

# *Navegación autónoma de un dirigible basada en visión artificial para un recorrido predefinido*

---

## Trabajo de Grado

OSCAR ENRIQUE GARCÍA MESA  
JUAN DAVID VILLAMIL ECHEVERRI

### Directores

Diego Alejandro Patiño Guevara Ph. D.  
Henry David Carrillo Lindado M. Sc.



PONTIFICIA UNIVERSIDAD JAVERIANA  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA

BOGOTÁ D.C.

ABRIL 2011

RECTOR MAGNÍFICO:  
JOAQUÍN SÁNCHEZ GARCÍA S. J.

DECANO ACADÉMICO:  
Ing. FRANCISCO J. REBOLLEDO M.

DECANO DEL MEDIO UNIVERSITARIO:  
SERGIO BERNAL RESTREPO S. J.

DIRECTOR DE CARRERA:  
Ing. JUAN MANUEL CRUZ

DIRECTORES DEL TRABAJO DE GRADO:  
Ing. DIEGO PATIÑO M. Sc, Ph. D.  
Ing. HENRY CARRILLO M. Sc.

**ARTÍCULO 23 DE LA RESOLUCIÓN N° 13 DE JUNIO DE 1946**

“La universidad no se hace responsable de los conceptos emitidos por sus alumnos en sus trabajos de grado. Solo velara porque no se publique nada contrario al dogma y la moral católica y porque los trabajos no contengan ataques o polémicas puramente personales. Antes bien que se vea en ellos el anhelo de buscar la verdad y la justicia”

# Agradecimientos

*La entrega de este libro cierra otra etapa de mi vida, y al igual que en todas las épocas anteriores he tenido el apoyo y el soporte incondicional de mi familia: a Luis E. García, Dora M. Mesa, Pablo A. García y Lina M. García agradezco infinitamente la educación, la perseverancia, los principios y virtudes aprendidos a través del ejemplo. A Dios por ser bendecido con la fortuna de poder estudiar y capacitarme como una persona de bien. A los directores de trabajo de grado: Diego A. Patiño y Henry Carrillo la paciencia y el interés en la realización de este proyecto. A los colegas de ergonomía: el ingeniero Leonardo Quintana por prestarnos sus instalaciones para poder realizar pruebas. A la Universidad Javeriana, y en especial a los profesores del departamento de Ingeniería Electrónica por darme la visión y la estructura mental de un ingeniero con proyección. Al laboratorio de ingeniería electrónica encabezado por Carlos Gómez, por el préstamo de dispositivos y recursos necesarios para el aprendizaje.*

*"El cierre de esta etapa es el comienzo de un nuevo camino por seguir avanzando, no hay limitación para la una persona activa."*

**OSCAR E. GARCÍA MESA**

*Me llena de satisfacción ver concluido este gran trabajo que durante varios años de carrera se ven plasmados en este documento. Hay dos personas que merecen todos los honores ellos son Hernando y Ma. Ruth, que desde el primer día me aportaron todo su entusiasmo y sabiduría para culminar con éxito, quiero expresar mis agradecimientos a los directores Diego Patiño y Henry Carrillo que desde el comienzo hasta el fin creyeron y compartiendo sus conocimientos con nosotros. Todo esto no se pudo haber convertido en realidad sin la participación de un gran número de personas, entre ellas: Doris García, Caliche, Juan Manuel, Leonardo Quintana (el centro de ergonomía), facultad de ingeniería y a todos los que estuvieron hasta el final con nosotros, para todos ellos un especial agradecimiento.*

*"Sólo una cosa convierte en imposible un sueño: el miedo a fracasar."*  
*Paulo Coelho*

**JUAN D. VILLAMIL ECHEVERRI**



# Tabla de Contenido

<b>Agradecimientos</b> .....	<b>4</b>
<b>Tabla de Contenido</b> .....	<b>6</b>
<b>Tabla de Figuras</b> .....	<b>9</b>
<b>Listado de Tablas</b> .....	<b>11</b>
<b>Introducción</b> .....	<b>13</b>
<b>Alcances del Proyecto</b> .....	<b>15</b>
Capítulo 1 Aeronave y Navegación .....	17
1.1 Introducción.....	17
1.2 Dirigible.....	18
1.2.1 Partes del dirigible.....	18
1.2.2 Tipos de dirigible .....	19
1.2.3 Principio Aerostático .....	20
1.3 Sistemas de Referencia de Vuelo .....	21
1.3.1 Sistema coordenado $R_o$ .....	21
1.3.2 Sistema coordenado $R_d$ .....	21
1.3.3 Sistema coordenado $R_a$ .....	22
1.4 Vuelo del Dirigible .....	22
1.4.1 Tipos de Vuelos .....	23
1.5 Navegación Aérea .....	23
1.5.1 Tipos de navegación aérea.....	23
Capítulo 2 Sistemas Embarcados y No Embarcados .....	25
2.1 Introducción.....	25
2.2 Misión, Operación y Navegación .....	26
2.2.1 Misión.....	26
2.2.2 Operación .....	26
2.2.3 Navegación .....	26
2.2.4 Arquitectura del Robot.....	27
2.2.5 Niveles de la arquitectura .....	28
2.3 Sistema Completo.....	28
2.4 Sistemas Embarcados .....	29
2.5 Hardware No-Embarcado .....	32
2.6 Software.....	36

# Tabla de Contenido

2.6.1 MATLAB® 2010 .....	36
2.6.2 MPLAB IDE .....	38
Capítulo 3 Procesamiento de Imágenes .....	42
3.1 Introducción.....	42
3.2 Navegación por visión .....	43
3.3 Cámara.....	43
3.4 Capturadora de video y Matlab® .....	43
3.5 Caracterización de la Cámara .....	44
3.5.1 Parámetros Extrínsecos e Intrínsecos .....	45
3.6 Procesamiento Digital de Imágenes .....	46
3.6.1 Remoción de la Distorsión de Imagen.....	46
3.6.2 Landmark.....	48
3.6.3 Detección de Landmarks .....	49
3.6.3 Detección de altura .....	52
3.6.4 Detección de ángulo.....	53
Capítulo 4 Modelo .....	56
4.1 Introducción.....	56
4.2 Identificación del Modelo.....	57
4.2.1 Dirigible .....	57
4.2.2 Hélices .....	61
4.2.3 Motor .....	63
4.2.4 Variador de Velocidad .....	64
4.3 Caracterización del modelo .....	65
4.3.1 Dirigible .....	65
4.4 Simplificación del modelo.....	69
4.4.1 Dirigible .....	69
4.4.2 Motor .....	70
4.5 Linealización del modelo.....	70
4.5.1 Dirigible .....	70
4.6 Validación del modelo.....	72
Capítulo 5 Control de Vuelo .....	77
5.1 Introducción.....	77
5.2 Teoría de Control.....	78

# Tabla de Contenido

5.2.1 Control aplicado a dirigibles.....	78
5.3 Diseño del controlador de <i>LETAN</i> .....	79
5.3.1 Controlador Proporcional Derivativo .....	79
5.3.2 Controlador PI-PD.....	84
5.4 Discretización .....	87
5.4.1 Transformación Bilineal (Tustin) .....	87
5.4.2 Ecuaciones Diferencia del controlador .....	88
5.5 Resultados del control .....	90
<b>Anexos .....</b>	<b>99</b>
TABLA DE ALTURA .....	99
MODELO SIMULINK .....	100
CÓDIGO EN MATLAB .....	100
<b>Conclusiones Generales .....</b>	<b>101</b>
<b>Bibliografía .....</b>	<b>103</b>

# Tabla de Figuras

Figura 1.1. Partes del dirigible de espacios cerrados .....	18
Figura 1.2 Dirigible rígido en la parte superior, dirigible no rígido en la parte inferior izquierda y dirigible semirrígido en la parte inferior derecha.....	19
Figura 1.3 a. dirigible híbrido StarTower 200 Aerostat, b. dirigible indoor fabricado por la empresa .....	19
Aeroimpacto Ltda, c. dirigible de espacio exterior fabricado por Minizzep.....	19
Figura 1.4 Eje coordenado terrestre .....	21
Figura 1.5 Eje coordenado de la aeronave .....	21
Figura 1.6 Rotación de los ejes coordenados de la aeronave .....	22
Figura 1.7 Eje coordenado aerodinámico.....	22
Figura 1.8. Descripción de las fases de vuelo de una aeronave. ....	23
Figura 2.1 Esquema básico de la arquitectura necesaria en un robot móvil.....	26
Figura 2.2. Diagrama de bloques de un esquema de navegación.....	27
Figura 2.3. Sistema general del robot <i>LETAN</i> .....	29
Figura. 2.4 Sistema de partes embarcadas.....	29
Figura 2.5. Modulo en tierra.....	32
Figura 2.6. Polarización de la antena. ....	32
Figura 2.7. Tarjeta de desarrollo .....	34
Figura 2.8. Entrada salidas tarjeta desarrollo .....	34
Figura 2.9. Diagrama de Flujo Código Matlab .....	36
Figura 2.10. Interface Hombre Máquina (GUI) .....	38
Figura 2.11. Módulo implementado microprocesador .....	38
Figura 2.12. PWM serial .....	39
Figura 2.13. Diagrama Flujo Código Microcontrolador .....	40
Figura 3.1 Imagen tomada de imaqttool.....	44
Figura 3.2 Patrón de Calibración.....	44
Figura 3.3 Sistemas coordenados cámara y mundo .....	45
Figura 3.4 Distorsión: (a) completa (b) radial (c) tangencial .....	47
Figura 3.5 Corrección distorsión: (a)imagen original (b) imagen sin distorsión. ....	48
Figura 3.6 (a) Representación del dirigible en vuelo crucero. (b) Imagen vista desde la aeronave ..	48
Figura 3.7. Espectro de absorción de los conos. ....	49
Figura 3.8 (a)Representación del espacio RGB (b)Espacio Ohta .....	50
Figura 3.9 (a) Imagen capturada (b) imagen en $I_1$ (c) Imagen $I_2'$ (d) Imagen en $I_3$ .....	50
Figura 3.10 Realce de color en la imagen .....	51
Figura 3.11 (a) Componente $I_2'$ (b) Imagen después de los filtros .....	51
Figura 3.12 Blobs detectados .....	52
Figura 3.131 Imágenes de la prueba de altura.....	52
Figura 3.14 Detección del ángulo .....	53
Figura 3.15. Posiciones del patrón de prueba para la calibración de la cámara .....	54
Figura 3.16. Detección de altura y ángulo ( $z$ y $\psi$ ).....	55
Figura 4.1. Diagrama fuerzas del dirigible.....	57
Figura 4.2. Grafica de pitch de la hélice.....	62
Figura 4.3. Gráfica teórica y experimental de la hélice en sentido horario y antihorario. (a) Empuje, (b) Potencia .....	62
Figura 4.4. Fuerza de empuje vs. Revoluciones.....	63
Figura 4.5. Diagrama Electro-Mecánico de un motor de armadura .....	63
Figura 4.6. Ganancia $K_\omega$ del motor. ....	63

