de la aceleración. La principal ventaja de esta clase de acelerómetros es su baja dependencia de la temperatura pero son sensibles a perturbaciones magnéticas en el medio, por lo cual deben ser protegidos de ellos de una manera adecuada.

Piezoeléctricos

El funcionamiento de estos dispositivos y su construcción es muy similar al de los acelerómetros piezoresistivos, en esta el material sensor es un piezoeléctrico, el cual genera una diferencia de potencial entre sus caras cuando se le aplica una fuerza. Son sensibles a los cambios de temperatura, por lo cual necesitan circuitos de corrección, aunque su consumo de potencia es el mas bajo de todos.

Ópticos

En estos sensores se utiliza una fuente de luz, un fotodiodo y un obturador, este obturador se acopla a la masa sísmica y modula la intensidad de luz que recibe el fotodiodo. Su principal ventaja es su inmunidad al ruido eléctrico, magnético y a los cambios de temperatura, su principal desventaja es el complicado proceso de construcción.

Corriente de efecto túnel.

Estos se construyen colocando una punta muy fina de material conductor a una pequeña distancia, por lo general decenas de Angstroms, de un electrodo, lo cual produce una corriente de túnel. Una variación de la aceleración mueve la punta, lo cual hace variar la corriente de túnel inicial. La ventaja de estos sensores es su alta sensibilidad aunque presentan un ruido alto de baja frecuencia.

Electrostáticamente levitados

Esta última categoría de acelerómetros es la última en desarrollarse. En esta una esfera se hace levitar confinada en un espacio que controla la posición de levitación, cuando se presenta una fuerza la esfera intenta moverse y el sistema de control aplica un campo electrostático que corrige la posición. Estos acelerómetros cuentan con la ventaja de no contar con conexiones mecánicas a la masa sísmica, lo que permite mejorar la sensibilidad, además de contar con menor dependencia a la tolerancia de fabricación y flexibilidad al momento de ajustar el ancho de banda.

b. Giróscopo

Los giróscopos son sensores inerciales más complejos que los acelerómetros, estos permiten detectar la velocidad angular a la que rota un objeto, ya sea en uno o todos los ejes cartesianos, para ello se aprovecha el efecto coriolis, el cual indica que en un marco de referencia rotatorio a una determinada velocidad angular, masa y velocidad experimenta una fuerza de la forma

$$F = 2Mv * w \quad (7)$$

Los giróscopos micro-electrónicos se clasifican, de acuerdo a su forma de construcción, en las siguientes clases:

Diapasón

En estos se dos masas se ponen a vibrar a una misma amplitud pero en diferente dirección, cuando se presenta rotación el efecto de coriolis genera una fuerza ortogonal, la cual es sensada por un mecanismo similar a un diapasón.

Anillo resonante

En los giróscopos de resonante hemisférico se construye un anillo resonante que se hace resonar y la posición de los puntos nodales indica el ángulo de rotación. Como el anillo mantiene la energía de vibración en un solo plano, la calidad de la medida mejora. La desventaja de este giróscopo radica en que el disco tiene una baja masa, y por ello una baja sensibilidad.

Disco Vibrante

En esta un disco se hace vibrar sobre su eje de simetría, al existir rotación una fuerza ortogonal al eje de vibración, lo cual genera inclinación y esta es sensada por un electrodo capacitivo que se ubican bajo o sobre el disco. La mayor ventaja de este tipo de sensores es la resistencia a altas fuerzas de choque, de hasta 12,000g.

5. Calculo momentos de inercia

El momento de inercia de un cuerpo se define como la medida de la resistencia de un cuerpo a cambios en su rotación. Para calcular el momento de inercia vectorial se usa la siguiente formula:

$$I = \iiint_V \rho r^2 dV \quad (8)$$

En la cual V es el volumen del cuerpo, ρ la densidad y r la distancia ortogonal al eje de rotación.

En caso de que el eje de rotación no coincida con el centro de gravedad del cuerpo, se hace uso del teorema de Steiner, el cual establece que el momento de inercia con respecto a cualquier eje paralelo a un eje que pasa por el centro de masa, es igual al momento de inercia con respecto al eje que pasa por el centro de masa más el producto de la masa por el cuadrado de la distancia entre los dos ejes.

$$I = I_{eje}^{CM} + Mh^2 \quad (9)$$

Para el cálculo de los momentos de inercia del helicóptero, se hará uso del software de diseño asistido por computador AutoCAD.

6. Filtro de Kalman

El filtro de Kalman es una técnica que permite hallar una solución recursiva y eficiente al método de los mínimos cuadrados, permitiendo muestrear señales ruidosas y estimar una señal más cercana al valor real sensado. Mediante este método se calcula un estimador lineal con base en la información anterior y corregir con la información actual las estimaciones.

Este método se puede dividir en dos fases: estimación y actualización: durante la fase de estimación se usan los datos de las mediciones anteriores para predecir el estado actual y la covarianza del sistema y durante la fase de actualización se utiliza la medición actual para corregir las predicciones anteriores.

A continuación se muestra la serie de ecuaciones que conforman el filtro sencillo de Kalman.

$$\text{Predicción Estado} \quad \hat{x}_{k|k-1} = F_k \hat{x}_{k-1|k-1} + B_k U_k \quad (10)$$

$$\text{Predicción covarianza} \quad P_{k|k-1} = F_k P_{k-1|k-1} F_k^T + Q_k \quad (11)$$

$$\text{Innovación en la medida} \quad \tilde{y}_k = z_k - K_k \hat{x}_{k|k-1} \quad (12)$$

$$\text{Innovación de la covarianza} \quad S_k = H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k \quad (13)$$

$$\text{Estado actualizado} \quad \hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k \tilde{y}_k \quad (14)$$

$$\text{Covarianza actualizada} \quad P_{k|k} = (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \quad (15)$$

x= Vector de estado

P= Covarianza del sistema

F= Modelo de transición de estado

B= Entrada de control

Q= Covarianza del ruido del proceso

R= Covarianza del ruido de observación o sentido

H= Vector de observación

Este proceso debe ser repetido cada vez que se presente una medición, aunque de ser necesario estimar múltiples valores entre muestras se puede usar solamente las ecuaciones de predicción.

7. Matrices de rotación en 3 dimensiones

a. Alabeo, cabeceo y guiñada (roll, pitch and yaw)

El helicóptero puede rotar sobre 3 ejes ortogonales definidos. Asumiendo que la guiñada (α) se realiza sobre el eje Z, el cabeceo (β) sobre el eje Y y el alabeo (γ) sobre el eje X, las matrices de rotación se definirán de la siguiente manera:

$$R_Z(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) & 0 \\ \sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (16)$$

$$R_Y(\beta) = \begin{pmatrix} \cos(\beta) & 0 & \sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{pmatrix} \quad (17)$$

$$R_X(\gamma) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\gamma) & -\sin(\gamma) \\ 0 & \sin(\gamma) & \cos(\gamma) \end{pmatrix} \quad (18)$$

Se puede observar que las matrices realizan transformaciones en dos dimensiones mientras que conserva una de ellas constante. Para obtener una matriz que maneje las tres dimensiones se multiplican las matrices de rotación anteriores, debe tenerse en cuenta que el orden de las transformaciones son alabeo, cabeceo y guiñada.

$$\begin{bmatrix} \cos(\alpha)\cos(\beta) & \cos(\alpha)\sin(\beta)\sin(\gamma) - \sin(\alpha)\cos(\gamma) & \cos(\alpha)\sin(\beta)\cos(\gamma) + \sin(\alpha)\sin(\gamma) \\ \sin(\alpha)\cos(\beta) & \sin(\alpha)\sin(\beta)\sin(\gamma) + \cos(\alpha)\cos(\gamma) & \sin(\alpha)\sin(\beta)\cos(\gamma) - \cos(\alpha)\sin(\gamma) \\ -\sin(\beta) & \cos(\beta)\sin(\gamma) & \cos(\beta)\cos(\gamma) \end{bmatrix} \quad (19)$$

Esta matriz es útil al momento de transformar el marco rotacional de helicóptero con ejes variables a un marco de ejes fijos

b. Rotación y translación

Adicionalmente a la capacidad de rotación del helicóptero, se debe tener en cuenta su capacidad de desplazamiento, para ello la matriz de rotación debe ser complementada con una matriz de translación

$$\begin{bmatrix} \cos(\alpha)\cos(\beta) & \cos(\alpha)\sin(\beta)\sin(\gamma) - \sin(\alpha)\cos(\gamma) & \cos(\alpha)\sin(\beta)\cos(\gamma) + \sin(\alpha)\sin(\gamma) & x_t \\ \sin(\alpha)\cos(\beta) & \sin(\alpha)\sin(\beta)\sin(\gamma) + \cos(\alpha)\cos(\gamma) & \sin(\alpha)\sin(\beta)\cos(\gamma) - \cos(\alpha)\sin(\gamma) & y_t \\ -\sin(\beta) & \cos(\beta)\sin(\gamma) & \cos(\beta)\cos(\gamma) & z_t \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (20)$$

Con esta matriz se define simultáneamente tanto los ángulos de Euler como la posición como la posición cartesiana de un cuerpo. Esta matriz puede y será implementada para el la identificación y eliminación de la fuerza gravitacional sensada por el acelerómetro, lo que permitirá después el calculo de la posición y velocidad del helicóptero.

CARACTERIZACIÓN HELICÓPTERO

Para el diseño del circuito que controlara el sistema se hace necesario conocer las características eléctricas y mecánicas de sus componentes. Se comenzara por dar una breve resumen de las propiedades de los componentes electrónicos del helicóptero y avanzaremos explicando los diferentes modelos que se han deducido para el control del helicóptero.

1. Componentes del helicóptero

a. Servomotores

Los servomotores son motores de corriente continua con la capacidad de ubicarse en una posición específica dentro de su rango de operación. Estos elementos generalmente están formados por un motor, una caja reductora y un circuito de control.

El helicóptero cuenta con cuatro servos: tres servos con un torque de 1.5Kg/cm con velocidad de 0.12sec/60° (referencia Corona CS-928BB) que controlaran los platos del rotor principal, y que manejan directamente el albeo y cabeceo del helicóptero y el ángulo de ataque de la palas principales y un microservo de 0.8kg/cm y velocidad de 0.11sec/60° (referencia BMS-306) que permite controlar el ángulo de ataque de las palas del rotor de cola.

b. Motor

El helicóptero cuenta con un motor Turnigy X500-V4000, de corriente continua y de 6 polos, con una velocidad de 4430rpm/V y torque de 2.16mNm/A, potencia máxima de 200W, impedancia interna de 43mOhm y un consumo de corriente de 1.9A.

c. Batería

El helicóptero opera mediante una batería Li-Po Flightmax de 11.1V conformada por 3 células, cada una de 3.7V. Esta cuenta con una capacidad de 2200mA y una corriente máxima de salida de 55 amperios para funcionamiento continuo con picos de 77 amperios.

d. Control Remoto- Sistema transmisor-receptor

El control utilizado para el control del helicóptero es un HK-T6A V2, control digital de 6 canales con una frecuencia de operación de 2.4Ghz en juego con el receptor HK-TR6A V2. Este sistema permitirá controlar los cuatro servos y la velocidad del motor y el receptor se alimentara mediante el control de velocidad del motor.

e. Controlador electrónico de velocidad (ESC)

Este elemento permite controlar la velocidad del motor principal, al mismo tiempo protege tanto a la batería como al motor de daños por sobre corrientes. El modelo usado en este proyecto es un TowerPro H40A, maneja corrientes de 40A y se dispara a corrientes mayores a 50A. Este sistema además cuenta con un circuito eliminador de batería (BEC, por sus siglas en ingles) con el cual se alimenta el receptor del control remoto y los servos.

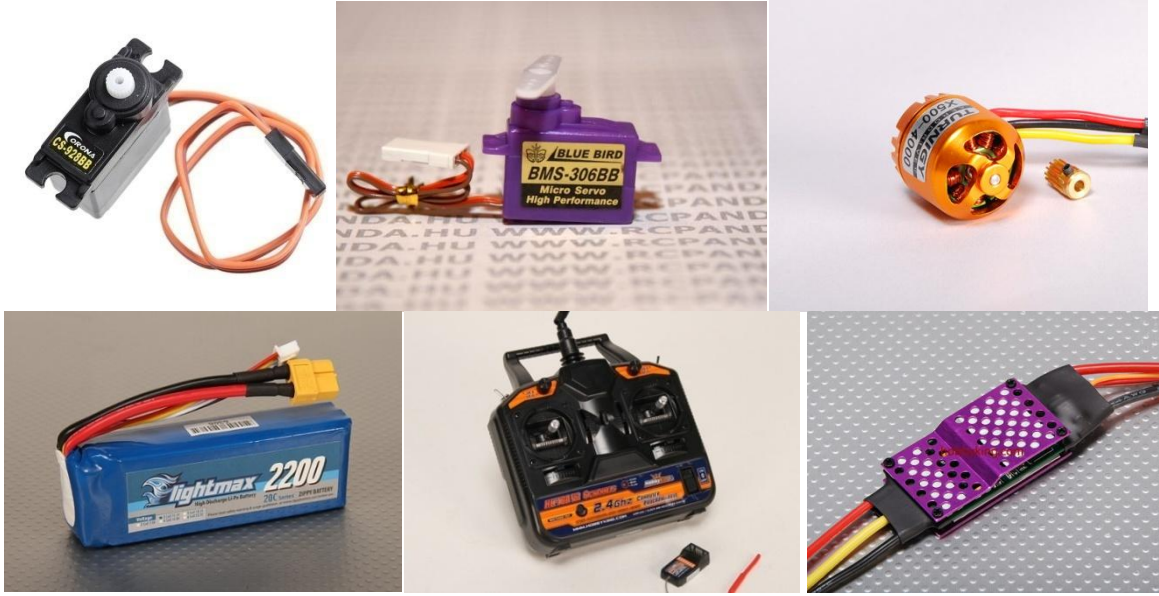


Imagen 3.1 Componentes eléctricos para el manejo del helicóptero

2. Modelo Aguirre Iñaki Gil

Los modelos utilizados para caracterizar matemáticamente el helicóptero se retoman de los trabajos de Villamizar y D’Croz[4] , y de Aguirre, Barrientos y Del Cerro. **Error! No se encuentra el origen de la referencia..** En estos trabajos se deducen las ecuaciones que rigen la dinámica del helicóptero.