## Tabla de Figuras

Figura 4.7. Comportamiento del voltaje de entrada al motor.....	64
Figura 4.8. Gráfica característica de los Variadores de Velocidad .....	64
Figura 4.9. Compensación de los variadores de velocidad. ....	65
Figura 4.10 Descripción de los parámetros medidos para el volumen del dirigible .....	66
Figura 4.11. Diagrama de Fuerzas del Dirigible <i>LETAN</i> .....	67
Figura 4.12 Representación de los parámetros de esbeltez de la cubierta.....	68
Figura 4.13 Aproximación de coeficientes de arrastre en función de la esbeltez .....	68
Figura 4.13. Modelo Simulink del dirigible .....	72
Figura 4.14. Respuesta en Z respecto a entrada paso $M_1$ . Altura vs. Tiempo. ....	72
Figura 4.15. Respuesta en Z respecto a entrada paso $M_2$ . Altura vs. Tiempo. ....	73
Figura 4.16 Respuesta en Z respecto a entrada paso $M_3$ . Altura vs. Tiempo. ....	73
Figura 4.17. Respuesta en $\psi$ respecto a entrada paso $M_1$ . Grados vs. Tiempo.....	74
Figura 4.18. Respuesta en $\psi$ respecto a entrada paso $M_2$ . Grados vs. Tiempo.....	74
Figur 4.19. Respuesta en $\psi$ respecto a entrada paso $M_3$ . Grados vs. Tiempo. ....	75
Figura 4.20. Entrada paso de 1.77V en el motor 2 durante 30 s. ....	76
Figura 4.21. Entrada paso de 1.77V en el motor 1.....	76
Figura 5.1 Esquema general de control. ....	78
Figura 5.2. Sistema de control lazo cerrado controlador PD.....	79
Figura 5.3. Lugar geométrico de las raíces del modelo reducido del dirigible .....	80
Figura 5.4 Lugar geométrico de las raíces para la realimentación del Control PD.....	81
Figura 5.5 Respuesta entrada paso, control PD realimentado en altura. Altura vs. Tiempo .....	82
Figura 5.6 Señal de control del bloque PD en altura. Voltios vs. Tiempo .....	82
Figura 5.7 Respuesta entrada paso, control PD realimentado en yaw. Grados vs. Tiempo. ....	83
Figura 5.8 Señal de control del bloque PD en yaw. Voltios vs. Tiempo.....	83
Figura 5.9 Diagrama de bloques del sistema PI-PD.....	84
Figura 5.10 Lugar geométrico de las raíces del sistema PI-PD y la planta .....	85
Figura 5.11. Respuesta entrada paso del sistema de control PI-PD para la planta de altura .....	86
Figura 5.12. Respuesta entrada paso del sistema controlado PI-PD del control de giro Yaw .....	86
Figura 5.13. Relación plano-s al plano-z.....	87
Figura 5.14. Ubicación de polos sistema discreto. ....	87
Figura 5.15. Esquema controlador PD discreto.....	88
Figura 5.16. Esquema controlador PI - PD discreto.....	89
Figura 5.17. Comportamiento altura controlador PD. Altura vs. Tiempo.....	90
Figura 5.18. Señal controlador PD en altura. Voltios vs. Tiempo.....	91
Figura 5.19. Comportamiento altura controlador PI-PD. Altura vs. Tiempo.....	92
Figura 5.20. Señal controlador PI-PD en altura. Voltios vs. Tiempo.....	92
Figura 5.21. Comportamiento en Yaw controlador PD. Grados vs. Tiempo .....	92
Figura 5.22. Señal controlador PD en Yaw. Voltios vs. Tiempo .....	93
Figura 5.23. Comportamiento en Yaw controlador PI-PD. Grados vs. Tiempo .....	93
Figura 5.24. Señal controlador PI-PD en Yaw. Voltios vs. Tiempo .....	94
Figura 5.22 Simulación del seguimiento de trayectorias del control PI-PD de navegación .....	94
Figura 5.23. Simulación del seguimiento de trayectorias del control PD de navegación .....	95
Figura 5.24. Comparación sistemas aplicado y simulado en $\psi$ . Grados vs. Tiempo.....	95
Figura 5.25. Comparación sistemas aplicado y simulado en Z. Altura vs. Tiempo .....	96
Figura 5.25. Datos adquiridos en vuelo de la variable $\psi$ . Grados vs. Tiempo. ....	96
Figura 5.26. Señales de control generadas durante el vuelo en Yaw. Voltios vs. Tiempo.....	97
Figura 5.27. Datos adquiridos en vuelo de la variable Z. Altura vs. Tiempo.....	97
Figura 5.28. Señales de control generadas durante el vuelo en Z. Voltios vs. Tiempo.....	97
Figura A.1. Modelo en simulink del dirigible. ....	100

# Listado de Tablas

Tabla 2.1. Receptor Futaba 7 canales.....	30
Tabla 2.2. Speed Control.....	30
Tabla 2.3. Motor DC .....	30
Tabla 2.4. Hélice .....	31
Tabla 2.5. Transmisor de vídeo.....	31
Tabla 2.6. Cámara de vídeo.....	31
Tabla 2.7. Baterías de Li-Po.....	31
Tabla 2.8. Antena de recepción de vídeo. ....	33
Tabla 2.9. Receptor de vídeo.....	33
Tabla 2.10. Características de la capturadora <i>Sensoray 2250S</i> .....	33
Tabla 2.11. Equipo de computo. ....	34
Tabla.2.12. dsPIC30f5011.....	35
Tabla 2.13. Modulador de Radio-Control Futaba. ....	35
Tabla 2.14. Conversión ASCii – pulsos del microcontrolador.....	39
Tabla 4.1. Presiones del dirigible.....	66
Tabla A.1. Datos de correspondencia de Altura vs. Píxeles.....	99



# Introducción

Desde que Isaac Asimov utilizó el término *robot*<sup>1</sup>, la humanidad ha estado en la búsqueda de nuevas herramientas para lograr materializar el deseo de crear máquinas que sean capaces de relevar la intervención del hombre en tareas ya sea por la dificultad de ejecución, error humano, riesgo de pérdidas de vidas, costos operativos, velocidad de operación, eficiencia y/o simplicidad. Buscando que los robots se comporten de manera inteligente se dotan de sensores para percibir y modelar el entorno, con el fin de tomar decisiones y planificar estrategias de movimientos y acciones.

En la actualidad se encuentran sistemas dotados con inteligencia para realizar tareas predeterminadas, mejor conocidos como *sistemas autónomos* los cuales con el paso del tiempo han sido mejorados para brindar mayores beneficios a la humanidad. Los edificios inteligentes, los robots industriales, los robots de exploración espacial y los drones<sup>2</sup>, entre otros, son claros ejemplos del diseño en ingeniería y la aplicación de diversas técnicas de control para el correcto funcionamiento y desempeño de este tipo de máquinas.

El presente trabajo de grado titulado “*Navegación autónoma de un dirigible basada en visión artificial para un recorrido predefinido*”, mejor conocido como “*Proyecto LETAN*”, tiene como objetivo general: el desarrollo e implementación de un control de navegación para un dirigible de espacio interior en una trayectoria predefinida. A continuación se mencionan los objetivos específicos del proyecto: identificación de la dinámica del dirigible en modo de vuelo crucero, selección e implementación un sistema de comunicación inalámbrica entre el dirigible y el computador para la transmisión de video y la señal de control, selección e implementación de un método de reconocimiento y seguimiento de marcas terrestres por medio de un sensor visual, desarrollo e implementación de controladores de altura y trayectorias del dirigible.

Para este fin se integraron diversas herramientas de la electrónica convencional que fueron de vital importancia en su desarrollo; la aplicación de controladores clásicos, métodos de visión artificial y detección visual para la identificación de *landmarks* y trayectorias, la implementación de comunicaciones inalámbricas en la transmisión de datos e información, así como la señal de radiofrecuencia, teniendo en cuenta un dirigible *indoor* en su fase de vuelo crucero.

Actualmente los dirigibles son utilizados en gran variedad de aplicaciones, entre las actividades más comunes se encuentran la vigilancia, seguridad y supervisión de áreas determinadas, fotografía, mapeo aéreo, cinematografía, meteorología, atención de desastres, incendios, tráfico, comunicaciones, publicidad, transporte militar y civil, entre otras.

Por otro lado, los dirigibles son sencillos de manejar debido a los sistemas mecánicos simples que lo conforman, proporcionan gran facilidad de despegue y aterrizaje ya que no requieren pistas demasiado grandes, además es una aeronave segura referente a posibles fallas que se puedan presentar en alguno de sus motores durante el vuelo, el empuje aerostático del helio dentro del *envelope* provee la sustentación necesaria para mantenerse en vuelo. De igual manera y como solución energética, los dirigibles presentan ventajas frente a otros tipos de aeronaves ya que logran mantener un vuelo estacionario, sin tener grandes consumos de combustible o algún otro tipo de energía. Cabe aclarar que este tipo de vehículos poseen alta estabilidad bajo condiciones serenas en

---

<sup>1</sup> Robot: derivada de la palabra checa *Robota* que significa servidumbre o trabajo forzado.

<sup>2</sup> Drones: aeronave no tripulada usado por la inteligencia militar de Israel, E.U., Gran Bretaña, entre otros.

vuelo, esta última característica es de gran interés ya que facilita la adquisición visual, el procesamiento de la información y la implementación del control.

Incentivando nuevas propuestas de investigación en el campo de la robótica aérea, en la cual países desarrollados invierten grandes cantidades de dinero por su viabilidad y prometedores resultados, la Pontificia Universidad Javeriana aprobó el proyecto *LETAN* como trabajo de grado de la carrera de ingeniería electrónica cuyos desarrollos y resultados se describen en el contenido de este documento.

# Alcances del Proyecto

El trabajo de grado “*Navegación autónoma de un dirigible basada en visión artificial para un recorrido predefinido*”, el cual ha sido denominado como *Proyecto LETAN* cuyo significado corresponde a:

- **Létáni:** palabra checa que significa *volador*.
- **L.E.T.A.N:** LighEr Than Air Navigation.

Se desarrolló teniendo en cuenta la estructura básica de un robot de navegación aérea y con proyección de futuros trabajos y avances en esta área. Durante el planteamiento de los objetivos se especificaron las condiciones y limitaciones que se debían tener en cuenta para poder cumplirlos a cabalidad y que fueran acordes al conocimiento adquirido durante la carrera, bajo estas premisas el dirigible con el que se trabajó sigue una trayectoria artificial referenciada en tierra, por lo cual no existe un algoritmo de generación de caminos (“online”), además cuenta con una cámara embarcada como sensor principal para poder realizar el control y la corrección de ruta. El dirigible debe completar el recorrido de principio a fin (desde la referencia inicial hasta una final), a una altura constante previamente configurada - también controlada - durante todo el trayecto.

Las referencias a seguir se encuentran aproximadamente equidistantes y posicionadas de tal manera que el recorrido sea suave para el dirigible y se puede realizar el control con las imágenes que captura la cámara, la cual es la encargada de cerrar el lazo de control de todo el sistema.

El desarrollo del proyecto que se presenta a continuación, está enmarcado bajo las siguientes limitaciones:

- Todo el proceso visual y de control se hace a través de un sistema computacional en tierra.
- No se controla con cambios bruscos de temperatura ya que altera las propiedades del helio.
- No hay corrientes de viento en el lugar de vuelo.
- No se tiene en cuenta la pérdida de helio que la aeronave llegase a tener.
- No se tiene en cuenta los cambios de presión atmosférica.
- Se garantiza el vuelo con la misma altura sobre el nivel del mar.
- Se garantiza la calidad del helio en todo momento.
- Se garantiza que las condiciones de iluminación sean las mismas.
- Las comunicaciones tendrán un alcance de 1 km para la señal de control y 200 m para la señal de video.
- No se tiene en cuenta la duración de las baterías para el vuelo.
- La aeronave no vuela a alturas superiores de 5 m o muy cercanas a las dimensiones del recinto.
- Los rangos de velocidad de la aeronave están entre 0 cm/s a 10 cm/s.
- No se implementa control de despegue y/o aterrizaje del dirigible.



# Capítulo 1

## Aeronave y Navegación

### Índice

---

- 1.1 Introducción**
  - 1.2 Dirigible**
    - 1.2.1 Partes del dirigible
    - 1.2.2 Tipos de dirigible
    - 1.2.3 Principio aerostático
  - 1.3 Sistemas de Referencia de Vuelo**
    - 1.3.1 Sistema coordenado  $R_o$
    - 1.3.2 Sistema coordenado  $R_d$
    - 1.3.3 Sistema coordenado  $R_a$
  - 1.4 Vuelo del Dirigible**
    - 1.4.1 Tipos de vuelo
  - 1.5 Navegación Aérea**
    - 1.5.1 Tipos de navegación aérea
- 

#### 1.1 Introducción

Para profundizar acerca del proyecto *LETAN*, es fundamental empezar por algunos conceptos básicos aplicados a lo largo del libro. Este capítulo trata sobre la aeronave de estudio con sus generalidades, presentándose como proyecto de gran interés para el desarrollo de futuros trabajos robóticos. *LETAN*, es un proyecto de navegación autónoma, en el cual se combinan temáticas de ingeniería para su desarrollo, en él, se presenta el dirigible, su principio de sustentación aérea, la navegación de la aeronave, los tipos de vuelos, en especial el tipo crucero y la clase de dirigible que se utiliza en todo el proyecto, los sistemas de referencia utilizados y las fases de vuelo, para poner en contexto al lector con algunos términos fundamentales a lo largo del libro.

## 1.2 Dirigible

Uno de los dirigibles más conocidos en el mundo es el *Hindenburg* que data de 1937, aunque este nombre está relacionado a una de las tragedias más recordadas en el mundo, los dirigibles son aeronaves de sustentación aerostática caracterizadas por un vuelo lento, estable y suave. Sus cavidades llenas de un gas menos denso que la atmósfera circundante, dan indicio de la ley de empuje de Arquímedes, por esta razón no necesita de superficies alares de gran tamaño para lograr su sustentación. Esta característica en particular, hace del dirigible una aeronave eficiente en el consumo de energía durante un vuelo estacionario [16].

### 1.2.1 Partes del dirigible

El dirigible consta de cinco partes fundamentales que le dan características propias: de forma, vuelo y maniobrabilidad. Estas son (figura 1.1):

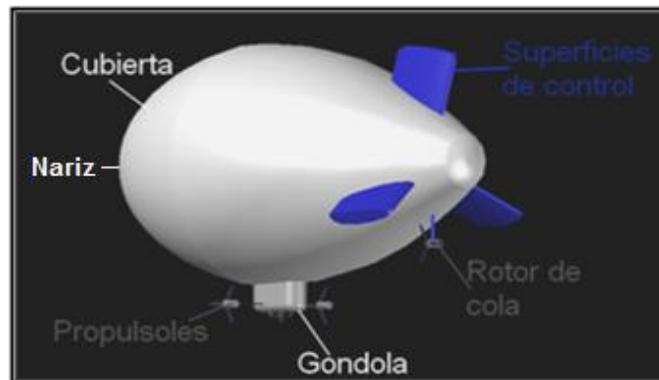


Figura 1.1. Partes del dirigible de espacios cerrados

- La cubierta (o *envolope*): es una bolsa o envoltura que contiene el gas de elevación, para este caso helio (He). Su forma se asemeja a un cigarro para efectos aerodinámicos y se fabrica en Nylon o PVC, los cuales son materiales duraderos y herméticos. La presión interna es baja, aproximadamente 0,07 libras por pulgada cuadrada (o 0,005 ATM).
- La góndola: es el lugar donde se ubican los pasajeros, pilotos, carga útil y equipos electrónicos, allí se lleva a cabo el control del dirigible. Comúnmente se fabrica de materiales compuestos como polímeros para termo-formado y aluminio.
- Actuadores: se le llama a los motores que proporcionan el empuje al dirigible, normalmente se encuentran ubicados en la góndola y la cola (rotor de cola), existen de tipo eléctrico o de combustión interna, algunos de estos presentan propulsión vectorizada. Otros actuadores son los servo-motores, encargados de actuar sobre las superficies móviles que permiten elevación y giros en vuelo.
- Bolsa de Compensación (o *ballonets*): consiste en dos bolsas internas de la cubierta ubicadas cerca de la nariz y cola del dirigible, su función es nivelar la cuerda<sup>3</sup> que une el borde de ataque (nariz) y el borde de fuga (cola); estos pueden ser llenados de aire o helio dependiendo de su flotabilidad.
- Superficies de control: son partes móviles ubicadas en la cola del dirigible para obtener control aerodinámico durante el vuelo, consta de elevador y un timón.

<sup>3</sup> Línea recta que une dos segmentos de un perfil alar.

### 1.2.2 Tipos de dirigible

Existen diferentes tipos de dirigibles, estos se pueden clasificar dependiendo de sus características: tipo de estructura y/o el lugar de vuelo.

Según la estructura que tengan puede dar una clasificación de la siguiente manera [15]:

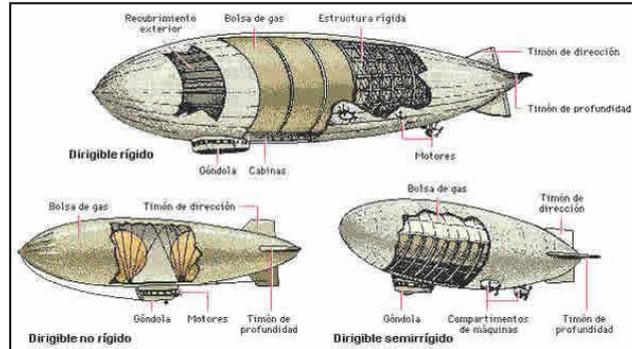


Figura 1.2 Dirigible rígido en la parte superior, dirigible no rígido en la parte inferior izquierda y dirigible semirrígido en la parte inferior derecha

- Dirigible rígido: se caracterizan por poseer una estructura rígida que sostiene múltiples celdas o cavidades de gas no presurizado, por lo tanto, no dependen de la presión interna del gas para mantener su forma, figura 1.2.a.
- Dirigible no rígido: su forma depende de la presión interna del gas y de la cobertura. Son de menor tamaño y eficiencia energética comparado con los rígidos, de igual manera son de fácil construcción, figura 1.2.b.
- Dirigible Semirrígido: presentan estructuras livianas para dar la forma aerodinámica al dirigible, por esta razón, requieren una presión interna generalmente menor comparado con el de tipo no rígido, figura 1.2.c.
- Dirigibles híbridos: se les designa así cuando hay combinación de varios tipos de aeronaves y aerostatos, por ejemplo híbridos entre helicóptero-dirigible. Son usados para varios tipos de cargas porque el helio o el gas contenido ayuda a su flotabilidad [6], figura 1.3.a.



Figura 1.3 a. dirigible híbrido StarTower 200 Aerostat, b. dirigible indoor fabricado por la empresa Aeroimpacto Ltda, c. dirigible de espacio exterior fabricado por Minizzep

La clasificación según el lugar de vuelo es la siguiente:

- Dirigibles de espacio cerrado (*indoor*): son dirigibles de tamaño pequeño, no es común que presenten superficies móviles. Están diseñados para volar en espacios interiores donde la presencia de disturbios es controlado; su vuelo es lento y aerostático, figura 1.3.b.
- Dirigible de espacio abierto (*outdoor*): son dirigibles de gran tamaño que tienen que soportar las inclemencias del clima. Son de vuelo rápido y las superficies de control juegan un papel importante para su navegación figura 1.3.c.

El dirigible utilizado para el proyecto *LETAN* es un dirigible *indoor* con una estructura no rígida, lo que implica que todo el desarrollo del proyecto es en espacio cerrado, libre de corrientes de aire que intervengan en el vuelo del dirigible.

### 1.2.3 Principio Aerostático

El término aerostática se refiere a la flotabilidad de los cuerpos sumergidos en la atmósfera, el vuelo del dirigible y su sustentación se basa plenamente en este principio, donde la fuerza de empuje ascendente es igual al peso del fluido desplazado (ecuación 1.1) [6].

$$B = V \cdot \rho_a \quad (1.1)$$

- $B$  fuerza de empuje que actúa sobre el cuerpo.
- $V$  volumen del cuerpo.
- $\rho_a$  densidad de la atmósfera local alrededor del cuerpo.
- $\rho_g$  densidad del gas dentro de la góndola del dirigible.
- $L$  elevación de la aeronave.

Si el peso del cuerpo  $W$  es menor que la fuerza de empuje ejercido por el aire desplazado, el dirigible presentará sustentación por encima del suelo. Si el peso del cuerpo del volumen desplazado es mayor, no habrá sustentación de esa manera:

$$L = B - W \quad (1.2)$$

El peso total del sistema está dado por  $W$ , asumiendo  $W_o$  como el peso de los cuerpos añadidos a la aeronave.

$$W = V \cdot \rho_g + W_o \quad (1.3)$$

Combinando las ecuaciones (1.2) y (1.3) se tiene que:

$$L_d = V(\rho_a - \rho_g) - W_o = L_g - W_o \quad (1.4)$$

Donde  $L_d$  es la elevación por encima del suelo disponible de la bolsa de gas (*envelope*), teniendo en cuenta la tripulación, el combustible, la carga útil, el lastre y los suministros. Cuando se resta el peso fijo  $W_o$ , da como resultado  $L_g$  que es el empuje en bruto (*gross lift*) de la bolsa de gas. El término  $(\rho_a - \rho_g)$  representa la elevación bruto por unidad de volumen de la combinación de gas y el aire externo.

Al nivel del mar y con temperatura constante, el hidrógeno puro ofrece un ascenso de  $11,183 \text{ N/m}^3$ , mientras que el helio puro, es dos veces más denso que el hidrogeno y genera un ascenso ligeramente menor de  $10,359 \text{ N/m}^3$  [6], éste fue el gas utilizado para inflar el dirigible *LETAN* ya que se considera un gas noble y más estable.

### 1.3 Sistemas de Referencia de Vuelo

El marco de referencias del dirigible es el conjunto de convenciones usadas por un observador para poder identificar y medir magnitudes y vectores físicos en un espacio. Durante el vuelo del dirigible se utilizan diferentes marcos de referencia que coinciden claramente con los movimientos que éste pueda realizar durante su trayectoria, por convención los marcos de referencias de vuelo son [15]:

#### 1.3.1 Sistema coordenado $R_o$

Sistema coordenado  $R_o$  corresponde al sistema terrestre donde los puntos de referencia están en tierra. El origen de este sistema coordenado se fija a un punto arbitrario  $O$ , correspondiente al punto inicial de vuelo del dirigible. Sus ejes  $(X_o, Y_o, Z_o)$  están orientados según la convención aeronáutica NED (North-East-Down), Ver figura 1.4.

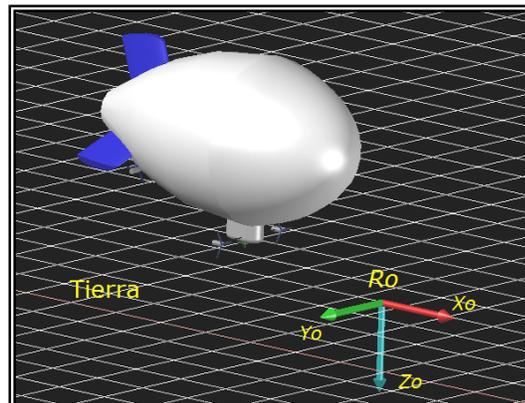


Figura 1.4 Eje coordenado terrestre

#### 1.3.2 Sistema coordenado $R_d$

El sistema  $R_d$  también llamado referencia del dirigible, se encuentra fijo a la geometría de la aeronave, su origen es en el centro de volumen CV de la envoltura. El punto donde ocurre la sumatoria de fuerzas actuantes del sistema se denomina CG.

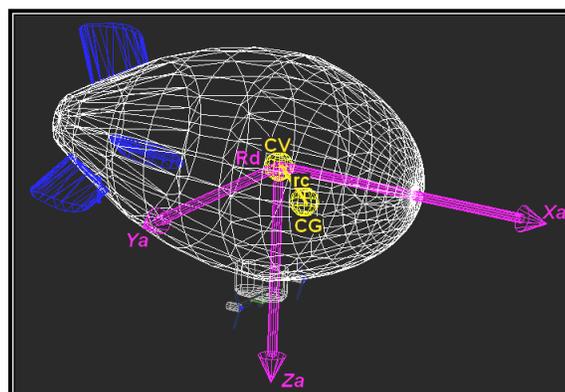


Figura 1.5 Eje coordenado de la aeronave

Sus ejes coordenados son  $(X_d, Y_d, Z_d)$ , el eje longitudinal  $X_d$  está ubicado en el eje más largo del dirigible (de la cola a la nariz), éste recibe el nombre de *alabeo* (*Roll  $\phi$* ). El eje  $Z_d$  (eje vertical) apunta hacia

abajo y su rotación recibe el nombre de *guiñada* (*Yaw*  $\psi$ ). Y por último  $Y_d$  que se orienta en el eje transversal o longitudinal, su rotación se llama *cabeceo* (*Pitch*  $\theta$ ), ver figura 1.5 y figura 1.6.

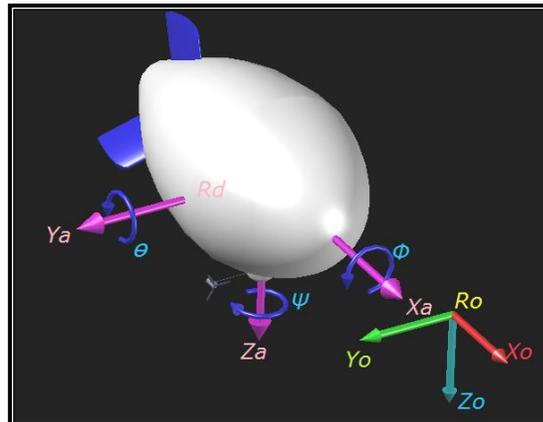


Figura 1.6 Rotación de los ejes coordenados de la aeronave

### 1.3.3 Sistema coordenado $R_a$

El sistema coordenado  $R_a$  conocido como referencia aerodinámica, usualmente se ubica en el sistema coordenado  $R_d$  o la nariz del dirigible. Su orientación es igual al vector velocidad de la aeronave. Se define como  $\alpha$  al ángulo de incidencia alrededor del eje  $Y_a$  y  $\beta$  al ángulo de *deslizamiento* alrededor del eje  $Z_a$ . Ver figura 1.7.

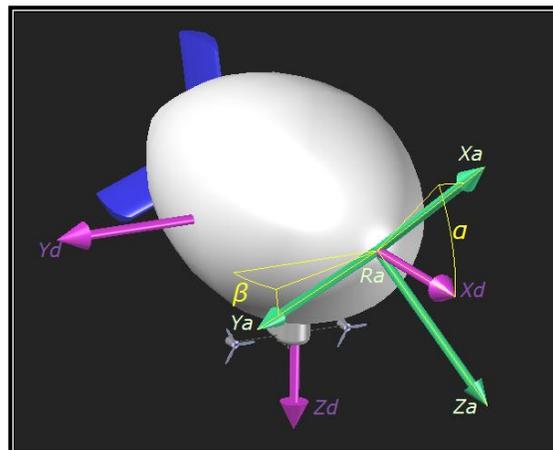


Figura 1.7 Eje coordenado aerodinámico

## 1.4 Vuelo del Dirigible

El vuelo del dirigible se caracteriza por ser lento y estable comparado con otro tipo de aeronave, estas propiedades facilitan la implementación de diferentes estrategias de control durante la operación, de igual manera, los dirigibles no tienen vuelos acrobáticos o vuelos de alta carga por esta razón, los espacios de vuelo no deben presentar condiciones meteorológicas bruscas debido a la sensibilidad que tienen a perturbaciones externas.