Las ecuaciones que se presentan a continuación representan la dinámica del rotor (21) (22), el movimiento de alabeo (24), de cabeceo (25) y de guiñada (26).

$$\begin{aligned}
 -\ddot{\Phi} - 2\dot{\theta}\Omega + \dot{\beta}_c - 2\dot{\beta}_s\Omega = & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(\frac{2}{3} B^3 R^3 \Omega \theta_0 - \frac{1}{2} B^2 R^2 v \right) (u_F - h\dot{\theta}) \right] + \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\frac{1}{3} B^3 R^3 \Omega \beta_0 (v_F - h\dot{\Phi}) \right] \\
 & + \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(\frac{1}{2} B^4 R^4 \Omega \theta_0 \beta_0 - \frac{1}{3} B^3 R^3 v \beta_0 \right) \dot{\theta} \right] + \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(-\frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega \Phi + \frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega^2 \theta_s \right) \right] \\
 & + \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega (\beta_c + \beta_s \Omega) \right] - \frac{2K_B}{I_B} \beta_s
 \end{aligned} \tag{21}$$

$$\begin{aligned}
 -\ddot{\Phi} - 2\dot{\theta}\Omega + \dot{\beta}_c - 2\dot{\beta}_s\Omega = & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(\frac{2}{3} B^3 R^3 \Omega \theta_0 - \frac{1}{2} B^2 R^2 v \right) (u_F - h\dot{\Phi}) \right] + \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\frac{1}{3} B^3 R^3 \Omega \beta_0 (v_F - h\dot{\theta}) \right] \\
 & + \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(\frac{1}{2} B^4 R^4 \Omega \theta_0 \beta_0 - \frac{1}{3} B^3 R^3 v \beta_0 \right) \dot{\Phi} \right] + \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(-\frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega \dot{\theta} + \frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega^2 \theta_c \right) \right] \\
 & + \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega (\beta_c + \beta_s \Omega) \right] - \frac{2K_B}{I_B} \beta_c
 \end{aligned} \tag{22}$$

$$C_L = \frac{1}{2} \rho a c \tag{23}$$

$$C_{LT} = \frac{1}{2} \rho a_T c_T \tag{24}$$

$$I_\Phi \ddot{\Phi} = -F_{z0} \beta_s h - K_B \beta_s \tag{25}$$

Ecuaciones de la dinámica del rotor

$$I_{\theta} \ddot{\theta} = -F_{Z0} \beta_C h - 2K_B \beta_C \quad (25)$$

Ecuación del movimiento de alabeo

$$F_{Z0} = -2C_{LB} \left(\frac{1}{3} B^3 R^3 \theta_0 - \frac{1}{2} B^2 R^2 \Omega v \right) \quad (26)$$

Ecuación del movimiento de cabeceo

$$I_{\Psi} \ddot{\Psi} = \left[-2C_L \left(\frac{c}{2a} B^4 R^4 \Omega - \frac{1}{3} B^3 R^3 v \theta_0 \right) - C_{LT} R_T^2 n \Omega h_T^2 \right] \ddot{\Psi} + \left(\frac{2}{3} C_{LT} R_T^3 n^2 \Omega^2 \right) \theta_T \quad (27)$$

Ecuación del movimiento de guiñada

Como se puede observar estos modelos no son lineales, para linealizarlos es necesario llevar el helicóptero a un punto de operación estable. Para ello consideraremos que el controlador mantendrá el ángulo de alabeo y cabeceo en 0, lo cual permitirá que el helicóptero no se desplace lateral o frontalmente, el ángulo de guiñada se deberá mantener en un valor constante y la velocidad del rotor junto con el ángulo de ataque de las palas del rotor principal permitirá mantener flotando el helicóptero sin que este se desplace verticalmente.

Con estas consideraciones, las variables del modelo se muestran a continuación:

$$\beta_S = \beta_C = U_F = V_F = \Phi = \Theta = 0 \text{ y } \Psi = \text{constante}$$

Y reemplazando estos valores en las ecuaciones 22, 23 y 27 se obtienen las siguientes ecuaciones:

$$0.009 \ddot{\Psi} = 0.014 \dot{\Psi} + 0.7214 \theta_t \quad (28)$$

Con estos modelos en espacio continuo se procede entonces a calcular su equivalente en Laplace

$$\frac{\Psi(S)}{\theta_t(S)} = \frac{80.1556}{S^2 + 1.56S} \quad (29)$$

Con este modelo se procede a calcular su equivalente en tiempo discreto, para ello se debe seleccionar un periodo de muestreo adecuado que sea lo suficientemente pequeño para permitir el control del sistema requerido en los parámetros de diseño y lo suficientemente grande para reducir la capacidad de procesamiento requerida. Se debe tener en cuenta que como los servos trabajan con señales de periodo de 22.4ms, el periodo de muestreo deberá ser múltiplo de este valor para poder aplicar los métodos de análisis convencionales.

Con ello se opta por tomar un tiempo de muestreo de 67.2ms, el cual permitirá ejecutar 14 acciones de control durante un segundo. Utilizando un retenedor de orden cero la función de transferencia en tiempo discreto se muestra a continuación.

$$\frac{\Psi(z)}{\theta_t(z)} = \frac{0.1748(z+0.9657)}{(z-1)(z-0.9005)} \quad (30)$$

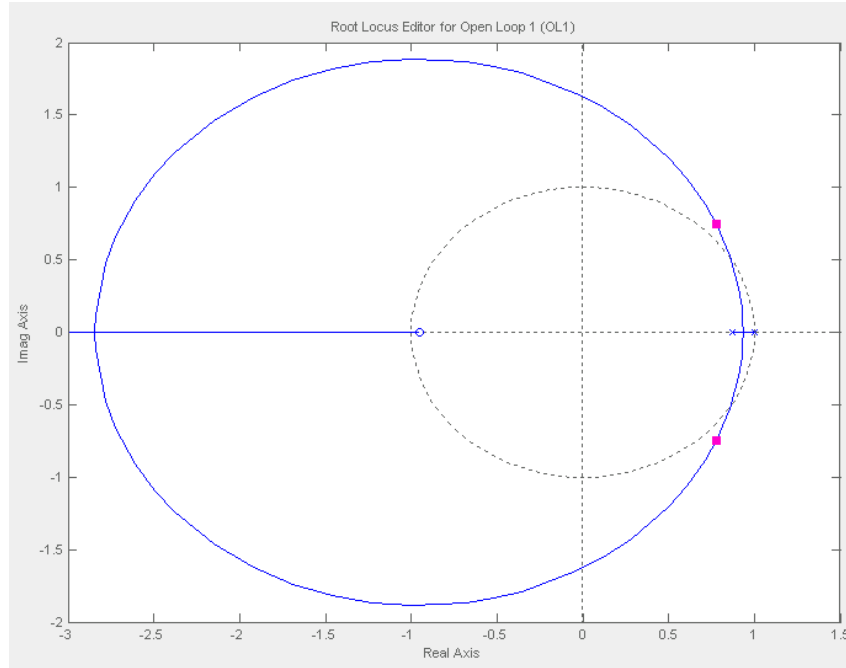


Imagen 3.2 Lugar geométrico de las raíces de la planta

3. Modelos Adicionales

Aunque los modelos obtenidos de [12] son modelos robustos, estos dejan de ser lineales, limitando el uso de técnicas de control, para ello se proponen otros modelos para maniobrar esta clase de vehículos, con el fin de analizar su conveniencia para un futuro diseño de un control total de vuelo.

a. Modelo de cuerpo rígido

En este modelo construido por Erik Skarman se consideran múltiples cuerpos rígidos acoplados con una limitación en sus grados de libertad. Se consideran como cuerpos independientes el rotor y la cabina. Para ello se deben calcular las fuerzas que actúan sobre el fuselaje y a partir de allí se relacionan las fuerzas transmitidas entre los dos cuerpos en cada uno de los ejes.

Se considera también que las únicas fuerzas que actúan sobre el helicóptero son las fuerzas del rotor, de la gravedad, de la cabina y del rotor de cola.

Las ecuaciones generadas en este reporte se muestran a continuación.

$$m \frac{dv_x}{dt} - m(w_z v_y - w_y v_z) = F_{rotor} \sin \beta_y - d_x(v_x) - mF_{F0}^{13} g \quad (31)$$

$$m \frac{dv_y}{dt} - m(w_x v_z - w_z v_x) = F_{rotor} \sin \beta_x - d_y(v_y) + F_{tail} - m \quad (32)$$

$$m \frac{dv_z}{dt} - m(w_y v_x - w_x v_y) = F_{rotor} \cos \beta_x \cos \beta_y - d_z(v_z) - m \quad (33)$$

Relación de fuerzas entre la cabina y el rotor para los tres ejes axiales

$$I_{xx} \frac{dw_x}{dt} - (I_{yy} - I_{zz}) w_y w_z = r F_{rotor} \sin \beta_x - d_{wx}(w_x) \quad (34)$$

$$I_{yy} \frac{dw_y}{dt} - (I_{zz} - I_{xx}) w_z w_x = r F_{rotor} \sin \beta_y - d_{wy}(w_y) \quad (35)$$

$$I_{zz} \frac{dw_z}{dt} - (I_{xx} - I_{yy}) w_x w_y = -M_{rotor} + L_{tail} F_{tail} - d_{wz}(w_z) \quad (36)$$

Relación de momentos de torsión entre el rotor y la cabina para los tres ejes

$$J \frac{d\Omega}{dt} = M_{rotor} - D(\Theta_0, \Omega) \quad (37)$$

Relación fuerza del rotor respecto la resistencia del aire

$$\frac{dx}{dt} = F_{F0}^T v_F \quad (38)$$

Conversión de los ejes axiales de la fuerza del fuselaje respecto a una coordenada de ejes fijos

$$\frac{d\xi}{dt} = F_{F0}^T w_F + \Delta(\xi, F_{F0}^T w_F) \quad (39)$$

Posición Rotacional de la cabina

En este trabajo el autor propone que, aunque las fuerzas pueden ser calculadas, se implemente un acelerómetro para su sensado. Este modelo permite además usar 5 consignas de control para manejar de manera independiente, y bajo unos límites determinados, la velocidad del rotor, el ángulo de ataque de las palas, el alabeo, cabeceo y guiñada del helicóptero.

Aunque este sistema es muy completo, el problema para el control radica en la baja linealidad del sistema, lo que implicaría el uso de técnicas de control avanzadas.

b. Modelo helicóptero aeromodelismo Raptor 60

En este trabajo se presenta un modelo matemático que permite controlar un modelo de helicóptero de características similares al HK-450, con la ventaja de controlar la velocidad del fuselaje, la velocidad y posición angular del alabeo y cabeceo y la velocidad angular de la guiñada por medio de 4 consignas de control, lo que permitiría un control de 6 grados de libertad

$$\begin{pmatrix} U \\ V \\ p \\ q \\ \emptyset \\ \theta \\ w \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_u & 0 & 0 & 0 & 0-g & 0 & 0 \\ 0 & Y_v & 0 & 0 & g & 0 & 0 \\ L_u & L_v & -L_b(T_f - B_d T_s) & 0 & 0 & 0 & L_w & 0 \\ M_u & M_v & 0 & -M_a(T_f - A_c T_s) & 0 & 0 & M_w & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Z_w & Z_r \\ 0 & N_v & N_p & 0 & 0 & 0 & N_w & N_r \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U \\ V \\ p \\ q \\ \emptyset \\ \theta \\ w \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Y_{ped} & 0 \\ L_a(B_{lat} + B_d D_{lat}) & L_b B_{lon} & 0 & 0 \\ M_a A_{lat} & M_a(A_{lon} + A_c C_{lon}) & 0 & M_{col} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Z_{col} \\ 0 & 0 & N_{ped} & N_{col} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta lat \\ \delta lon \\ \delta ped \\ \delta col \end{pmatrix} \quad (40)$$

Para ello toman las constantes de tiempo de la barra estabilizadora T_s y del rotor T_f , A y B son las derivadas del alabeo longitudinal y latitudinal, C y D representan el ciclo de cabeceo longitudinal y latitudinal

SELECCIÓN Y CARACTERIZACIÓN DE COMPONENTES

1. Selección del Giroscopio

Las maquinas microelectrónicas, MEMs por sus siglas en ingles, han tenido un gran impacto en el mercado debido a sus pequeñas dimensiones, precisión y multiplicidad de aplicaciones. Estos dispositivos resultan de la unión de un acelerómetro y un actuador en una misma estructura.