Las aeronaves atraviesan diferentes fases de vuelo desde su partida hasta su destino final, estas son: rodaje, despegue, ascenso, vuelo crucero, descenso, aproximación, aterrizaje y rodaje nuevamente, ver figura 1.8. Por el contrario, para los dirigibles de espacios cerrados, estas fases no están plenamente

identificadas, a raíz de esto, el tipo de vuelo que se va a tener en cuenta para este proyecto es la fase de vuelo crucero descrita a continuación.

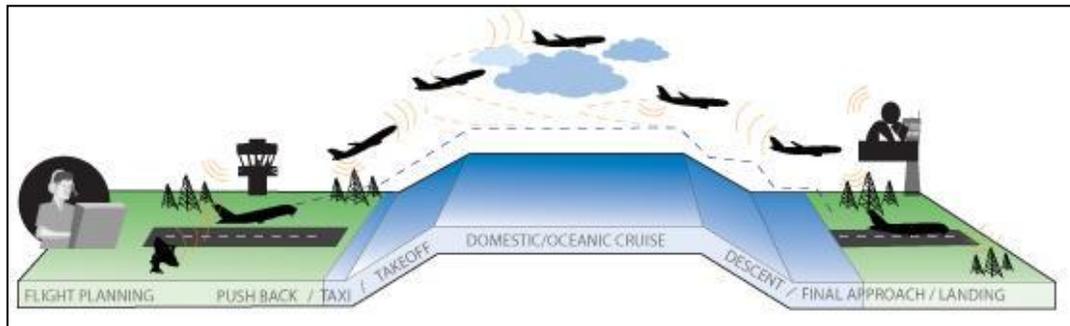


Figura 1.8. Descripción de las fases de vuelo de una aeronave.

### **1.4.1 Tipos de Vuelos**

Una vez finalizado el despegue y el ascenso de la aeronave, se presentan los siguientes tipos de vuelo:

#### ***Vuelo crucero***

En este tipo de vuelo el sistema de referencia local  $R_o$  coincide con el sistema coordenado de la aeronave  $R_a$ , se caracteriza por tener una altura constante y una trayectoria semi-recta, gracias a esto, los ángulos de incidencia y derrapaje ( $\alpha = 0, \beta = 0$ ), son iguales a cero, por esta razón el modelo puede ser reducido y varios de los efectos aerodinámicos se pueden despreciar.

#### ***Vuelo longitudinal***

Presenta velocidad constante de avance y los alerones son los encargados de controlar la altitud del dirigible, en los dirigibles de espacio cerrado, no es común encontrar este tipo de vuelo

#### ***Vuelo lateral***

La traslación del dirigible en un plano horizontal se hace con velocidad constante, este movimiento se controla con el timón de cola o el rotor de cola (dependiendo de la aeronave), y la variable involucrada es el ángulo yaw ( $\Psi$ ).

## **1.5 Navegación Aérea**

La navegación aérea es el conjunto de técnicas y procedimientos que permiten conducir de manera guiada una aeronave desde un punto de origen hasta su lugar de destino, manteniendo seguras la integridad de la aeronave y la de los tripulantes durante un trayecto deseado. El punto de partida de la navegación es la observación del espacio circundante y los datos aportados por los instrumentos a bordo.

### **1.5.1 Tipos de navegación aérea**

La navegación aérea se divide principalmente en dos tipos:

#### ***Navegación aérea no autónoma***

Necesita de elementos o agentes externos que intervengan en la realización del vuelo ya que por sí sola la aeronave no es capaz de navegar. Las herramientas necesarias para su guiado durante el vuelo reciben el nombre de *ayudas de navegación* [8].

Ayudas visuales en pista: son herramientas que proporcionan señales visuales durante el despegue y el aterrizaje de la aeronave.

Radio ayudas: son señales radioeléctricas recibidas a bordo, generalmente emitidas desde la torre de control o bien sea desde otra aeronave.

Navegación por satélite: son ayudas de posicionamiento global y tráfico aéreo.

### ***Navegación aérea autónoma***

Por el contrario, es aquella que no depende de agentes o información exterior para poder completar con éxito el vuelo. Se pueden identificar dos tipos de navegación no autónoma [8]:

Navegación por observación: basada en la observación directa de las referencias necesarias en el entorno por parte del navegante o piloto para conocer la posición de la aeronave.

Navegación por estimación: el navegante o piloto estima la posición actual conociendo la dirección y la velocidad y teniendo como referencia una posición previa conocida en tierra.

*LETAN:* el elemento principal del proyecto es el dirigible, aunque su objetivo está enfocado a lograr un vuelo tipo crucero de forma automática, se debe presentar de manera clara la aeronave que se va a controlar. Apuntando a la extracción de un modelo conciso que describa el comportamiento del dirigible, se presentan los diferentes tipos de estructuras, la clase de vuelos que realiza, sus partes y todo el aporte consistente a la navegación aérea. Por otro lado, el proyecto *LETAN* mezcla conceptos de navegación autónoma y no autónoma definidos por la aeronáutica y los involucra resolviendo el problema de control para dicha aeronave.

# Capítulo 2

## Sistemas Embarcados y No Embarcados

### Índice

---

- 2.1 **Introducción**
- 2.2 **Misión, Operación y Navegación**
  - 2.2.1 Misión
  - 2.2.2 Operación
  - 2.2.3 Navegación
  - 2.2.4 Arquitectura del Robot
  - 2.2.5 Niveles de Arquitectura
- 2.3 **Sistema Completo**
- 2.4 **Sistemas Embarcados**
- 2.5 **Sistemas No Embarcados**
- 2.6 **Software**
  - 2.6.1 Matlab® 2010
  - 2.6.2 MPLAB IDE

---

#### 2.1 Introducción

Cualquier tipo de robot está compuesto por una parte tangible y una parte intangible. Este capítulo presenta de manera clara la combinación de herramientas utilizadas en la creación del hardware y software del proyecto *LETAN*. De igual manera explica los conceptos de misión, operación y navegación desde la perspectiva aplicada al proyecto y data las especificaciones del hardware y software involucrado en el proceso.

### 2.2 Misión, Operación y Navegación

Los conceptos de misión, operación y navegación están implícitos en el desarrollo de procesos automáticos, más específicamente en los robots. El diseño de artefactos capaces de desempeñar una tarea determinada no consta únicamente de la parte mecánica y de la programación de su algoritmo, detrás de esto, existe toda una teoría de arquitectura para estructurar de una mejor manera su comportamiento.

#### 2.2.1 Misión

La misión es el conjunto de objetivos de acción conjunta entre la navegación y la operación, es decir, la misión se encarga de la coordinación y ejecución del desplazamiento (navegación), y la interacción con el entorno de trabajo completando la acción (operación). El proyecto *LETAN* encaja netamente en la parte de la misión de navegación cuyo objetivo es lograr un correcto desplazamiento desde un punto A de partida a un punto B siguiendo una ruta. En la figura 2.1 se observa claramente la interacción entre misión, navegación y operación.

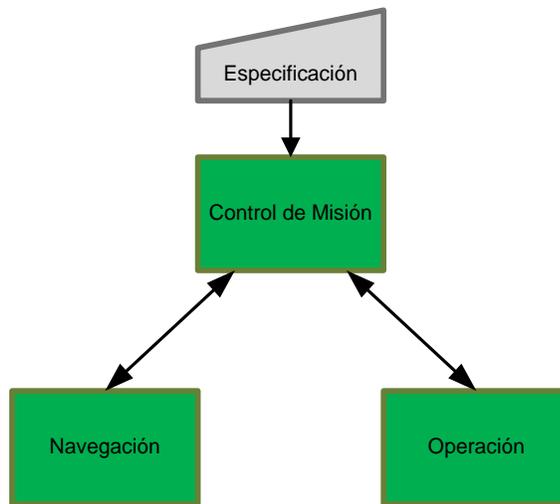


Figura 2.1 Esquema básico de la arquitectura necesaria en un robot móvil.

#### 2.2.2 Operación

Es la manipulación que realiza el robot respecto al entorno de trabajo, en el cual interacciona con distintos elementos dependiendo de la misión establecida. Como se menciona anteriormente en este proyecto la operación se descarta porque el objetivo principal de *LETAN* es la navegación en un espacio sin obstáculos.

#### 2.2.3 Navegación

Haciendo una definición general de navegación para cualquier tipo de robot móvil, se establece como la metodología utilizada para guiar los movimientos del mismo durante recorridos en presencia de obstáculos, buscando siempre llevar el vehículo a su destino de manera segura. Uno de los objetivos de *LETAN* es completar un recorrido predefinido llevando a cabo la misión de navegar.

### 2.2.4 Arquitectura del Robot

La arquitectura consiste en subdividir el robot en estructuras y capas más pequeñas para simplificar comportamientos y funciones de forma organizada para un fácil diseño. Otra forma de ver la arquitectura, es tomar una serie de comportamientos y procesos del robot y representarlo como máquina de estados finitos, cuyas entradas y salidas son los sensores y los actuadores respectivamente.

El principal interés radica en la arquitectura reactiva involucrada en el proyecto, la cual presenta características orientadas a la flexibilidad, adaptabilidad y capacidad de reacción a diferentes condiciones. La implementación hace a través de la relación de *condición-acción*, que involucra la trayectoria que debe seguir el dirigible y la acción correctiva por parte del control. La arquitectura reactiva presenta loops rápidos entre sensores y actuadores, a continuación se nombran dos topologías:

1. **Diseño funcional de la arquitectura:** se define una estructura lógica que cumpla con requerimientos de diseño y planes a seguir.
2. **Gestión de ejecución e implementación:** asignación de recursos de software y hardware a las funciones especificadas en la arquitectura funcional. Se define relaciones entre las funciones del sistema y los recursos de software y hardware disponibles.

La arquitectura propuesta es descentralizada (figura 2.2), en la cual se tienen tres niveles jerárquicos y un componente interactivo adicional (HMI – Interfaz Humano Maquina), para visualizar el estado del robot y configurar los parámetros de vuelo.

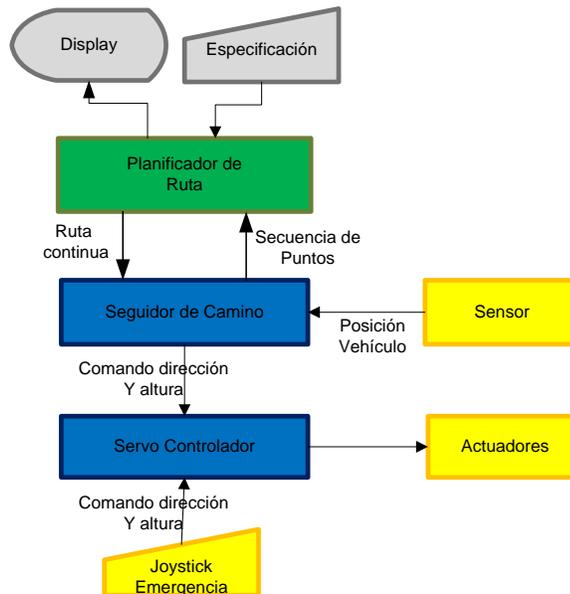


Figura 2.2. Diagrama de bloques de un esquema de navegación.

En *LETAN* la arquitectura se diseñó para vuelos sin obstáculo, donde se puede determinar con facilidad una trayectoria de vuelo única. Los algoritmos de planificación no están a bordo, es decir son off-line. Para la robótica convencional los algoritmos de supervisión y los bloques de más alta jerarquía se hacen on-line, para este caso en particular todos los algoritmos son off-line debido a la carga útil tan limitada.

El planificador de ruta debe calcular ciertas referencias y valores de tierra para que el supervisor siga (el supervisor está incorporado en el planificador), y este a su vez las debe pasar a los controladores y tomar las medidas necesarias para que el plan de vuelo se ejecute.

No hay algoritmos de escape, pero se adicionó un bloque que se habilita por medio de un interruptor que deja operar de forma manual el dirigible en caso que la aeronave pierda el control. Toda la arquitectura está diseñada en la relación base-tierra, donde ciertas operaciones se llevan a cabo en la aeronave y otras en tierra.

### **2.2.5 Niveles de la arquitectura**

Los niveles de arquitectura resumen en tres tareas fundamentales el comportamiento del dirigible en la fase de vuelo crucero presupuestado. Estas tres tareas consisten en:

*Percepción del mundo:* mediante el uso de sensores externos, en este caso una cámara de video, se identifican cada una de las características alrededor del robot.

*Planificación de la ruta:* crea una secuencia ordenada de objetivos o submetas que deben ser alcanzadas por el vehículo aéreo.

*Seguimiento del camino:* efectúa el desplazamiento del vehículo según el camino generado mediante el adecuado control de los actuadores del vehículo.

En pocas palabras se considera que el sistema es un seguidor de caminos aéreo embarcado con una cámara para tener la percepción de su alrededor y completar el recorrido predefinido. A continuación se describirán las partes que componen el sistema.

## **2.3 Sistema Completo**

La limitación de carga útil y tamaño de la aeronave, llevaron a plantear un sistema de bloques ubicando dispositivos tanto en tierra como embarcados en el dirigible. Los sistemas embarcados deben poseer características de mínimo consumo energético, bajas dimensiones y peso bajo. Por el contrario, los dispositivos de gran tamaño como el equipo de cómputo, se utilizan en tierra donde no hay limitación de carga útil. Para que el sistema *aeronave-base* funcione debe haber comunicación permanente entre ellos, si la comunicación falla, todo el sistema se ve interrumpido, afectando la acción del control autónomo.

La comunicación no puede ser vía alámbrica debido a la libertad de desplazamiento que presenta la aeronave, por esta razón, se implementaron sistemas de comunicación inalámbrica a 72MHz para la señal de control de la aeronave y 2.4 GHz para la señal de video de la plataforma base. En la figura 2.3 se presenta un esquema de *LETAN*.

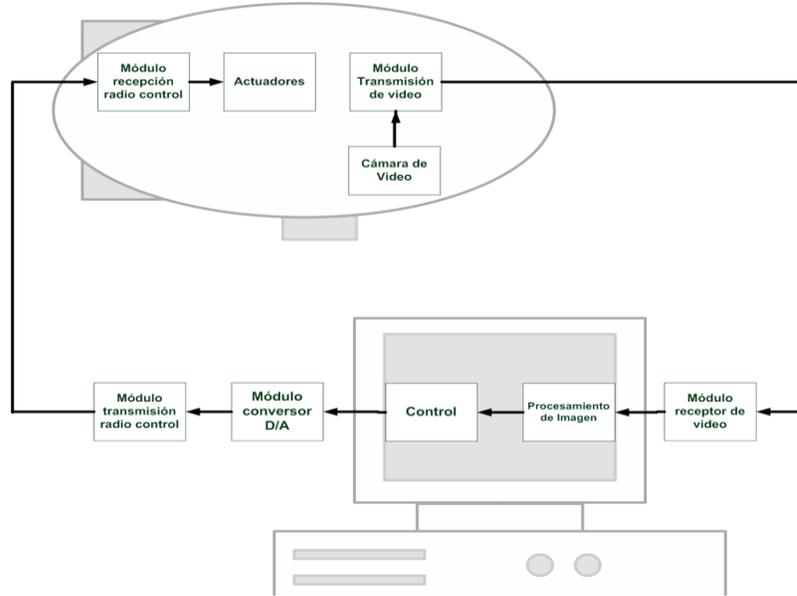


Figura 2.3. Sistema general del robot *LETAN*

A continuación se describe detalladamente los componentes de hardware utilizados en todo el sistema y el acople de los mismos para su correcto funcionamiento.

### 2.4 Sistemas Embarcados

Los sistemas embarcados –figura 2.4- permiten comandar la navegación del dirigible de manera inalámbrica a través de los actuadores a bordo. Por otro lado lo dota con la cámara como sensor único y principal para el desarrollo del vuelo y de un receptor de radio frecuencia para establecer una comunicación constante con la base que se encuentra situada en tierra. A continuación se muestra en detalle las especificaciones de dichos subsistemas:

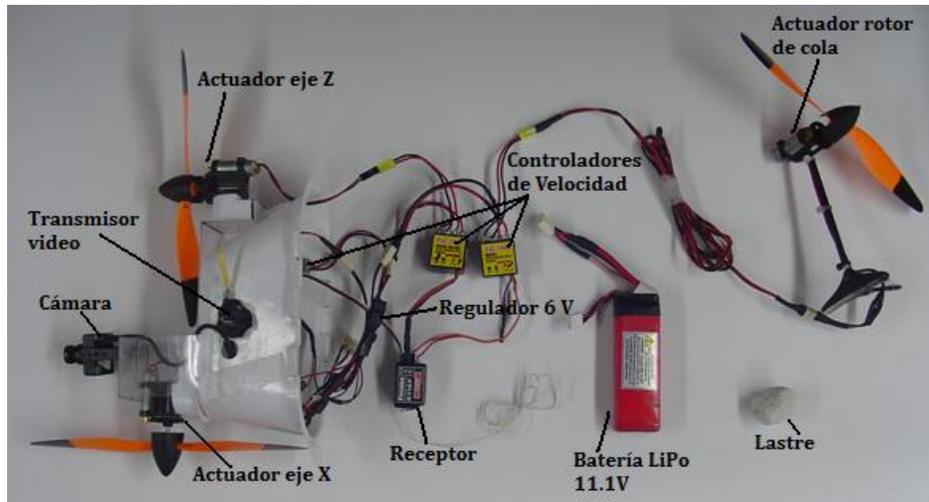


Figura. 2.4 Sistema de partes embarcadas

**Receptor control:** el receptor *FM Futaba* de 7 canales a 72 MHz, se escogió por su protocolo, sus características de alcance a distancia y su acople fácil con los actuadores del dirigible. Su función es recibir la señal inalámbrica de control de la plataforma base y demultiplexar la señal para cada uno de los actuadores (Tabla 2.1).

<i>Rx Futaba 7 canales FP-R127DF</i>	
<i>Tipo</i>	<i>FM Conversión Dual</i>
<i>Frecuencias Intermdias</i>	<i>455 kHz 10.7MHz</i>
<i>Potencia Entrada</i>	<i>4.8 V a 6.0 V</i>
<i>Canales</i>	<i>7 Canales</i>
<i>Corriente entrada</i>	<i>14mA @ 4.8V</i>
<i>Tamaño</i>	<i>35.3x64.0x20.8mm</i>
<i>Peso</i>	<i>42.5g</i>
<i>Salida</i>	<i>PWM</i>

Tabla 2.1. Receptor Futaba 7 canales

**Controladores de Velocidad actuadores:** el receptor anterior no puede ser acoplado directamente a los actuadores, la función de los controladores de velocidad es acoplar los actuadores con el receptor para lograr variar la velocidad y el sentido de giro de los mismos, dependiendo de la corriente de salida de los controladores (Tabla 2.2). La selección se hizo teniendo en cuenta su tamaño, bajo peso y linealidad de respuesta.

<i>Controlador de Velocidad Duratrax™</i>	
<b>Potencia de Entrada</b>	4.8 – 7.2 Voltios (4 – 6 celdas)
<b>Frecuencia de Operación</b>	13.9 kHz
<b>BEC</b>	5.0 V / 1.0 A
<b>Corriente adelanto</b>	10 amps
<b>Corriente atraso</b>	4A Voltaje de reversa de protección
<b>Dimensiones</b>	(26 x 26 x 16mm)
<b>Peso</b>	25g

Tabla 2.2. Speed Control

**Actuadores:** Motores DC (Tabla 2.3) con escobillas y caja reductora, a la que se acopla una hélice (Tabla 2.4), para ejercer fuerzas actuantes sobre el dirigible y poder realizar su desplazamiento. Sus dimensiones son bajas y la eficiencia de potencia es superior al 70%.

<i>Motor GW/IPS-DX-2XCS</i>	
<b>Peso</b>	29g (1.06oz)
<b>Caja reductora</b>	5:1
<b>Modelo</b>	CN12

Tabla 2.3. Motor DC

La hélice tiene características de empuje alto y su acople a los motores es perfecto, no presenta vibraciones o alteraciones durante su movimiento.

HÉLICE	Voltaje (V)	Amps (A)	Empuje		Potencia (W)	Eficiencia	
			g	oz		g/w	oz/kw
EP7060	6.0	1.56	87	3.07	9.36	9.29	328
	7.2	2.01	115	4.06	14.47	7.95	280
EP8043	6.0	1.54	99	3.49	9.24	10.71	378
	7.2	1.93	123	4.34	13.89	8.85	312

Tabla 2.4. Hélice

**Transmisor señal de video:** transmisor inalámbrico de bajas dimensiones que envía la señal de video de forma inalámbrica. Su potencia es de 120 mW para un alcance de línea de vista de 100 metros, siendo suficiente para un vuelo en espacio cerrado (Tabla2.5).

Transmisor inalámbrico de Audio/Video: 4 canales 2.4 Hz Draganfly™	
Banda de frecuencia	2.4GHz
Salida RF Potencia	EC R&TTE Compliant
Potencia de Operación	4,8 – 7 V DC regulados
Potencia de Consumo	100 mA
Tamaño	15x22x32mm
Antena	Omni-direccional
Rango Transmisión	200 Mts línea de Vista
Peso	16 gramos
Temperatura	-10 °C a + 50°C

Tabla 2.5. Transmisor de video.

**Sensor principal:** Cámara FOX análoga (Tabla 2.6), con resolución es de 380 líneas, perfecta para dotar un robot, en este caso el dirigible, ya que sus dimensiones no exceden las dos pulgadas y su masa (12g) es despreciable respecto a la masa del dirigible.

Cámara de Video FOX™	
Píxeles	365K (PAL), 250 (NTSC)
Resolución	380 líneas de TV horizontales
Exposición Auto-electrónica	1/60 – 1/15000 sec
Iluminación mínima	< 3 Lux @ f1.2
Relación de señal	>48dB
Lentes	3.66mm/vista ángulo 92
Ángulo de campo	92 grados
Tamaño	15x15 mm

Tabla 2.6. Cámara de video.

**Fuente:** batería Li-Po (Litio – Polímero) para alimentar y polarizarlos componentes embarcados (Tabla 2.7).

3S Baterías Li-Po 11.1 1200mAh	
Capacidad	1200 mAh
Número de Celdas	3
Voltaje Nominal	11.1 V
Corriente Continua	32.5 A (25°C)
Relación de señal	>48dB
Dimensiones	86 x 35 x 18mm
Peso	112 gramos

Tabla 2.7. Baterías de Li-Po.

### 2.5 Hardware No-Embarcado

La parte no embarcada del hardware que compone el proyecto *LETAN* es el modulo terrestre que se visualiza en la figura 2.5, esta es la encargada de todo el procesamiento de imágenes adquirido por los periféricos y de generar y transmitir las señales de control a los motores del dirigible para su correcta navegación. El modulo se encuentra integrado por una antena de recepción, un receptor de señal de video, una capturadora de video, un sistema de computo, un microprocesador y un transmisor de radiofrecuencia.

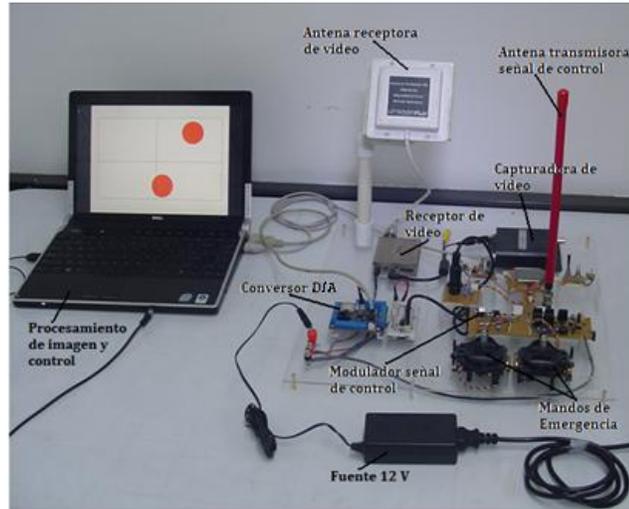


Figura 2.5. Modulo en tierra

#### Antena de recepción

La antena *HG2403PCR* de la empresa *Hyperlink Technologies Inc.*, recibe la señal enviada por el transmisor y la pasa al receptor de video. Opera en dos bandas de frecuencia 2.4GHz a 2.5GHz y 5.1GHz a 5.8GHz bajo el acople de dos elementos 2.4GHz y 5GHz a una única alimentación. La antena es de peso liviano con salida de conector N-hembra y puede ser instalada con polarización vertical u horizontal figura 2.6.