Para la selección del dispositivo se tuvieron en cuenta la sensibilidad del sensor, numero de ejes, ruido y el precio. Debido a que se busca estabilizar cambios en los 3 ejes de rotación, se opta por elegir un dispositivo que pueda sensor velocidades menores a 360°/S. Se hará uso de los 3 ejes, puesto que se busca crear un controlador que pueda estabilizar las acciones de alabeo, cabeceo y giro. En cuanto al precio y al ruido se buscara que estos valores sean mínimos.



No se realizo un énfasis fuerte en cuanto al consumo de potencia del sensor, debido a que el consumo del circuito de control será despreciable respecto al consumo de potencia impuesto por el motor del sistema.

a. Elementos Preseleccionados

El mercado actual de los giróscopos se encuentra limitado a 2 empresas, tanto por los precios como por la calidad de los sensores. Estas empresas son ST Electronics e Invensense. Invensense es una empresa especializada en la construcción de giróscopos de bajo costo y muy bajas dimensiones, esto hace que su uso sea aplicable en dispositivos de videojuegos, como el Wii, y en celulares para aplicaciones interactivas. ST Electronics se caracteriza por ir a la vanguardia en la construcción tanto de MEMs como de otros circuitos integrados, actualmente ofrece gyroscopos de muy bajo ruido, bajo consumo de potencia y bajo costos.

Los sensores de 3 ejes que ambas empresas ofrecían eran digitales, lo cual era una gran ventaja y estos fueron:

Tabla 3. Características giróscopos digitales

Referencia	Escala total dps	Sensibilidad mdps/digito	Densidad de Ruido dps	Protocolo Comunicación	Voltaje de Alimentación	Dimensiones mm
 L3G4200D	±250 ±500 ±2000	70 17.50 8.75	0.03	SPI I2C	2.4 a 3.6V	4x4x1
 IMU-3000	±250 ±500 ±1000 ±2000	131 65.5 32.8 16.4	0.01	I ² C	2.1 a 3.6V	4x4x0.9

Estos dos giroscopos cumplen con las expectativas de diseño. El problema surge cuando se hacen averiguaciones sobre su disponibilidad: El L3G4200D de ST no se encuentra disponible a la venta debido a que la producción actual es desviada a Apple, y el IMU-3000 de Invensense, aunque solo cuesta 10 dólares, solo presenta un solo distribuidor y su adquisición por este dispara su precio a 45 dólares.

Debido a que la importación de un sensor de Invensense resulta muy costosa se descarta como empresa proveedora, y es por ello que se opta por usar los giroscopios de ST, de donde surge el inconveniente de que no existen más giroscopios de 3 ejes. Debido a la falta de estos en el mercado se opta por usar 2 giroscopios de 2 ejes y con ellos construir 1 de 3 ejes.

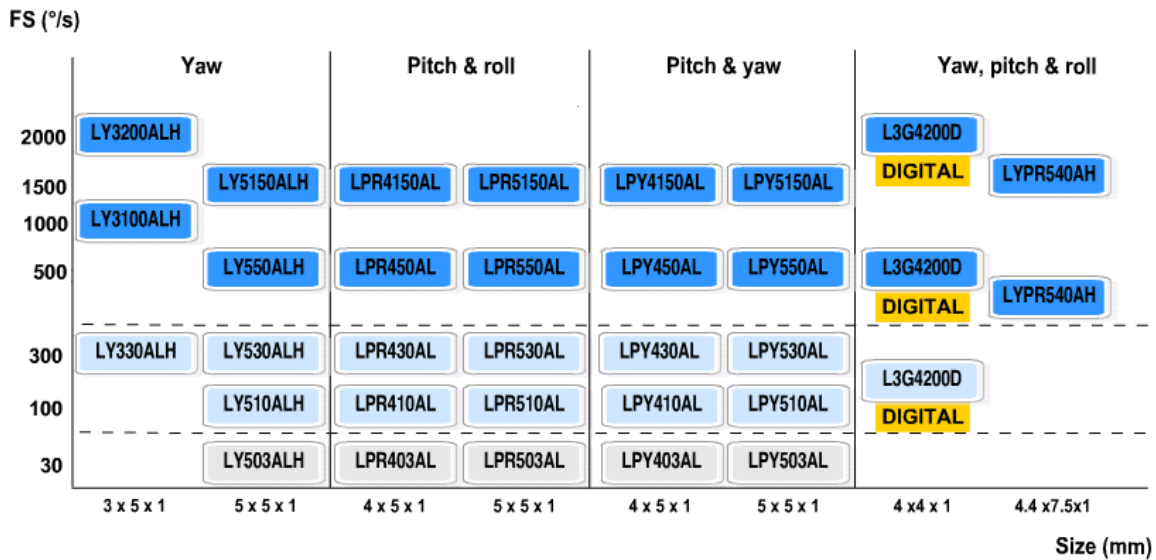


Imagen 4.1 Giroscopios ofrecidos por ST electronics.

Debido a que se debe seleccionar un giroscopio con un rango cercano pero mayor a 360dps, se opta por usar giroscopios de la familia 510AL, estos se caracterizan por tener un rango de ± 400 dps y una salida amplificada a 4 con un rango de 100dps y mayor sensibilidad.

b. Elementos Seleccionados

De ellos se escogen los sensores LPR510AL y LPY510AL, cuyas características se muestran a continuación

Tabla 4. Características giroscopio seleccionado

Escala total dps	Sensibilidad mV/dps	Densidad de Ruido dps/Hz	Voltaje Referencia V	Voltaje de Alimentación V	Dimensiones mm	Precio \$ Us
± 100 ± 400	10 2.5	0.017	1.23	2.4 a 3.6	4x4x1	LPY510AL 6.72 LPR510AL 7.05

2. Selección Acelerómetro






Los acelerómetros son otro tipo de MEMs, estas sensan la aceleración a la que son sometidas respecto alguno de sus ejes y entregan, en general de forma lineal, una salida respecto a un valor fijo de referencia. Estas maquinas, dependiendo la forma como se diseñen, pueden detectar los cambios en la aceleración en 1, 2 o los tres ejes cardinales, además pueden sensar la aceleración ejercida por la fuerza gravitacional.

El acelerómetro escogido debe permitir el sensado a $\pm 1.5g$ o $\pm 2.0g$, alimentarse a menos de 5V y sensar aceleración en tres ejes. A través de el se podrá sensar la aceleración gravitacional e indicar el ángulo de inclinación al que se encuentra el helicóptero respecto a este eje.

a. Elementos Preseleccionados

Se seleccionaron acelerómetros de Freescale debido a que esta empresa ofrece mejores precios y las características de los sensores son mejores respecto a los de la competencia. Los elementos que se muestran a continuación cumplían con los requisitos de diseño.

Tabla 5. Características Acelerómetros Preseleccionados

Referencia	Rango	Sensibilidad	Empaquetado	Salida	VDD max	Corriente de alimentación	Precio US
 MMA7455LT	2g 4g 8g	64 LSB/g	LGA-14	Digital	3.6 V	400 uA	1.90
 MMA7660FCR1	1.5g	21.33 count/g	DFN-10	Digital	3.6V	300uA	2.23
 MMA7455LR1	2g 4g 8g	64 LSB/g	LGA-14	Digital	3.6 V	400 uA	2.48
 MMA7455LR2	2g 4g 8g	64 LSB/g	LGA-14	Digital	3.6 V	400 uA	2.48
 MMA7368LT	1.5g	800 mV/g	LGA-14	Analógica	3.6 V	400 uA	2.66

b. Elemento seleccionado

El sensor seleccionado fue el MMA7455LT, se selecciono sobre los anteriores debido a que cumple con los requerimientos de diseño, tiene un muy bajo precio y consumo de potencia respecto otros sensores y el protocolo de comunicación es digital, lo que garantiza cierta inmunidad al ruido

3. Selección microcontrolador

Para el adecuado funcionamiento del circuito es necesario un microcontrolador que cuente con las siguientes características:

- 12 pines con temporizador, 6 para capturar la entrada del receptor del control remoto y 6 para generar las salidas que van a los servos y al ESC
- 9 pines con conversor ADC que deben recibir las señales provenientes de los giróscopos

- Manejo de protocolo I2C, para establecer comunicación con el acelerómetro y el modulo ZigBee
- Manejo de Interrupciones
- Frecuencia de trabajo superior a 1Mhz
- Alimentación menor a 5V
- Bajo consumo de potencia y bajo precio
- Tamaño de bus de 32 Bits

Se decide trabajar con microcontroladores Freescale, debido a sus bajos precios, alta gama de complementos y multiplicidad de herramientas para su programación.

a. Elementos Preseleccionados

Se usa la aplicación Microselector ofrecida en la página de Freescale para comparar las características de los microcontroladores. En esta aplicación se configuran los elementos que el usuario considere necesarios y a partir de allí el programa entrega la familia de microcontroladores que cumple con estos requerimientos.

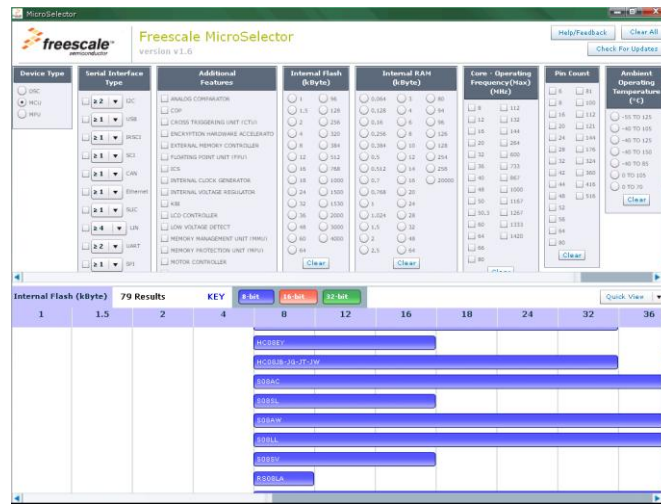


Imagen 4.2 Microselector, programa ofrecido por Freescale para la selección de microcontroladores.

Aplicando como requisitos las características citadas anteriormente, se encuentra que solo dos familias de microcontroladores cumplen con los requisitos: MCF51QE y MCF51JM

A continuación se citan las características de cada uno:

Tabla 6 Características micro-controladores Preseleccionados

Referencia	Elementos Adicionales	Protocolos de comunicaciones	Voltaje de Alimentación V	Tamaño memoria Flash Kbyte	Tamaño memoria Ram Kbyte	Frecuencia máxima operación MHz	Numero de Pines
MCF51QE	Comparador Analógico COP KBI Detector bajo voltaje	I2C SPI SCI	1.8-3.6	32 64 96 128	8	50	64 80
MCF51JM	Comparador Analógico COP KBI Detector bajo voltaje Acelerador de encriptación generador números aleatorios	I2C SPI SCI USB CAN	2.7 a 5.5	128 64 32	16	50	44 64 80

b. Elemento seleccionado

Aunque el MCF51JM ofrecía una mayor cantidad de herramientas, el número de módulos PWM y de módulos I2C no eran suficientes, razón por la cual se optó por la familia MCF51QE. De esta familia se escoge el microcontrolador MCF51QE128CLH, de 64 pines y memoria de 128KB con un costo de 5.56 \$US.

CONSTRUCCION CONTROLADOR

1. Diseño controlador

Para el diseño del controlador deben tenerse en cuenta las limitaciones físicas del sistema, como lo son los ángulos máximos en los que pueden rotar tanto las hélices como el servo de cola y su velocidad. Para evitar esto se debe configurar mediante programación un actuador, del cual se discutirá más adelante.

El controlador deberá permitir al helicóptero restablecer el ángulo de guiñada en un tiempo de establecimiento menor a un segundo, además de tener un sobreimpulso menor al 25%. Para ello se implementara un controlador PD (Proporcional-Derivativo).

Se escogió un controlador PD debido a que agregar un integrador adicional tendría repercusiones en el tiempo de establecimiento del sistema, además del hecho de que el sistema ya cuenta con un integrador en la planta. Utilizando el método del lugar de las raíces, se delimitaron las áreas en la que deberían estar ubicados los polos del sistema y se procedió a buscar tanto posición del cero del controlador como la ganancia de lazo abierto, obteniendo como mejor resultado el sistema mostrado a continuación.