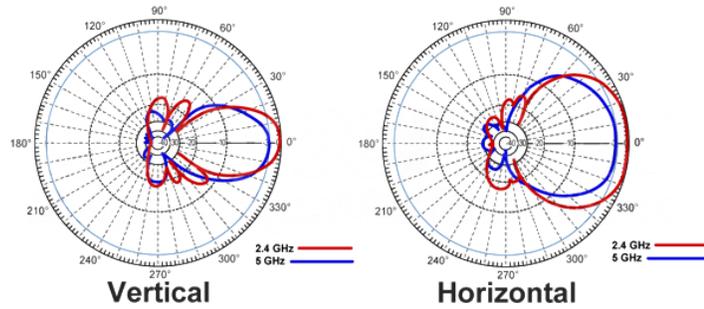


Figura 2.6. Polarización de la antena.

Las especificaciones técnicas de la antena se muestran en la tabla 2.8.

Antena <i>HG2403PCR Hyperlink Technologies Inc.</i>	
Rangos de frecuencia	2400 – 2500 MHz, 5125 – 5850 MHz
Ganancia	9 dBi @ 2400 – 2500 MHz, 6dBi @ 5125 – 5850 MHz
Ancho de haz horizontal	65 grados
Ancho de haz vertical	25 grados
Impedancia	50 Ohm
Max. Entrada de energía	1 Watt
VSWR	< 1.5 : 1 avg.

Tabla 2.8. Antena de recepción de vídeo.

### Receptor de video

Este receptor es especialmente indicado para ser utilizado con el transmisor de video de 120 mW. Su principal característica es la conexión de una antena externa por lo que se pueden utilizar antenas de alta ganancia y realizar enlaces de video a gran distancia.

Recibe señales estándar PAL y NTSC lo que hace que su uso sea factible en cualquier parte del mundo. Tiene la capacidad de cubrir distancias entre 100 y 200 metros con obstáculos tales como muros, puertas y otros. La tabla de especificaciones se muestra a continuación:

Receptor inalámbrico de Audio/Video: 8 canales 2.4 Hz Draganfly™	
Banda de frecuencia	2.4GHz
Entrada/ Salida Video	1V p – p/75 ohm
Entrada / Salida Audio	0.8V / 600 ohm
Antena	60 grados direccional
Ancho de Banda de audio	50 – 17KHz
Alimentación	DC 12V, regulado
Consumo de energía	180mA
Tamaño	x150 x 88 x 40 mm

Tabla 2.9. Receptor de vídeo.

### Capturadora de video

La función principal de la capturadora de video (*frame grabber*) es convertir la señal analógica de video a un formato digital reconocido por un equipo de cómputo, el modelo *sensoray 2250* utilizado en el proyecto *LETAN* recibe como entrada un video analógico NTSC o PAL y lo convierte al formato MPEG. Las características de la capturadora se describen a continuación (Tabla 2.10):

Capturadora de video <i>Sensoray 2250S</i>	
Entrada	Video: compuesto (BNC) o S-video (DIN), 75Ohm.
Formatos de entrada de video	NTSC (M), PAL (BDGHIMN)
Formatos de salida de video	MPEG1, MPEG2 (MP@ML), MPEG4(SP@L3 + soporte B-frame)
Resolución de salida	320 x 240, 720 x 480 (NTSC, 30 frames/seg) 320
Tasa de Bits	Constante o variable.
Imagen	Formato JPG o BMP.
Consumo de corriente	470mA.
Comunicación USB	USB 1.1 o 2.0

Tabla 2.10. Características de la capturadora *Sensoray 2250S*

La conexión entre la capturadora y el equipo de cómputo se explica en el capítulo 3.

### Unidad de Cómputo

Todo el procesamiento digital y de control se lleva a cabo en la unidad de cómputo, ésta debe tener la capacidad de soportar un tratamiento de imágenes y poder correr rutinas de control discreto sin que se vea afectado en la operación. Adicional a esto disponer de por lo menos dos puertos de conexión USB: uno para la entrada al sistema (la capturadora de video) y el segundo para la salida compuesta por un cable serial (convertidor USB-Serial).

El equipo de cómputo seleccionado para llevar a cabo esta operación es un SONY VAIO® VGN-CR590, que cumple con las especificaciones necesarias (tabla 2.11) para realizar el proceso:

Por otro lado, el equipo es compatible con la herramienta *Matlab*® versión 2010 con la cual se hace todo el procesamiento digital y la generación del control. De igual manera es capaz de trabajar con los drivers correspondientes a la capturadora de video y el convertidor USB – Serial.

SONY VAIO® VGN-CR590	
Procesador	Intel® Core™2 Duo CPU T8300 @2.4GHz
Memoria RAM	3.0 GB
Sistema Operativo	Microsoft Windows XP Professional 32 bits
Puertos USB	3 puertos; 1.1 o 2.0 USB

Tabla 2.11. Equipo de cómputo.

### Tarjeta de desarrollo

La tarjeta de desarrollo utilizada fue suministrada por uno de los directores del presente trabajo de grado, por otro lado ya se tenía experiencia trabajando con dsPIC, por lo cual la elección se limitó a este tipo de componentes. Se considera que las especificaciones de la tarjeta y en sí, del PIC (Peripheral Interface Controller) contenido en ella (dsPIC30f5011), están sobredimensionadas para la aplicación que tiene en el proceso [10].



Figura 2.7. Tarjeta de desarrollo

La tarjeta de desarrollo está compuesta principalmente por un oscilador de cristal a 10MHz, una pastilla MAX232 de transferencia directa que permite la comunicación serial entre el computador y el PIC, un regulador de voltaje ajustable LD1117 y el PIC dsPIC30f5011.

La función del PIC es la de un convertidor Digital-Análogo: pasar la información proveniente del equipo de cómputo a un PWM serial con 4 canales de mando para el dirigible (figura 2.8).

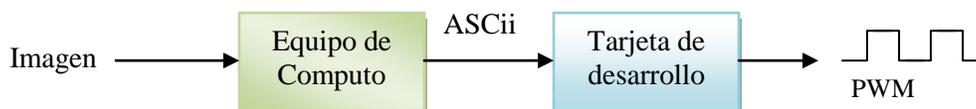


Figura 2.8. Entrada salidas tarjeta desarrollo

A continuación se muestran las características representativas del microcontrolador dsPIC30f5011:

dsPIC30f5011	
Arquitectura	16-bit
Velocidad CPU (MIPS)	30
Tipo de Memoria	Flash
Memoria de Programa (KB)	66
RAM Bytes	4,096
Rango de Temperatura (°C)	-40 a 125
Rango Voltajes de Operación (V)	2.5 a 5.5
Pines I/O	52
Cantidad de Pines	64
Características Sistema Gestión	PBOR, LVD
Oscilador Interno	7.37 MHz, 512 kHz
Periféricos Comunicación Digital	2-UART, 2-SPI, 1-I2C
Periféricos Análogos	1-A/D 16x12-bit @ 200(ksps)
Comparadores	0
Periféricos PWM	8/8
Timers	5 x 16-bit 2 x 32-bit
Puerto Paralelo	GPIO
Hardware RTCC	No
DMA	0

Tabla.2.12. dsPIC30f5011.

### Transmisor de radio control

La transmisión de la señal de control se hace a través de un radiocontrol *Futaba 6XAS*, el cual recibe la señal de PWM serial (ver figura 2.9) proveniente del PIC y la modula para transmitirla a una frecuencia de 72MHz. El radio tiene dos palancas de mando con dos grados de libertad, actuando sobre cuatro canales de los 6 que posee el radio, para comandar el vuelo del dirigible se necesitan únicamente 3 canales (canal1: rotor de cola; canal2: eje Z y canal3: eje X).

Adicionalmente el radio posee un “switch” que según la posición en la que se sitúe (automático o manual), permite el manejo del dirigible a través de la señal de control con el PWM serial proveniente del equipo de computo o las dos palancas de mando (Tabla 2.13).

Modulador Futaba 6XAS 6 canales	
Frecuencia	72.0 MHz
Modulación	FM/PPM cambiabile PCM
Canales	6 Canales
Puerto	PWM serial 6Pin
Alcance Señal	1000 mts
Potencia Salida	250 mW
Alimentación	12.0 V
Funciones	Programables

Tabla 2.13. Modulador de Radio-Control Futaba.

2.6 Software

2.6.1 MATLAB® 2010

El acople de todos los dispositivos se hace a través de un cerebro lógico programado, se escogió la herramienta MATLAB® para realizar esta tarea por su versatilidad, amplia gama de aplicaciones y gran cantidad de *toolbox* aplicables. En Matlab se puede unificar los procesos de control, la comunicación y el procesamiento digital de imágenes para crear el software de *LETAN*.

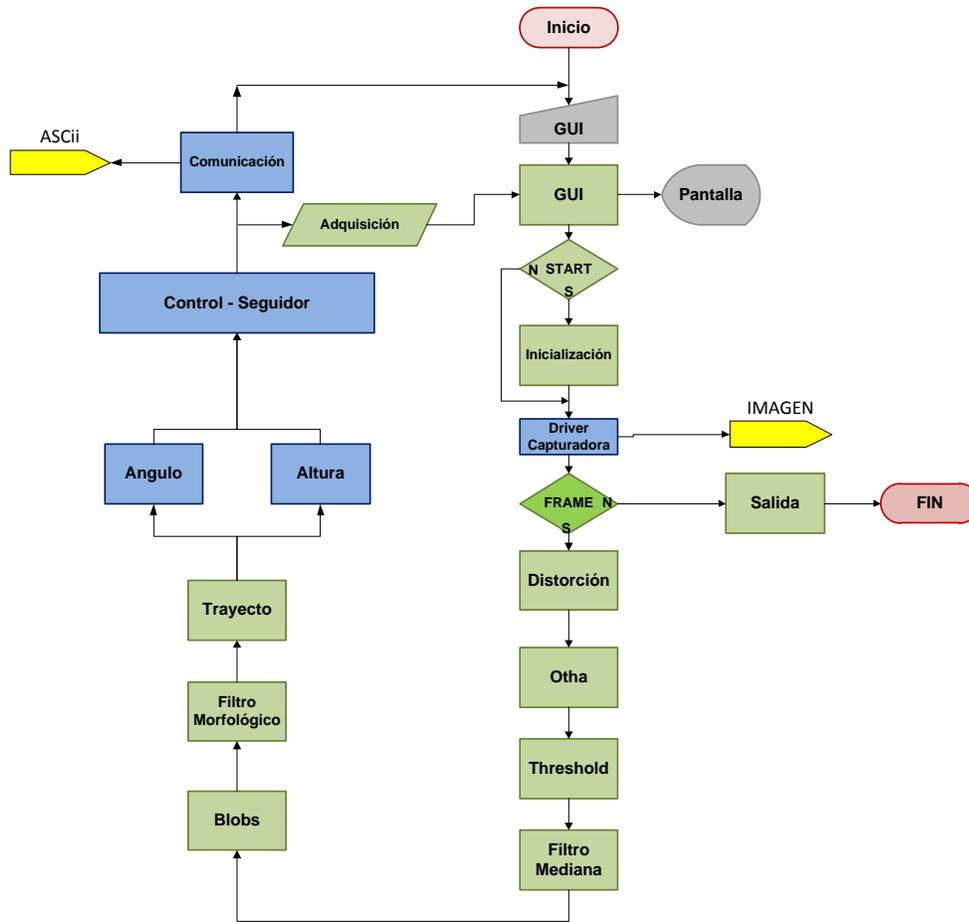


Figura 2.9. Diagrama de Flujo Código Matlab

A continuación se explica cada uno de los bloques del diagrama de flujo de la figura 2.9.

**Inicio – Fin:** estados de arranque y parada del programa desde Matlab.

**Salida:** función que cierra todos los drivers (capturadora, conversor USB - serial) que han sido abiertos, en caso de existir error de ejecución debido a la carga de los frames de la capturadora mostrará un mensaje con el detalle del problema.

**GUI:** Interfaz Hombre - Máquina (HMI) a través de la cual el usuario visualiza, ejecuta e ingresa parámetros para la ejecución del proceso (figura 2.9).

**Inicialización:** hace el llamado de los drivers correspondientes a la adquisición de imágenes y la salida serial para la comunicación. Este proceso puede tardar varios segundos y la función no continua hasta que el llamado haya finalizado.

**Driver Capturadora:** carga las imágenes que el driver entrega al programa, en este bloque se realiza una captura de 1 frame cada 500 mseg de los 30 frames por segundo que la capturadora entrega, es decir que el tiempo de muestreo  $T_s = 500\text{ms}$ .

**Distorsión:** la imagen adquirida en el proceso anterior presenta distorsión radial y tangencial debido al lente y parámetros del sensor. Este bloque hace la corrección mediante una regresión lineal explicada con mayor detalle en el capítulo 3.

**Otha:** es una transformación lineal que se le hace a las componentes RGB para crear un nuevo espacio (ver capítulo 3).

**Threshold:** mejor conocido como umbralización, se utiliza para separar en dos tipos de componentes la imagen según el umbral propuesto. Se explicará en el capítulo 3.

**Filtro Mediana:** este filtro se utiliza para disminuir la cantidad de ruido en la imagen capturada.

**Blobs:** extracción de las regiones de interés de la imagen, aquí se determinan perímetros, áreas y centroides de cada objeto. Ver capítulo 3.

**Filtro Morfológico:** último filtro para descartar objetos de la imagen que no cumplan con las características circulares que se especificaron en el diseño de los landmarks.

**Trayecto:** con los datos arrojados por los filtros anteriores se hace la construcción del camino mediante la unión de puntos de cada objeto en orden secuencial.

**Altura-Angulo:** esta función determina la altura y dirección que la aeronave se encuentra en ese instante de tiempo. Para luego hacer correcciones de ser necesario. Ver capítulo 4.

**Control Seguidor:** conjunto reglas reactivas que el robot debe compensar para cumplir con la misión, para este caso en particular debe desplazarse del punto A al punto B mediante el trayecto generado en los bloques anteriores. Ver capítulo 5.

**Comunicación:** después de realizarse los cálculos necesarios de las correcciones de posición del robot, es necesario enviar la información a los actuadores para cumplir con la corrección

**Adquisición:** registro que almacena los datos para ser graficados después de la operación.

**Start:** Condición que permite que solo se ejecute la inicialización una vez.

**Frame:** lee el número de frames que fueron cargados, en caso de no encontrar frames sale del programa.

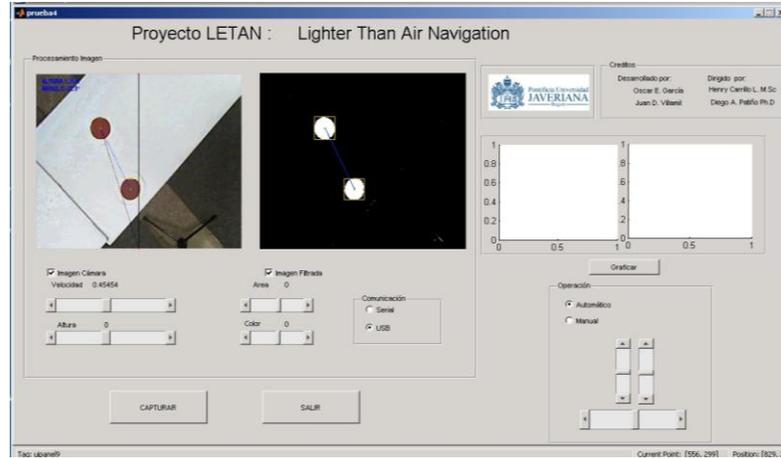


Figura 2.10. Interface Hombre Máquina (GUI)

### 2.6.2 MPLAB IDE

La programación del microcontrolador se hace a través de un conjunto de herramientas de codificación de software llamado MPLAB IDE (Integrated Development Environment) que permite desarrollar la lógica necesaria y traducirla desde un lenguaje de bajo nivel como C al lenguaje de máquina (binaria).

La programación del dsPIC30f5011 se hizo de acuerdo con el diagrama de bloques mostrado en la figura 2.11 cuya entrada serial son los 4 caracteres ASCII provenientes del módulo del equipo de computo y la salida es el PWM serial que va a ser enviado al radiocontrol. A continuación se explica el funcionamiento de cada uno de los bloques:

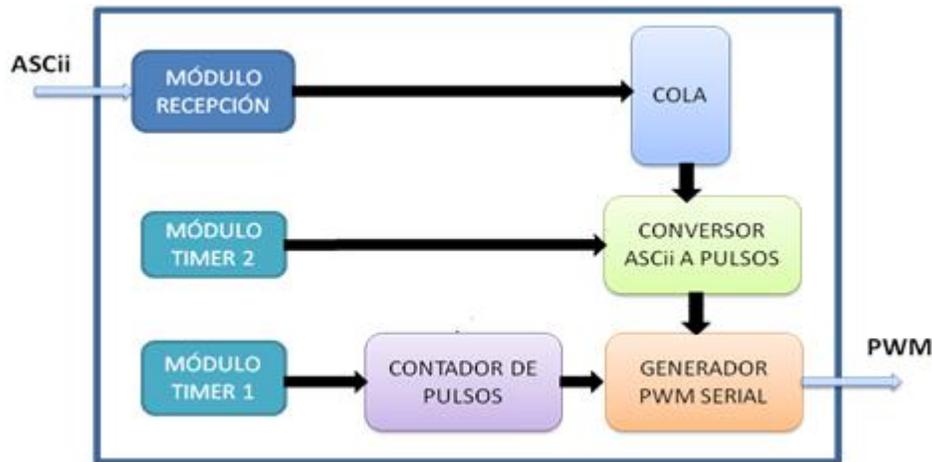


Figura 2.11. Módulo implementado microprocesador

Módulo recepción: se refiere al proceso de recepción que se hace a través de la UART (Universal Asynchronous Receiver - Transmitter) del microcontrolador. En el momento que llega un carácter ASCII al pin de recepción se activa la bandera de interrupción correspondiente a la recepción; dentro de la interrupción los caracteres ASCII son almacenados en una cola creada por software para su posterior procesamiento.

Módulo Timer1: es el timer configurado para generar una interrupción cada  $3.7\mu\text{s}$ , dentro de la interrupción se aumenta la cuenta de pulsos, lo que quiere decir que un pulso equivale a  $3.7\mu\text{s}$ .

Módulo Timer2: es el timer configurado que genera una interrupción cada 1ms, dentro de la interrupción activa el bloque conversor ASCii a Pulsos.

Cola: es un registro de almacenamiento que se comporta de la forma FIFO, su tamaño es de 12 bytes (cada byte equivale a un carácter ASCii), estos caracteres se almacenan en la cola durante la interrupción por recepción y son extraídos uno por uno hacia el modulo de conversión durante la interrupción del timer2.

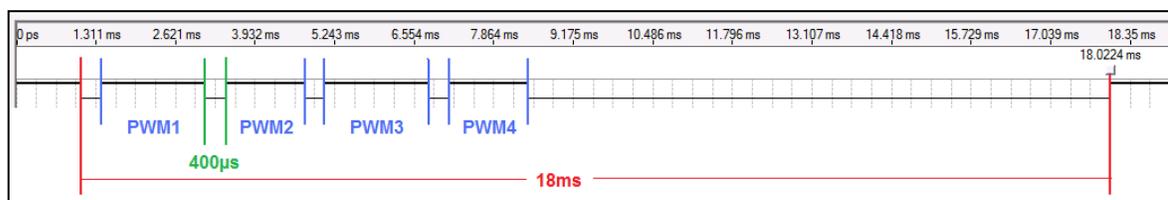
Conversor ASCii a pulsos: en este modulo se hace la conversión de carácter ASCii a su correspondiente representación en cantidad de pulsos. La relación existente entre cada carácter ASCii y la cantidad de pulsos representativa se presenta en la tabla 2.14. (Ver capítulo 4)

Carácter ASCii	Cantidad pulsos						
A	323	N	310	Y	296	l	270
B	322	O	309	X	294	k	268
C	321	P	308	W	292	j	266
D	320	Q	307	V	290	i	264
E	319	R	306	U	288	h	262
F	318	S	305	T	286	g	260
G	317	T	304	S	284	f	258
H	316	U	303	R	282	e	256
I	315	V	302	Q	280	d	254
J	314	W	301	P	278	c	252
K	313	X	300	O	276	b	250
L	312	Y	299	N	274	a	248
M	311	Z	298	M	272	Z	180

**Tabla 2.14. Conversión ASCii – pulsos del microcontrolador.**

Contador de pulsos: este modulo se activa cada  $3.7\mu\text{s}$  correspondiente a la interrupción del timer1, cada vez que se activa aumenta en uno la cantidad de pulsos.

Generador PWM serial: este bloque tiene a la salida la señal PWM serial que se quería generar (figura 2.12) la cual va a ser la entrada al radiocontrol, para generar dicha señal se debe tener en cuenta la cantidad de pulsos correspondientes a cada uno de los 4 canales de la salida. Es decir, que el primer carácter ASCii de entrada corresponde a PWM1, el segundo carácter ASCii a PWM2 y así sucesivamente.



**Figura 2.12. PWM serial**

Se debe tener en cuenta que entre cada una de las señales PWM existe un tiempo de  $400\mu\text{s}$  para separación de los canales, de igual manera, el periodo de la señal de salida es de  $18\text{ms}$ , lo que quiere decir que se extiende la relación entre la cantidad de pulsos y los periodos mencionados.

PWM  $\rightarrow$  cantidad pulsos  $\rightarrow$  carácter ASCII

Delay  $\rightarrow 400\mu\text{s} \rightarrow 106$  pulsos

Periodo  $\rightarrow 18\text{ms} \rightarrow 4864$  pulsos

La salida de la señal PWM serial se hace a través de un pin del microcontrolador, que cambia de flanco cada vez que la cantidad de pulsos del contador corresponde a la cantidad de pulsos del conversor. A continuación se muestra el diagrama de flujo del software implementado en el microcontrolador:

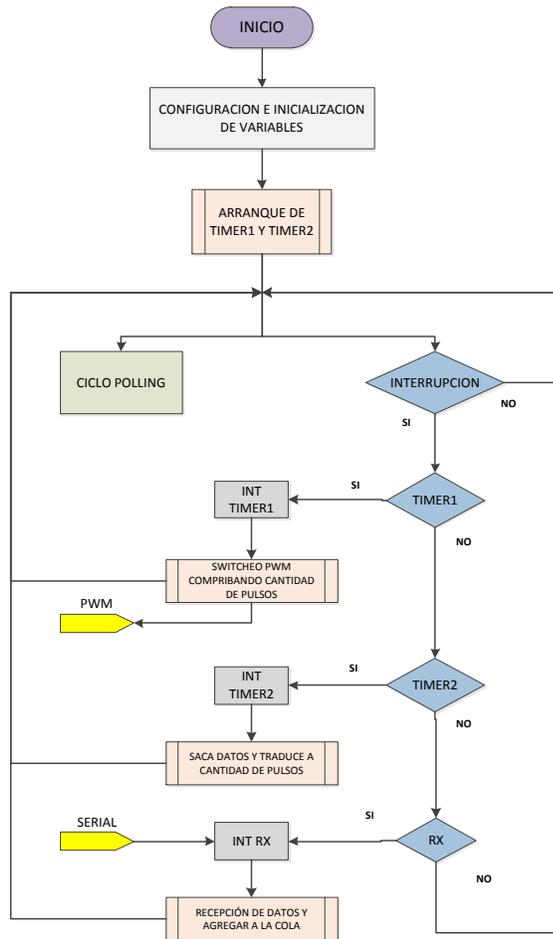


Figura 2.13. Diagrama Flujo Código Microcontrolador

El diagrama de flujo de la figura 2.13 incluye tres módulos de interrupción: dos por *timer* y una por recepción de datos seriales provenientes del equipo de cómputo, cada una de las interrupciones tiene un proceso determinado en el ciclo para obtener a la salida el PWM serial que se quiere.

Se unificó el hardware embarcado y no embarcado a través del software programado en las herramientas de MATLAB y MPLAB, de igual forma se pudo establecer la comunicación entre el control en tierra y los actuadores del dirigible a través de caracteres ASCII, los cuales representan un valor determinado en cada

uno de los cuatro canales del PWM, que se modulan en el radiocontrol y enviados de forma inalámbrica a la aeronave.

En la aeronave, el receptor acoplado a los actuadores transmite la señal de control a los motores para posicionar correctamente el dirigible. La realimentación del lazo de control se hace con la cámara embarcada que envía la señal de video a través del transmisor de 4 canales, en tierra se recibe la señal y se le hace el adecuado procesamiento (ver capítulo 3) para extraer la información necesaria y controlar nuevamente.

Un hardware con capacidades de movimiento y la facilidad para controlarlo, permite ser dotado con un cerebro lógico para la toma de decisiones. En este capítulo se muestra la combinación de hardware – software, y las herramientas que se extrajeron de cada una de estos para implementarlas en el proyecto *LETAN*.

# Capítulo 3

## Procesamiento de Imágenes

### Índice

- 3.1 **Introducción**
- 3.2 **Navegación por visión**
- 3.3 **Cámara**
- 3.4 **Capturadora de video y Matlab**
- 3.5 **Caracterización de la Cámara**
  - 3.5.1 Parámetros Extrínsecos e Intrínsecos
- 3.6 **Procesamiento Digital de Imágenes**
  - 3.6.1 Remoción de la Distorsión de Imagen
  - 3.6.2 Landmark
  - 3.6.3 Detección de Landmark
  - 3.6.4 Detección de Ángulo

---

### 3.1 Introducción

Este capítulo está enfocado en el tratamiento digital que se hace a la señal capturada por el sensor principal de la aeronave para lograr obtener datos asertivos del estado del dirigible que sirvan de información veraz al momento de tomar una acción de control durante el vuelo. De igual manera se presenta la definición de navegación por visión y el procesamiento digital de imágenes, todo el proceso de calibración de una cámara y la extracción de los parámetros extrínsecos e intrínsecos de la misma. Por otro lado, el proceso de extracción de características de los *landmarks* utilizando diversos métodos de detección visual y procesamiento de imágenes, con el fin de identificar la altura y el ángulo de desviación que presenta el dirigible durante su recorrido en vuelo crucero. Estos datos servirán para cerrar el lazo de control que hace operar al dirigible de manera autónoma.