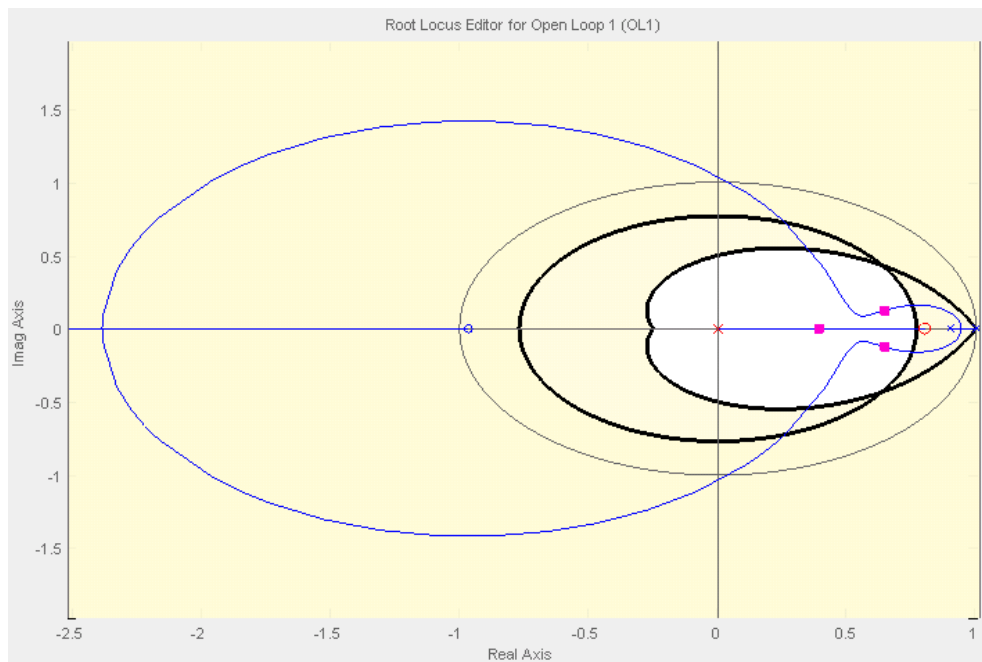


Imagen 5.1 Lugar geométrico de las raíces del sistema compensado

Extrayendo el modelo matemático del controlador, se obtiene lo siguiente:

$$C(z) = \frac{1.25(z-0.8)}{z} \quad (41)$$

El controlador consta de un polo en cero y un cero en 0.8, este permite controlar el sistema entre los parámetros de diseño requeridos a cambios de la ganancia del sistema del 14% y permanece estable a cambios de ganancia de hasta 368%. Debe tenerse en cuenta que debido a la existencia de 2 polos dominantes en el sistema.

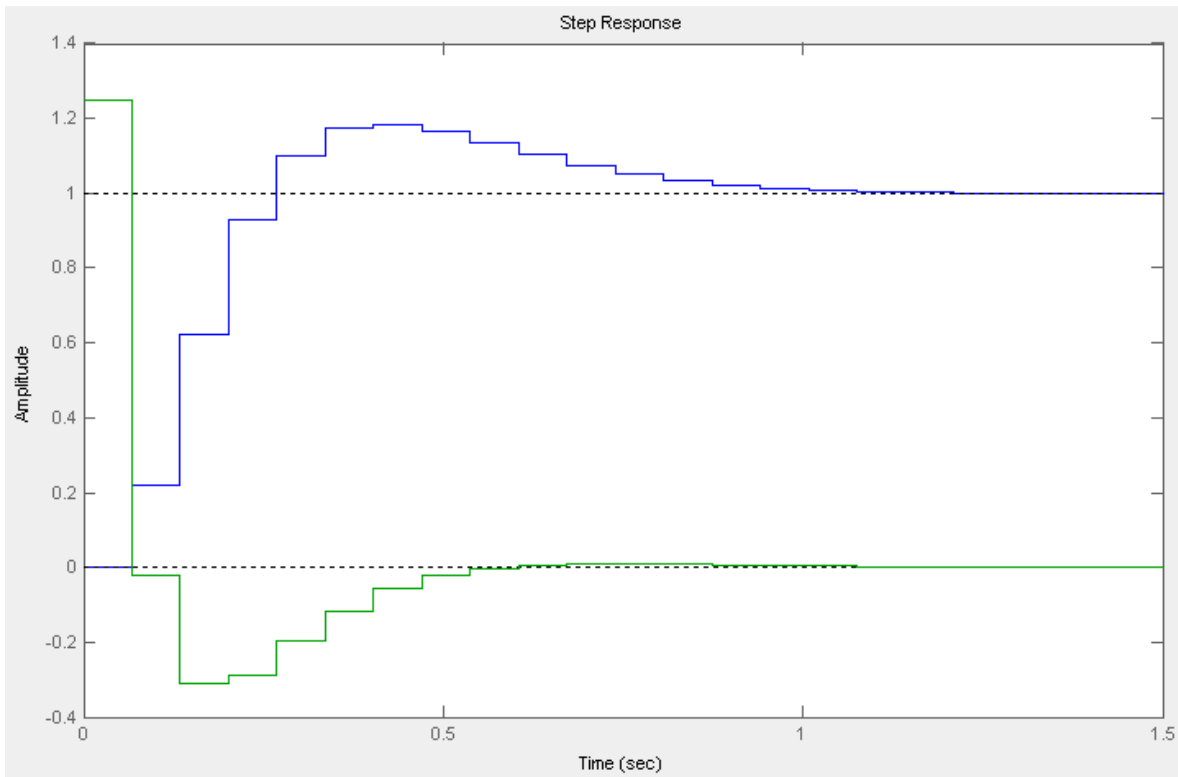


Imagen 5.2 Respuesta transitoria en el tiempo de la salida del sistema compensado

Una vez identificado el controlador se diseño un modelo en simulink que permitiera observar el desempeño del sistema no solo ante cambios en la guiñada, sino ante cambios en la velocidad del rotor y el ángulo de ataque de las palas principales, a continuación se muestran el esquema del sistema, incluido el controlador, y posteriormente los componentes del bloque Guiñada1, que representan el modelo matemático de la guiñada.

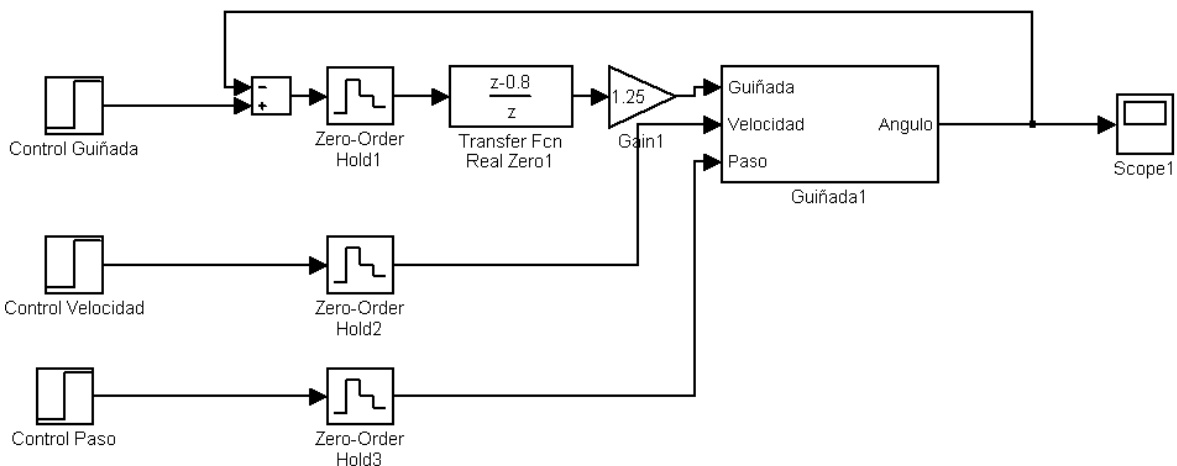


Imagen 5.3 Diagrama de bloques sistema simulador de guiñada

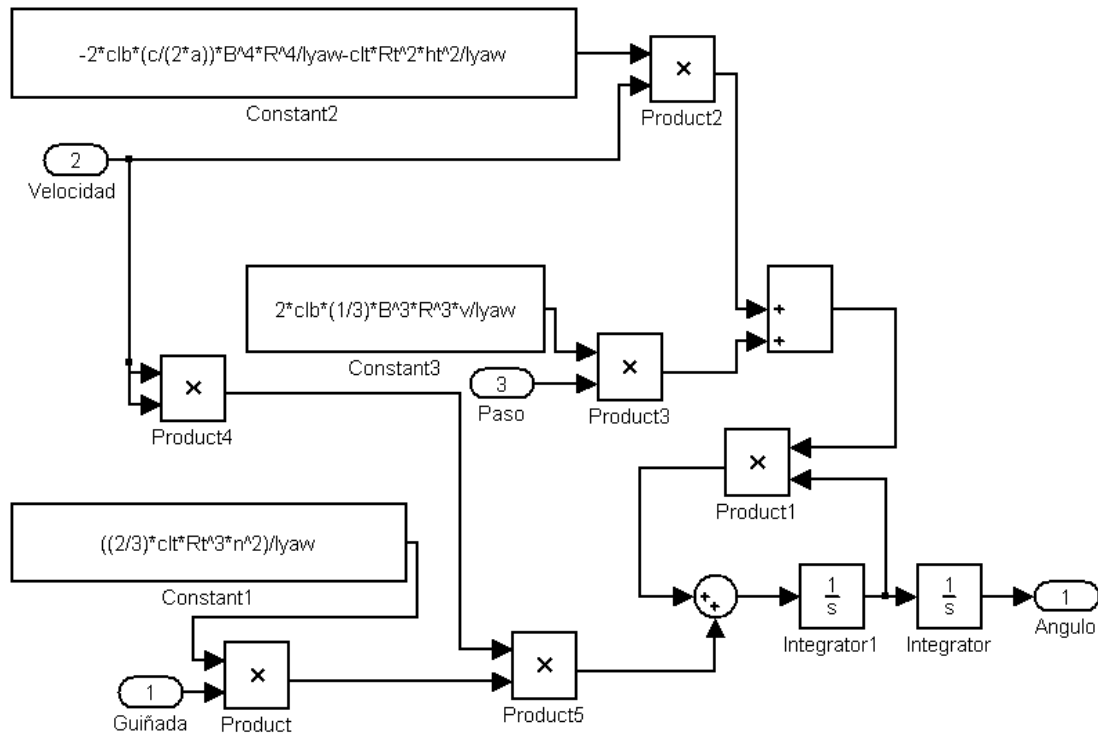


Imagen 5.4 Diagrama de bloques modelo de la guiñada

Los resultados obtenidos muestran que una vez el sistema se estabiliza, la variación de la velocidad angular y el ángulo de paso del rotor no afectan el ángulo de guiñada, esto debido a que el peso de estas variables en el sistema dependen de la velocidad angular de la guiñada o de la señal de error, y estas en estado estable tienden a cero.

2. Diagrama de bloques del circuito

Se instalaron 2 giroscopos, uno que mide la velocidad angular de la guiñada y el cabeceo, y otro que mide el alabeo, estos generan 2 señales analógicas con sensibilidad de 2.5 y 10 mV/°/S y rangos de 400° y 100° por cada eje de giro, las señales de 10 mV/°/S se amplifican para aumentar la sensibilidad a 40 mV/°/S, con un rango de 25°, y estas señales se dirigen a los conversores analógico-digitales del microcontrolador.

A su vez, el acelerómetro se conecta al módulo de comunicación I2C del microcontrolador, que por medio de protocolos de comunicación adecuados se establecerá la lectura de la aceleración, la cual estará digitalizada con una sensibilidad de 64LSb/g con un rango de ±2g.

Para la recepción de las señales del receptor se utilizará un buffer que reduzca los niveles de tensión de 5V a 3.3V, y para generar las señales de salida se utilizará otro buffer que aumente el nivel de salida de 3.3 a 5V.

Para verificar el adecuado funcionamiento del dispositivo, se instalan 5 LEDs que permitirán verificar el adecuado funcionamiento de los sensores y del sistema de control, en caso de que estos no operen de manera adecuada el sistema no permitirá el vuelo del helicóptero.

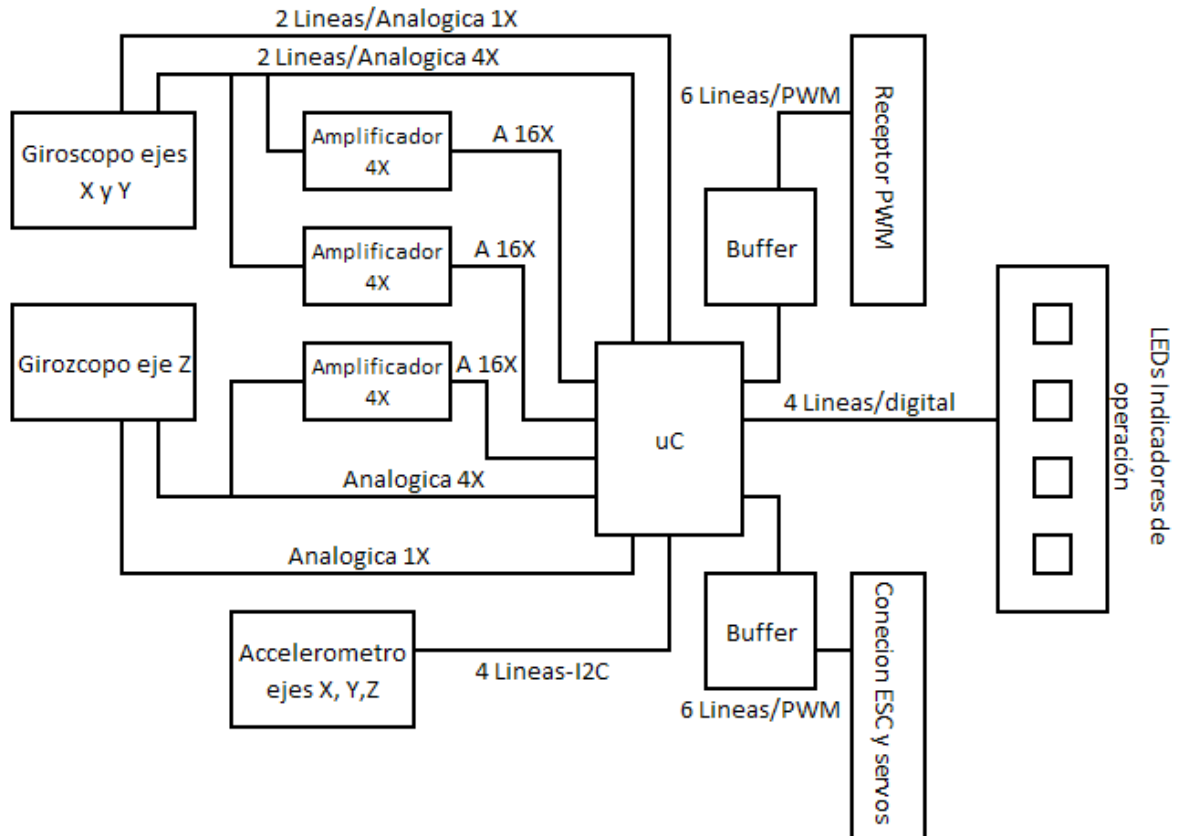


Imagen 5.5 Diagrama de bloques del circuito controlador

3. Descripción bloques del sistema

El corazón de este circuito es el microcontrolador MCF51QE128, el gestionara los recursos a utilizar, adquirir datos, procesarlos y entregar una respuesta. Los datos a adquirir son los pulsos PWM provenientes del receptor, los datos analógicos de los giroscopios y la señal digital del acelerómetro. Los datos a entregar serán los pulsos PWM que recibirán los servos y el control de velocidad del helicóptero.

a. PWM

Entre los recursos del microcontrolador se encuentra el generador PWM el cual tiene 12 pines. Los requeridos para este circuito son 12, 6 del receptor y 6 para los servos. Para la recepción PWM se utilizan los puertos PTC0 a PTC3, PTB4 y PTB5 y se generan desde PTA0, 1, 6, 7, PTC4 y 5.

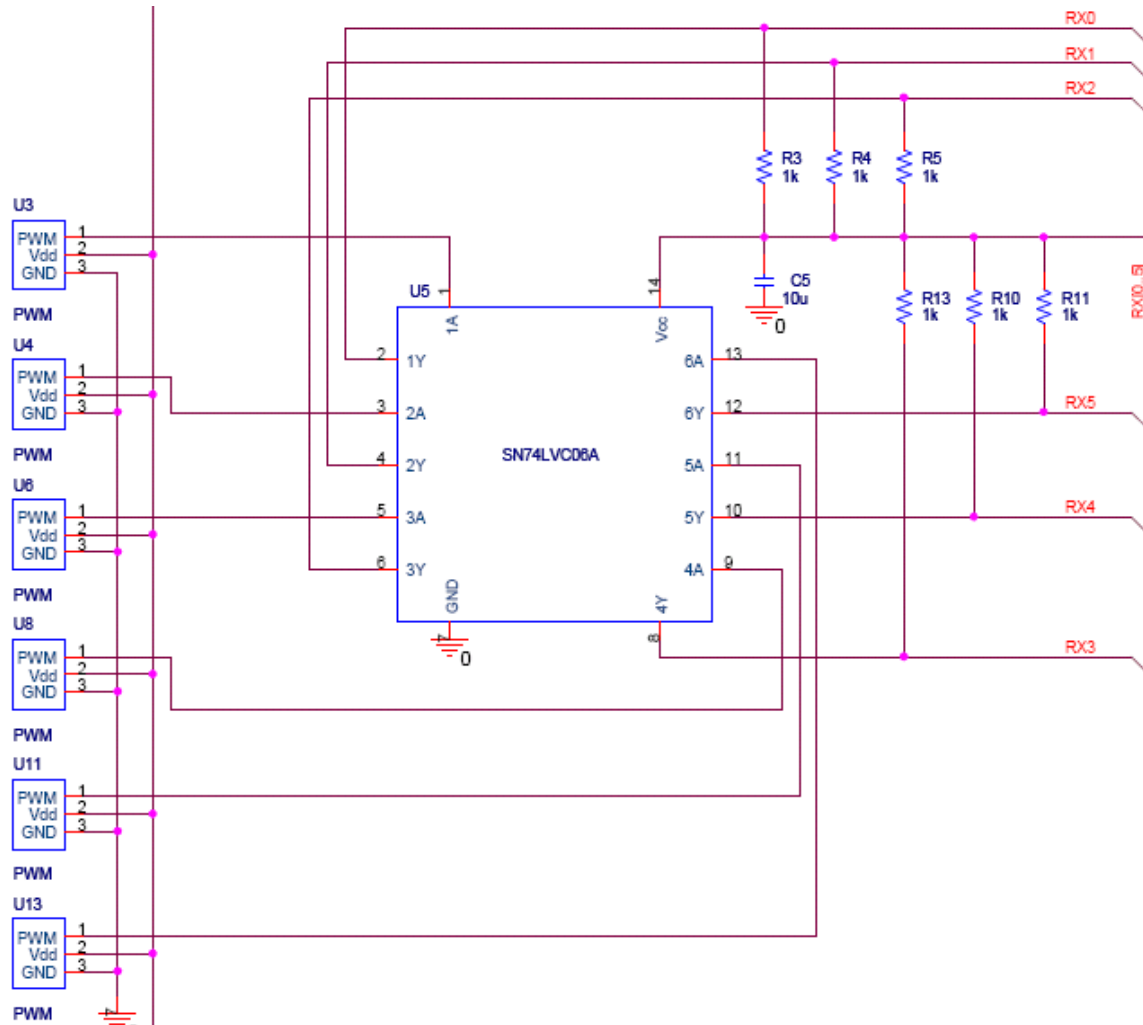


Imagen 5.6 Esquemático sección recepción de las señales del receptor.

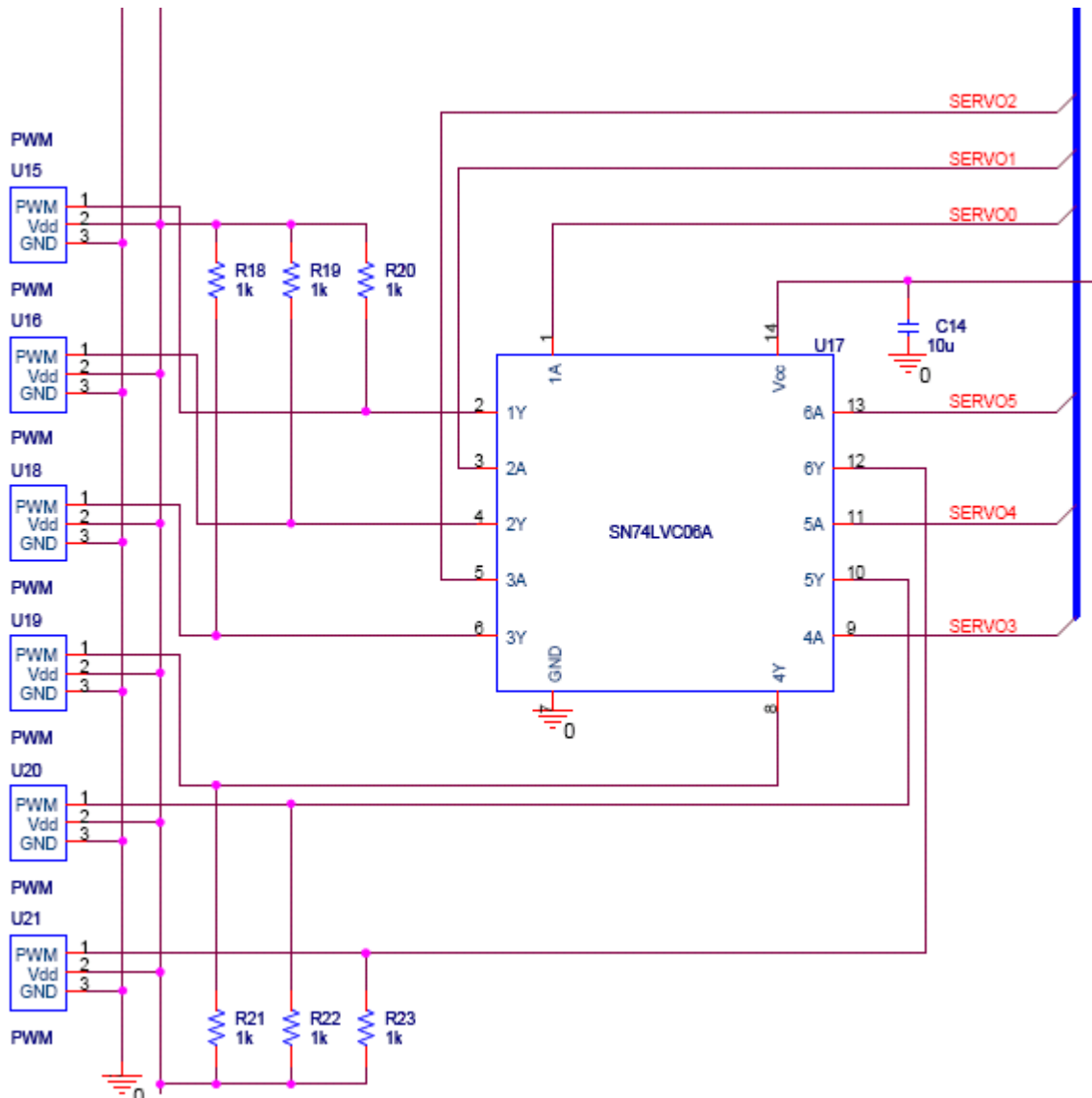


Imagen 5.7 Esquemático sección generación de las señales de salida a los servos .

Como las señales PWM provienen del receptor, el cual se encuentra alimentado con una tensión diferente a la del microcontrolador, se debe adecuar la señal para no dañar el dispositivo. Para ello se utiliza un buffer inversor de *open drain* que baja el nivel a 3.3V para el micro. Así mismo el buffer de salida permite elevar la tensión de 3.3V a un nivel de tensión con el que puedan operar adecuadamente los servos.

b. IIC

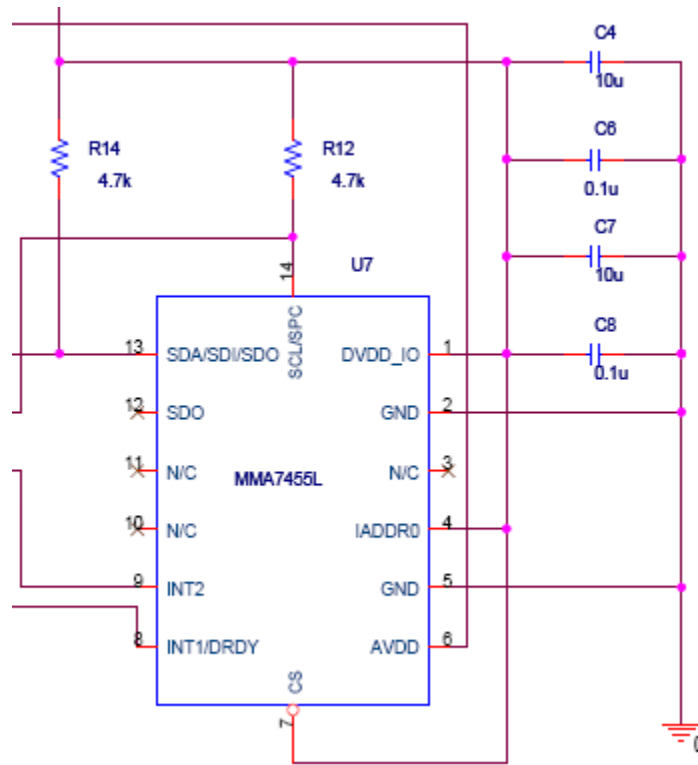


Imagen 5.8 Esquemático sección sensor aceleración

El acelerómetro requiere comunicación tipo I2C, el microcontrolador cuenta con 2 de estos módulos. Los puertos PTA2 y PTA3 son el SDA (I2C Serial Data) y el SCL (I2C Serial Clock) respectivamente para este tipo de comunicación. El sensor también tiene 2 pines para interrupción los cuales fueron conectados al PTF0 y al PTD4 por su proximidad al dispositivo. Adicionalmente se agregó un módulo ZigBee con el cual se podrán programar nuevas constantes de control cuando el helicóptero se encuentre en pleno vuelo.

c. ADC

Como los giroscopios son analógicos, la salida de los mismos deben estar conectados al microcontrolador por medio de su módulo ADC. Para ello primero se establecieron los datos a adquirir: 1xout, 4xout y 16xout, esto multiplicado por las 4 salidas nos da un total de 12 señales analógicas. El sensor nos ofrece la salida 1x y 4x, para la salida 16x se configuró un OPAM como amplificador no inversor con ganancia de 4 teniendo como entrada la salida 4x del sensor.

Para el eje x (*pitch*) y sus salidas 16x, 4x y 1x están conectados a los puertos PTF5, PTF6 y PTF7 correspondientemente. Así mismo para el eje y (*roll*) a los puertos PTB2, PTB3 y PTF4 y para el eje z (*yaw*) PTF3, PTB0 y PTB1.

Los sensores también poseen entradas para activar el modo de prueba y saber si el dispositivo funciona correctamente. Se conectaron a puertos libres cercanos al sensor en PTE6, PTH0 y PTH1 para el giróscopo *pitch – roll* y a los puertos PTD5, PTD6 y PTD7 para el giróscopo *pitch – yaw*.

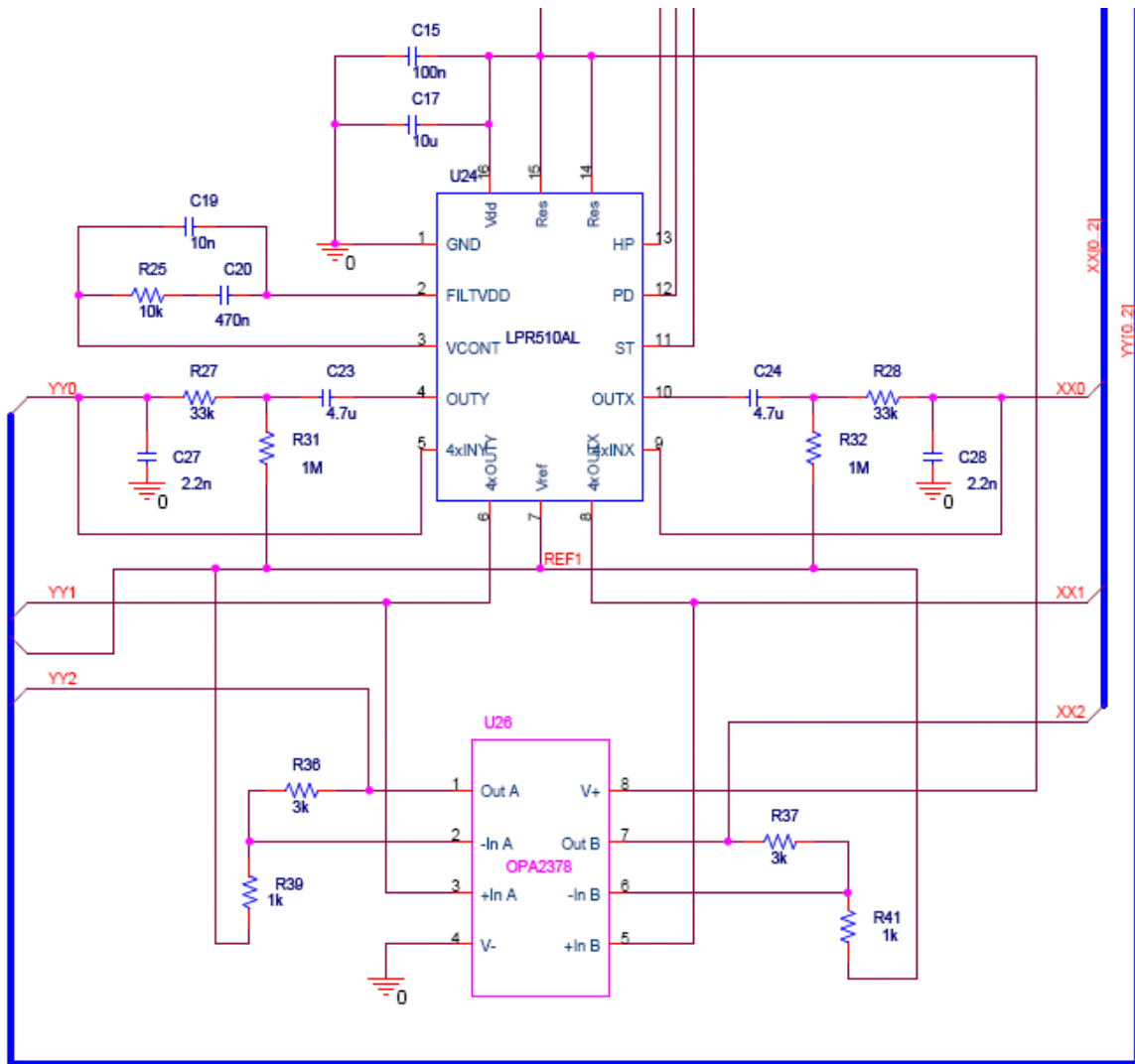


Imagen 5.9 Esquemático sección sensado giróscopos. Ejes X y Y

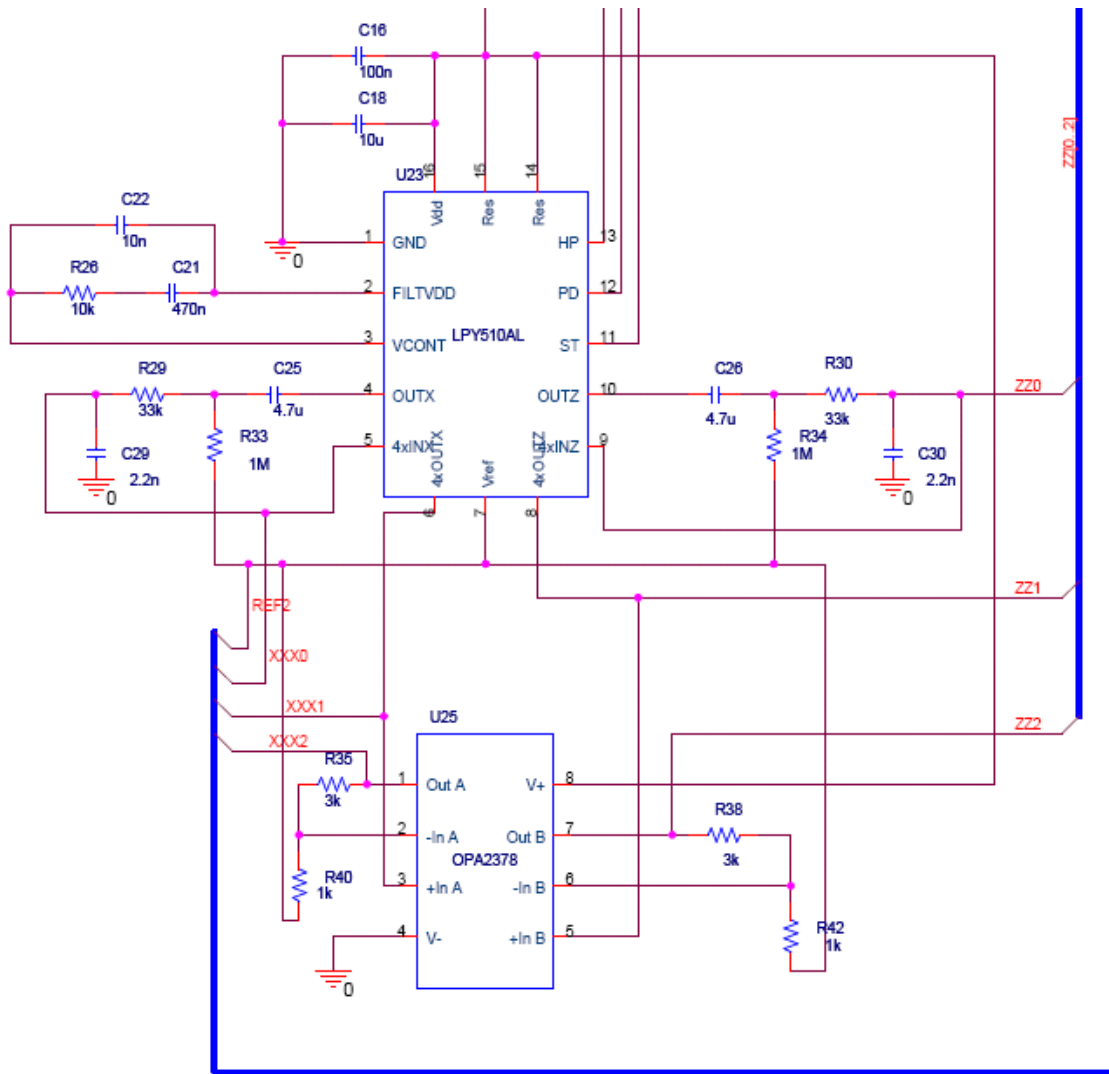


Imagen 5.10 Esquemático sección sensado giróscopo. Eje X y Z.

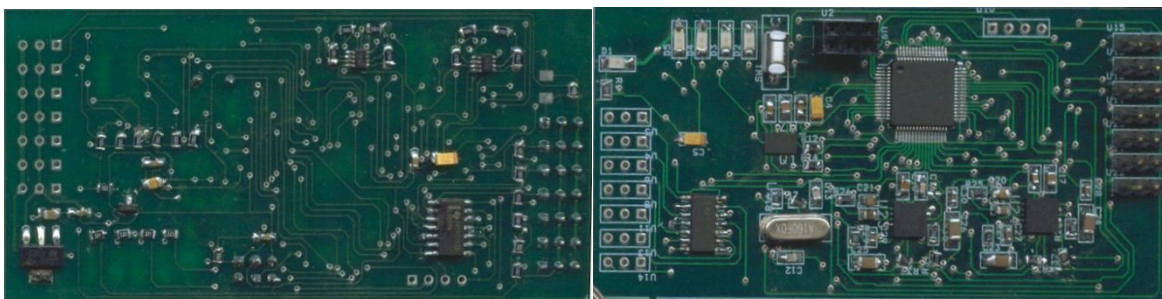


Imagen 5.11 Capturas circuito controlador

4. Diagrama de Bloques del Esquema de control

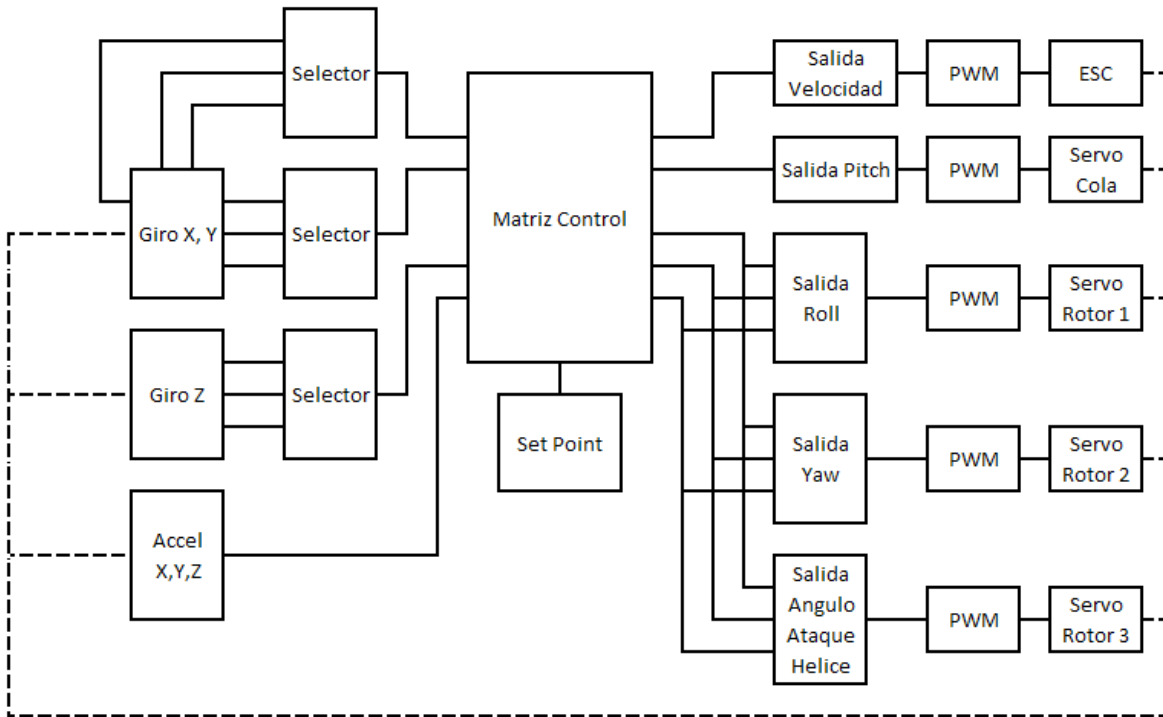


Imagen 5.12 Diagrama de bloques esquema de control

La señal recibida de los giróscopos es seleccionada con el fin de obtener la mejor sensibilidad posible, evitando que la señal se sature, de esta se obtienen las velocidades angulares por eje, las cuales son llevadas a la matriz de control junto con la información recibida del acelerómetro. La matriz de control se encargará de adecuar la señal proveniente de los sensores y comparar los estados del helicóptero con los que se esperan en el punto de operación y de allí se generaran 5 señales de salida que controlaran la dinámica del helicóptero.

A estas salidas se les realiza un tratamiento previo para ser enviadas a los módulos PWM que se comunicaran finalmente con los servos. La señal de velocidad del rotor y control del pitch son adecuadas de manera individual y enviadas al ESC y al servo de cola del helicóptero. Las señales del roll, yaw y el ángulo de ataque de la hélice deben mezclarse entre sí, ya que los servos que controlan estos 3 movimientos deben girar de forma simultánea para generar los desplazamientos adecuados de los palcos del rotor.

Los nuevos movimientos generados inducirán nuevas lecturas en los sensores, y de esta manera se cierra el lazo de control.

5. Sensado

Debido a que es necesario integrar por medio del microcontrolador la salida proveniente de los sensores es conveniente tomar la mayor cantidad de datos posibles para evitar la pérdida de información, que conllevaría a errores en el cálculo de la posición angular y la posición cartesiana. Para ello se procurará integrar los valores a la máxima frecuencia a la que trabajan los sensores, en el caso del acelerómetro esta es de 125Hz, mientras que para los giróscopos es de 140Hz.

El sensor de aceleración es digital y cuenta con una sensibilidad de 8 bits con un rango de $\pm 2g$, esto permite comunicarlo por medio del modulo IIC del microcontrolador para transmitir las tres señales que representan la aceleración en cada eje.

Los sensores de velocidad angular son analógicos, con un rango máximo de $400^\circ/s$ y una sensibilidad de $2.5mV/s$. Adicionalmente cuentan con un amplificador con una ganancia fija de 4 que mejora la sensibilidad del amplificador a $10mV/s$ costa del rango máximo y el circuito cuenta con amplificadores adicionales que mejoraran la sensibilidad hasta $40mV/s$, esto se hace con el fin de generar una escala seleccionable, que permita escoger que señal es la mas adecuada para trabajar dependiendo de la operación del helicóptero.

Adicionalmente, los sensores cuentan con fuentes de ruido provenientes tanto de los mismos sensores como del circuito, por ello se implementara un filtro Kalman para cada una de las salidas provenientes de los giróscopos. Este filtro permitirá estimar de manera más acertada la señal de offset como la señal de velocidad angular, sin necesidad de realizarse un sobremuestreo de la señal.

a. Filtro de Kalman

Para obtener la posición angular se debe integrar la señal de velocidad angular proveniente del giróscopo, esto acarrea cuidados especiales, ya que una mala selección del nivel de 'offset' que hay que restar de la señal sensada saturara el proceso de integración, además de la presencia constante de ruido.

Para ello se implementara un Filtro de Kalman con el fin de mejorar la calidad de la señal sensada, con ello se reproduce el modelo matemático del helicóptero y mediante las señales de control se intentara predecir las lecturas que generaría el sensor, son este dato se toma la lectura del sensor y mediante una adecuada ponderación se decide que tanto de la señal sensada es ruido.

Debido a que solo se cuenta con un sensor de velocidad angular se hará uso del modelo matemático del helicóptero, en lazo cerrado, para su implementación, para ello tomamos el modelo y aplicamos en el una derivada para obtener la relación velocidad angular contra la premisa de control, luego convertimos este sistema a uno de espacio de estados obteniendo la siguiente serie de matrices:

$$A = \begin{pmatrix} 0.407 & 0.01788 & -0.6189 & 0.09329 \\ 0.4798 & 0.6088 & -0.02922 & -0.0651 \\ -0.7979 & 0.5621 & 0.7976 & -0.5418 \\ -0.07609 & 0.532 & 1.036 & -0.1315 \end{pmatrix}$$

$$B = \begin{pmatrix} 0.7785 \\ -0.5248 \\ -0.5959 \\ 0.5463 \end{pmatrix}$$

$$C = (-0.09568 \quad -0.06747 \quad -0.2642 \quad 0.1834)$$

$$D = (0)$$

Con estas matrices, se procede a diseñar un filtro de Kalman que tomo como premisa de control la entrada del transmisor, que calcule la velocidad angular del sistema y que con ayuda de la medida del giróscopo obtenga una medida acertada de la velocidad angular, la cual finalmente se integrara para obtener la posición angular.

Los resultados del código generado para Matlab, que se muestra en el anexo B, se muestran a continuación, en esta imagen la línea roja representa la posición real, la verde la posición estimada y la azul la posición medida por el sensor. Se observa que a pesar de que existe una fuerte señal de ruido, el sistema infiere la posición real con un alto grado de precisión.

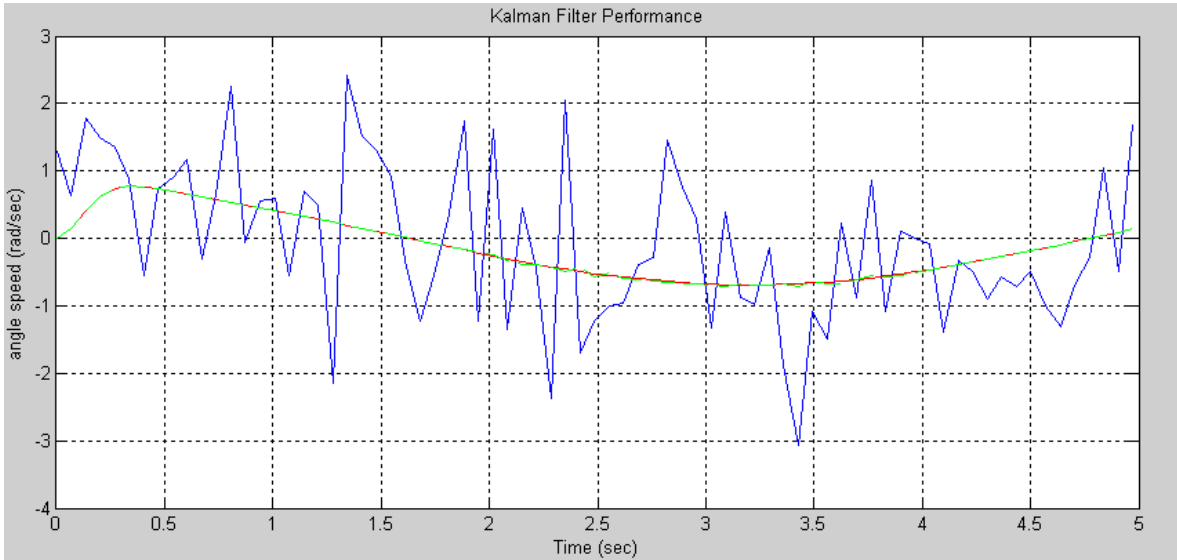


Imagen 5.13 Resultados Simulación del filtro de Kalman ante una entrada sinusoidal.

Se puede observar que aun existiendo una señal de ruido fuerte proveniente del sensor, el filtro estima de manera muy acertada la velocidad angular real del sistema. Se debe notar también que el filtro esta diseñado para que la primera estimación sea correcta. Una versión ampliada de la imagen 21 se muestra a continuación.

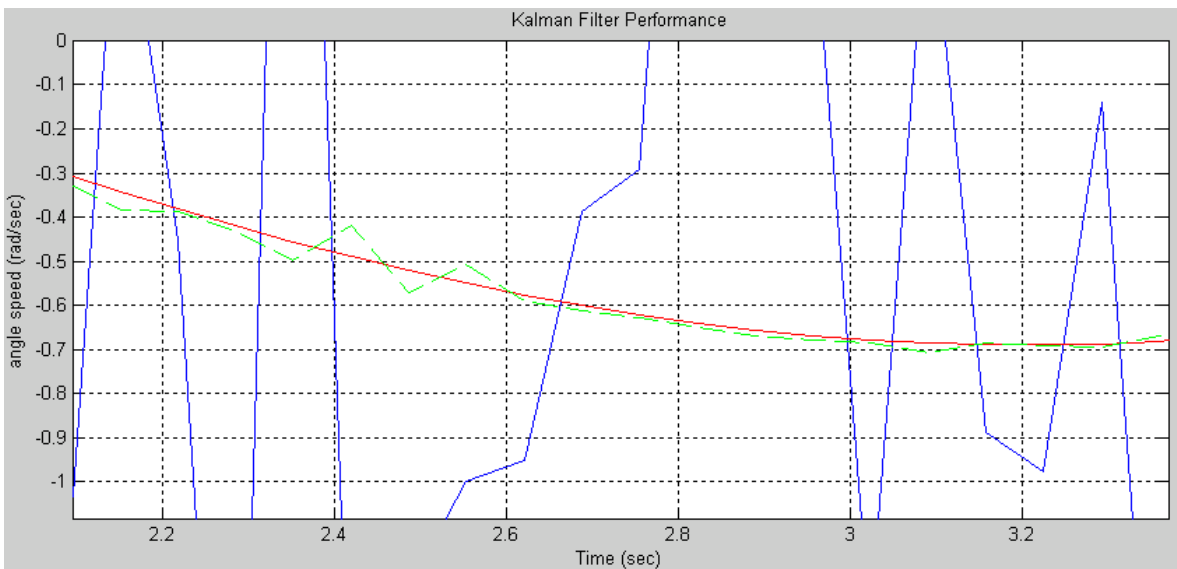


Imagen 5.14 Versión ampliada de la imagen 5.13

6. Momentos de inercia del helicóptero

Para el cálculo del momento de inercia del helicóptero se hará uso de un modelo diseñado en AutoCAD del helicóptero. Para ello se tomara como densidad de los materiales un valor constante y se hará uso de la función massprop, los valores de los momentos de inercia son los siguientes:

Eje X (Alabeo): 1.922 g/m^2

Eje Y (Cabeceo): 9.335 g/m^2

Eje Z (Guiñada): 09.59 g/m^2

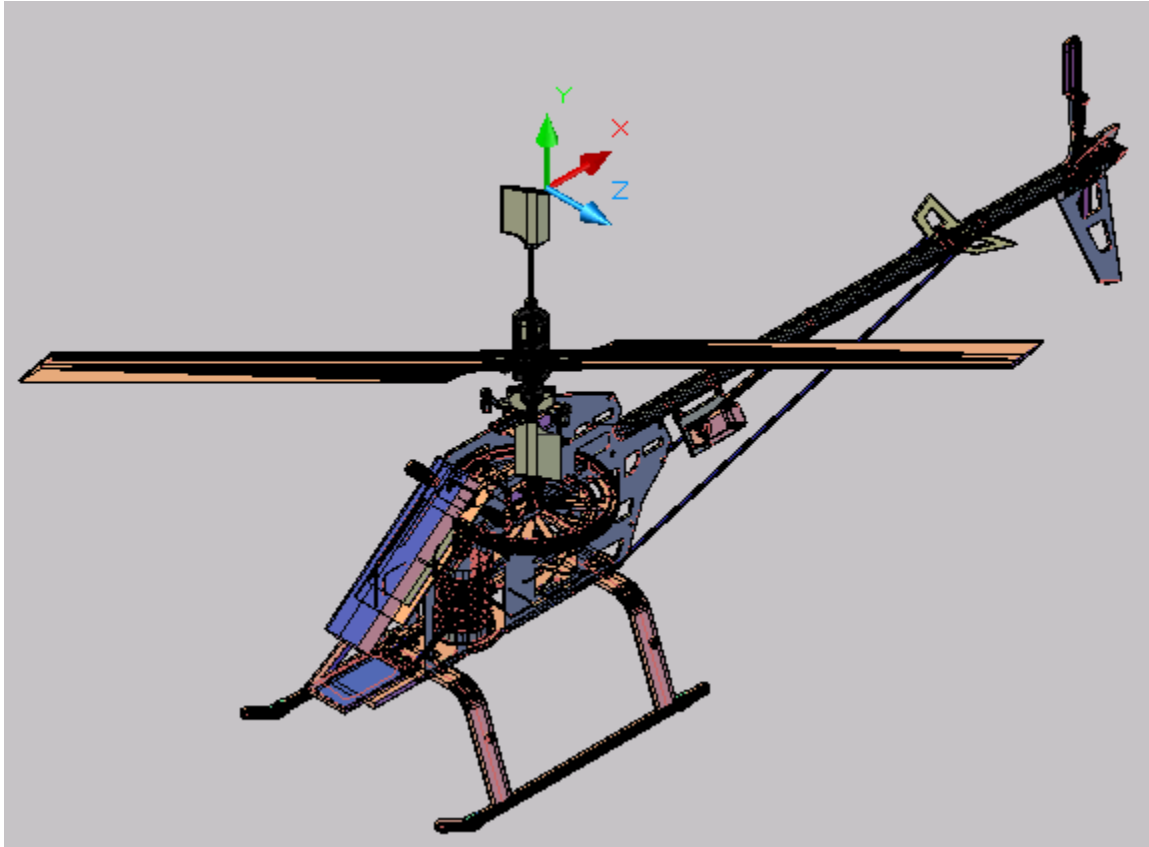


Imagen 5.15 Modelo en CAD del helicóptero

RESULTADOS Y CONCLUSIONES

1. Observaciones y conclusiones

La adecuada selección del tiempo de muestreo permitirá mejorar la eficiencia del sistema en cuanto al consumo de recursos en el microprocesador: un tiempo de muestreo muy alto tiende a facilitar el diseño del controlador, pero mantendría al sistema calculando premisas de control innecesarias sin mejoras significantes en el sistema de control, mientras un tiempo de muestreo muy bajo dificultaría, e incluso impediría, la estabilización del sistema en un tiempo mínimo.

El circuito está diseñado para manejar velocidades angulares máximas de $400^\circ/\text{s}$, y mínimas de $.1^\circ/\text{s}$, a su vez cuenta con acelerómetro con capacidad digital con una sensibilidad de 64LSB/g. La tarjeta se diseñó con el fin de ser aplicada en vehículos que usen como premisas de control 6 señales PWM y puede ser alimentada en un rango de 3.3 a 6V.

Debe tenerse en cuenta que el esquema de control diseñado solo asegura su funcionalidad en vuelo en estado estable, aunque es posible pilotear el helicóptero variando otras premisas de control, es muy probable que el sistema no responda de manera satisfactoria, y tanto el tiempo de establecimiento como el sobreimpulso del sistema empeoren.

El uso del filtro Kalman no es del todo necesario, pero evita que los sensores sean sobremuestreados con el fin de amortiguar el ruido, además de dar un estimado ideal de la señal sensada, lo que evita muchos problemas que se presentan al momento de integrar la señal.

Se estableció el tiempo de muestreo del sistema en múltiplos del periodo de las señales PWM de control, con el fin de que los resultados generados por el método del lugar de las raíces sean los más acertados posibles.

Se realizó especial énfasis en reducir las dimensiones de la tarjeta controladora, con el fin de acoplarla de manera más sencilla a cualquier clase de vehículo y que interfiera lo menos posible con la dinámica de la planta. Los sensores instalados en la tarjeta se escogieron con el fin de poder manejar adecuadamente el helicóptero en cualquier modo de vuelo, pero los giróscopos pueden ser reemplazados por cualquier sensor de la familia LXX5##AL de ST Microelectronics, lo que permitirá que la tarjeta se use en vehículos con características dinámicas diferentes.

2. Recomendaciones

La configuración mecánica del helicóptero es vital para el adecuado funcionamiento del sistema. Se aconseja que los futuros usuarios del helicóptero se familiaricen con las técnicas de sintonización del sistema, no solo las indicadas en el manual de ensamblaje del helicóptero, y sean capaces de aplicarlas. Esto permitirá facilitar el vuelo eliminando movimientos involuntarios de la máquina, alargar la vida útil del helicóptero y de sus componentes y eliminar en la mayor cantidad posible las vibraciones.

La configuración del control remoto debe realizarse de manera adecuada al modelo de helicóptero, tipos de accesorios y las técnicas de vuelo que se deseen aplicar. Se recomienda también

aprender a manejar por medio de un simulador de vuelo, lo cual permitirá afianzar el uso del control y memorizar los canales que manejan las diferentes consignas de control.

El conocimiento de los estados del vehículo es necesario para su control, debido a que se usan sensores en los que se deben calcular integrales para determinar otros estados, resulta conveniente la implementación de filtros paso-banda y de Kalman, como también escoger un tiempo adecuado de muestreo. Con ello se reducirá la incidencia del ruido en la señal integrada.

Es conveniente tomar precauciones al momento de manipular el helicóptero: revisar los componentes del helicóptero en busca de defectos, evitar el uso de accesorios en mal estado, no volar el helicóptero en sitios con fuertes flujos de aire o concurridos, encender el vehículo a una distancia prudencial y el uso de gafas de seguridad.

Si se desea usar la tarjeta en otro sistema, se debe asegurar que la dinámica de este nuevo sistema este entre los rangos de operación del circuito, de no ser así las señales de los sensores se podrían saturar y generar errores en cuanto a posición angular y axial, o generar problemas deslizamiento por la incapacidad del sistema de sensar pequeños movimientos.

El circuito cuenta con un enlace para comunicación I2C, que puede ser enlazado a un sistema de comunicación inalámbrica, esto permitirá la captura de las medidas de los sensores y el diseño de un sistema de control más robusto en programas como LabView o MatLab

Se recomienda revisar el Anexo 1, el cual cuenta con un manual para el uso del helicóptero y demás equipamiento con el que se trabajo este proyecto, como también enlaces a sitios especializados en el manejo de estos equipos. [\[10\]](#) cuenta con una completa información sobre los helicóptero de radiocontrol.

Es de gran utilidad contar con un buen programador con el fin de aprovechar todas las características del microcontrolador, el uso de interrupciones y paralelismo permitirá una mayor eficiencia, lo que a futuro podría reducir las necesidades de potencia del microcontrolador, con ello generar un sistema mas robusto y económico.

El filtro de Kalman diseñado fue un filtro sencillo para sistemas lineales, las cuales solo se aseguran en vuelo estacionario. De quererse implementar un esquema que mejore la calidad de la señal sensada para un control completo de vuelo se hace necesario mejorar el filtro de Kalman para sistemas no lineales o el uso de otro sistema de estimación.

El modelo en CAD del helicóptero cuenta con una densidad uniforme, mejorar el sistema agregando un mayor detalle y densidades específicas por piezas permitirán un cálculo mejor de las características físicas del sistema, como también el diseño de nuevas piezas.

REFERENCIAS

- [1]. I. Aguirre-Gil, A. Barrientos, J. Del Cerro. Attitude control of a minihelicopter in hover using different types of control. Revista Técnica de Ingeniería Universidad de Zulia. 2006, vol.29, no.3, p.209-220.
- [2]. N. M. Barbour. Inertial navigation sensors. NATO Research and Technology Organisation. 2009. Disponible en <http://www.rta.nato.int>
- [3]. J. Bernstein. An overview of MEMs Inertial Sensing Technology. Febrero del 2003. Corning-IntelliSense Corp. Disponible en <http://www.sensorsmag.com>
- [4]. D. F. D'Croz, S. I. Villamizar. Diseño y construcción de un sistema de control de posición de la cola de un helicóptero de aerodelismo. Trabajo de grado. 2009. Universidad Industrial de Santander.
- [5]. A. L. Jauregui, C. A. Vianchada. Diseño de un sistema de control de cabeceo y alabeo de un vehículo aéreo no tripulado (UAV). Trabajo de grado. 2010. Universidad Industrial de Santander.
- [6]. T. Morita. The Electric Helicopter Beginner's guide v18. 2009. Disponible en <http://www.swashplate.co.uk/html/ehbg.html>
- [7]. K. Ogata. Discrete-Time Control Systems. Prentice Hall. Segunda Edición. 1996
- [8]. J. L. Rodriguez. Modelos de Espacios de Estado, Universidad Nacional Experimental del Táchira, Octubre del 2003, disponible en <http://www.unet.edu.ve/~jlrodri/modss01.pdf>
- [9]. E. Skarman. A helicopter model. Linköping Electronic Articles in Computer and Information Science. Volumen 4 numero 14. Linköpings Universite. 1999.
- [10]. A. A. Wahab, R. Mamat, S. S. Shamsudin. Control System Design for An Autonomous Helicopter Model in Hovering Using Pole Placement Method. Universiti Teknologi Malaysia.
- [11]. G. Welch, G. Bishop. The Kalman Filter. University of North Carolina. Disponible en <http://www.cs.unc.edu/~welch/kalman/>
- [12]. MCF51QE128 Reference Manual. Disponible en www.freescale.com
- [13]. MMA75LT $\pm 2g/\pm 4g/\pm 8g$ Three Axis Low-g Digital Output Accelerometer Datasheet. Disponible en www.freescale.com
- [14]. LPR510AL Dual axis pitch and roll $\pm 100^\circ/s$ analog gyroscope Datasheet. Disponible en www.st.com

- [15]. LPY510AL Dual axis pitch and yaw $\pm 100^\circ/s$ analog gyroscope Datasheet. Disponible en www.st.com
- [16]. Autores Anonimos. Tips and Tricks. Disponible en Helihobby.com
- [17]. Autores Varios. Beginners Guide to Configuring the T6 Program & Basic Helicopter Setup. Disponible en <http://www.sgr.info/usbradio/t6ConfigurationManual.pdf>
- [18]. Manual de ensamblaje de helicóptero de la familia 450. Disponible en <http://www.trextuning.com/Trex%20450SE%20Manual.pdf>

REFERENCIAS GRAFICAS

- Imagen 2.1 Fuente: <http://www.Hobbiking.com>
- Imagen 2.2 Fuente: <http://www.aerodelismo2000.com/curso2.htm>
- Imagen 2.3 Fuente: <http://www.iroquois.free-online.co.uk/ccpm.htm>
- Imagen 2.4 Fuente: <http://www.iroquois.free-online.co.uk/ccpm.htm>
- Imagen 2.5 Fuente: Autores. Modelo adaptado de [1]
- Imagen 3.1 Fuente: <http://www.Hobbiking.com>
- Imagen 3.2 Fuente: Autores
- Imagen 4.1 Fuente: ST Electronics
- Imagen 4.2 Fuente: Freescale
- Imagen 5.1 Fuente: Autores
- Imagen 5.2 Fuente: Autores
- Imagen 5.3 Fuente: Autores
- Imagen 5.4 Fuente: Autores
- Imagen 5.5 Fuente: Autores
- Imagen 5.6 Fuente: Autores
- Imagen 5.7 Fuente: Autores
- Imagen 5.8 Fuente: Autores
- Imagen 5.9 Fuente: Autores
- Imagen 5.10 Fuente: Autores
- Imagen 5.11 Fuente: Autores
- Imagen 5.12 Fuente: Autores
- Imagen 5.13 Fuente: Autores
- Imagen 5.14 Fuente: Autores
- Imagen 5.15 Fuente: Autores

ANEXOS

Anexo 1. Configuración del transmisor HK-T6A y el helicóptero HK-450

Documento anexoado en formato digital y en copia dura.

Anexo 2. Esquemático Circuito Controlador

Documento anexoado en formato digital.

Anexo 3. Código en Matlab del emulador de Kalman

Documento anexoado en formato digital.

Anexo 4. Negativos de la tarjeta.

Documento anexoado en formato digital.

Anexo 5. Código del programa implementado en el microcontrolador

Documento anexoado en formato digital.

Anexo 6. Modelo CAD del helicoptero

Documento anexoado en formato digital.

Anexo 7. Uso de los puertos del microcontrolador

Numero de puerto	Nombre puerto	Conectado A	Función
1	PTD1	No Conectado	Ninguna
2	PTD0	No Conectado	Ninguna
3	PTH7	SDA_Ext Acelerómetro	Comunicación Acelerómetro
4	PTH6	SCL_Ext Acelerómetro	Comunicación Acelerómetro
5	PTE7	No Conectado	Ninguna
6	VDD	3,3V	Alimentación
7	VDDAD	3,3 Ref	Alimentación ADC
8	VREFH	3,3 Ref	Alimentación Alto ADC
9	VREFL	GND	Referencia
10	VSSAD	GND	Referencia
11	VSS	GND	Referencia
12	PTB7	Cristal	Reloj Externo
13	PTB6	Cristal	Reloj Externo
14	PTH1	HP Giróscopo 1	Filtro Paso-Alto giróscopo
15	PTH0	PD Giróscopo 1	Encendido giróscopo
16	PTE6	ST Giróscopo 1	Ensayo giróscopo
17	PTE5	No Conectado	Ninguna
18	PTB5	Buffer Receptor 1	Comunicación Receptor
19	PTB4	Buffer Receptor 2	Comunicación Receptor
20	PTC3	Buffer Receptor 3	Comunicación Receptor
21	PTC2	Buffer Receptor 4	Comunicación Receptor
22	PTD7	HP Giróscopo 2	Filtro Paso-Alto giróscopo
23	PTD6	PD Giróscopo 2	Encendido giróscopo
24	PTD5	ST Giróscopo 2	Ensayo giróscopo
25	PTC1	Buffer Receptor 5	Comunicación Receptor
26	PTC0	Buffer Receptor 6	Comunicación Receptor
27	PTF7	Pitch 1X	Señal velocidad angular eje X
28	PTF6	Pitch 4X	Señal velocidad angular eje X
29	PTF5	Pitch 16X	Señal velocidad angular eje X
30	PTF4	Yaw 1X	Señal velocidad angular eje Z
31	PTB3	Yaw 4X	Señal velocidad angular eje Z
32	PTB2	Yaw 16X	Señal velocidad angular eje z
33	PTB1	Referencia giróscopo 1	Valor Offset giróscopo
34	PTB0	Roll 1X	Señal velocidad angular eje Y
35	PTF3	Roll 4X	Señal velocidad angular eje Y

Numero de puerto	Nombre puerto	Conectado A	Función
36	PTF2	Roll 16X	Señal velocidad angular eje Y
37	PTA7	Buffer Salida 6	Salida PWM para control
38	PTA6	Buffer Salida 5	Salida PWM para control
39	PTE4	No Conectado	Ninguna
40	VDD	3,3V	Alimentación
41	VSS	GND	Referencia
42	PTF1	Referencia giróscopo 1	Valor Offset giróscopo
43	PTF0	Pitch 1X Giróscopo 2	Señal velocidad angular eje X
44	PTD4	INT1 Acelerómetro	Interrupciones Acelerómetro
45	PTD3	Puerto Programación	Enlace tarjeta programadora
46	PTD2	INT2 Acelerómetro	Interrupciones Acelerómetro
47	PTA3	SLA_ACC	Comunicación Serial Externa
48	PTA2	SDA_ACC	Comunicación Serial Externa
49	PTA1	Buffer Salida 4	Salida PWM para control
50	PTA0	Buffer Salida 3	Salida PWM para control
51	PTC7	LED 1	Indicador estado del circuito
52	PTC6	LED 2	Indicador estado del circuito
53	PTE3	LED 3	Indicador estado del circuito
54	PTE2	LED 4	Indicador estado del circuito
55	PTG3	Pitch 4X Giróscopo 2	Señal velocidad angular eje X
56	PTG2	Pitch 16X Giróscopo 2	Señal velocidad angular eje X
57	PTG1	No Conectado	Ninguna
58	PTG0	No Conectado	Ninguna
59	PTE1	No Conectado	Ninguna
60	PTE0	No Conectado	Ninguna
61	PTC5	Buffer Salida 2	Salida PWM para control
62	PTC4	Buffer Salida 1	Salida PWM para control
63	PTA5	Pulsador Reinicio	Reinicio sistema
64	PTA4	Puerto Programación	Enlace tarjeta programadora