### 3.2 Navegación por visión

La conversión de un espacio tridimensional a un espacio bidimensional conlleva una transformación de un sistema de tres coordenadas a un sistema de dos, el dispositivo encargado de dicha conversión es la cámara de video considerado el sensor visual por excelencia. La navegación por visión consiste en el correcto desplazamiento (sin choques con objetos circundantes) a través del espacio, teniendo como punto de partida una referencia y un lugar de llegada utilizando un sensor visual.

La navegación visual o navegación por visión, consiste en la extracción de información de un tren de imágenes para ubicar, posicionar y posteriormente tomar decisiones de control para el vehículo, éste se basa en el reconocimiento de referencias (*landmarks*), patrones, colores, características determinadas y objetos de fondo o primer plano [4].

El análisis visual consiste básicamente en clasificar, según características determinadas, el contenido de las imágenes, entre otras, haciendo una eliminación a través de filtros específicos, los cuales facilitan la elaboración de un futuro algoritmo para las tareas de navegación, generación de rutas y seguimiento de objetos por parte del robot.

Dentro de este campo se presentan grandes investigaciones con el fin de desarrollar técnicas que se asemejen al procesamiento visual humano. La principal característica en un sistema visual de navegación, es la mínima cantidad de tiempo requerido para extraer la información necesaria de una secuencia de imágenes haciéndose similar a un análisis en tiempo real, obviamente guardando las debidas proporciones, además de la poderosa herramienta de “percibir” lo que se encuentra alrededor.

### 3.3 Cámara

La cámara utilizada en este proceso generalmente es embarcada y puede ser de imágenes o de video. Este dispositivo posee características y parámetros que deben ser caracterizados para un buen desempeño y correcto funcionamiento, la clasificación de éstos se hace en parámetros intrínsecos y extrínsecos de la cámara [4].

Los parámetros extrínsecos dependen de la relación que hay entre la posición de la cámara y las coordenadas del sistema. Por otro lado, los parámetros intrínsecos de la cámara no cambian con el movimiento ni con el cambio de posición, estos parámetros son propios de cada cámara.

La calibración de la cámara es un proceso de vital importancia para el proceso de control y navegación en el dirigible, pues determina todos los parámetros necesarios en la relación coordenada-pixel. Haciendo una analogía, de igual manera como un jugador de tenis hace una sincronización de ojo-mano, debe existir una relación entre la cámara y la acción de los motores en el dirigible, esto se hace posible a través de la caracterización [4].

### 3.4 Capturadora de video y Matlab®

Una de las partes más interesantes del presente proyecto se encuentra en la integración de un sensor de video y un computador para la aplicación del control de vuelo del dirigible, esta integración es posible gracias al software utilizado para el desarrollo - MATLAB® - y una capturadora de video.

Utilizando el *toolbox* de adquisición de imagen de MATLAB®, (tecleando *imaqtool* en el workspace) se adicionó la capturadora de video como dispositivo de imagen; se debe buscar el driver correspondiente (*mid2250.dll*) y conectar el dispositivo para su reconocimiento, de igual manera se pueden conocer y manipular las características de la señal de video que entrega la capturadora, en este caso se tiene una imagen en el espacio de color RGB y una resolución de 720 x 480 píxeles (figura 3.1).



Figura 3.1 Imagen tomada de imaqtool.

### 3.5 Caracterización de la Cámara

Las cámaras poseen características que deben ser tenidas en cuenta para su correcto funcionamiento, estas propiedades físicas se conocen como parámetros extrínsecos e intrínsecos y la adquisición de estos datos es conocido como *calibración* de la cámara; este procedimiento se requiere para poder extraer información verídica de las imágenes – 2D – y realizar la navegación en el espacio – 3D –, en pocas palabras, para poder realizar un mapeo ( $R_3 \rightarrow R_2$ ) adecuado.

El método de caracterización escogido para la calibración es el presentado por Zhengyou Zhang en su artículo *Flexible Camera Calibration by Viewing a Plane From Unknown Orientations* [19], en éste se introduce una manera de calibrar la cámara sin tener que hacer extensas mediciones y/o disponer de puntos estratégicos y debidamente posicionados (modelos 3D). La facilidad consiste en el movimiento de un patrón tipo tablero de ajedrez (figura 3.2) y la extracción de las intersecciones de los cuadros como referencias del mismo.

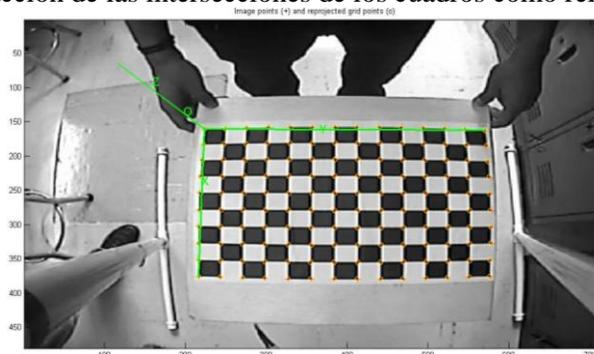


Figura 3.2 Patrón de Calibración



$$f_c = \begin{bmatrix} f_c^1 \\ f_c^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 575.660 \\ 507.868 \end{bmatrix}$$

- Punto central o principal: es el punto central de la cámara en el cual no existe distorsión de ningún tipo.

$$c_c = \begin{bmatrix} c_c^1 \\ c_c^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 377.710 \\ 261.587 \end{bmatrix}$$

- Coeficiente de cuadratura: determina la cuadratura del pixel, en general si el coeficiente es 0, significa que el pixel es completamente cuadrado.  
 $\alpha_c = 0.00$
- Coeficientes de Distorsión: en el siguiente vector se encuentran los coeficientes de distorsión radial y tangencial del lente de la cámara, en el que  $k_c^1$ ,  $k_c^2$  y  $k_c^5$ , son los coeficientes de distorsión radial y  $k_c^3$  y  $k_c^4$  son los coeficientes de distorsión tangencial [1].

$$k_c = \begin{bmatrix} k_c^1 \\ k_c^2 \\ k_c^3 \\ k_c^4 \\ k_c^5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.339 \\ 0.055 \\ 0.002 \\ -0.002 \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

En la siguiente sección se presentan cada uno de los métodos digitales utilizados para el reconocimiento de landmarks y la extracción de los datos de altura y desviación del dirigible.

### 3.6 Procesamiento Digital de Imágenes

El procesamiento digital de imágenes consiste en utilizar técnicas de procesamiento digital de imágenes para extraer información requerida de una imagen a partir de distintos tipos de filtros y algoritmos matemáticos; como resultado se tienen modificaciones en la imagen a medida que se van aplicando los diferentes métodos. A continuación se presentan los métodos de procesamiento de imágenes utilizados en el proyecto *LETAN*.

#### 3.6.1 Remoción de la Distorsión de Imagen

Haciendo la proyección del punto  $\mathbf{X}_c = [x_c, y_c, z_c]^T$  con relación al plano imagen y teniendo en cuenta los parámetros intrínsecos de la cámara se genera un sistema coordenado normalizado que define la posición de los pixeles de la imagen de la siguiente manera [1]:

$$X_n = \begin{bmatrix} x_c/z_c \\ z_c/z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Teniendo en cuenta la distorsión que aplica el lente de la cámara, el nuevo punto normalizado está definido como:

$$X_d = \begin{bmatrix} X_d^1 \\ X_d^2 \end{bmatrix} = (1 + k_c^1 r^2 + k_c^2 r^4 + k_c^5 r^6) X_n + d_x \quad (3.3)$$

Donde  $r^2 = x_i^2 + y_i^2$  y  $d_x$  es el vector de distorsión tangencial:

$$d_x = \begin{bmatrix} 2k_c^3 x_i y_i + k_c^4 (r^2 + 2x_i^2) \\ k_c^3 (r^2 + 2y_i^2) + 2k_c^4 x_i y_i \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Ahora las coordenadas finales del pixel de la proyección del punto en el plano imagen está determinado por:

$$x_{pixel} = \begin{bmatrix} x_p \\ y_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_c^1 (x_d^1 + \alpha_c * x_d^2) + c_c^1 \\ f_c^2 x_d^2 + c_c^2 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Lo que quiere decir que la relación existente entre el vector  $x_{pixel}$  y el vector  $x_d$  es lineal, y se hace a través de  $K_K$ :

$$\begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ 1 \end{bmatrix} = K_K \begin{bmatrix} x_d^1 \\ x_d^2 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

Donde  $K_K$  se conoce como la matriz de la cámara y se define como:

$$K_K = \begin{bmatrix} f_c^1 & \alpha_c * f_c^1 & c_c^1 \\ 0 & f_c^2 & c_c^2 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Utilizando la función *visualize\_distortions* del toolbox de calibración se pueden evidenciar los distintos tipos de distorsión que tiene el lente de la cámara para ser corregidos, radial y tangencial (figura 3.4):

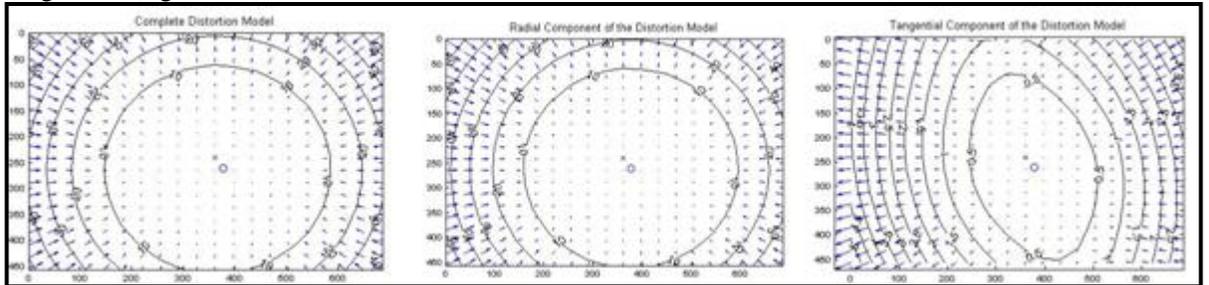


Figura 3.4 Distorsión: (a) completa (b) radial (c) tangencial

Aplicando la corrección de la distorsión de imagen se tiene como resultado una imagen sin bordes redondeados y trazos rectos (figura 3.5), esta corrección se hace ajustando los pixeles según la matriz de la cámara y los coeficientes de distorsión mencionados anteriormente.

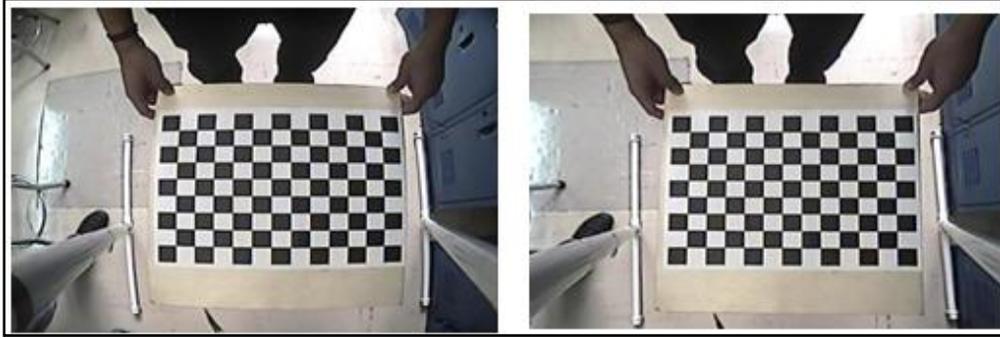


Figura 3.5 Corrección distorsión: (a)imagen original (b) imagen sin distorsión.

### 3.6.2 Landmark

Para que la aeronave siga una trayectoria es importante el reconocimiento de su posición actual y la siguiente, en el caso de *LETAN*, se utilizó un único sensor visual, el cual, por medio de identificación de puntos de referencia en tierra, mejor conocidos como *landmarks*, pueda determinar la altura y trayectoria del dirigible.

#### 3.6.2.1 Clases de Landmarks

Básicamente se definen dos clases:

- Activos y pasivos: la particularidad de los landmarks activos radica en que ellos por sí mismos pueden transmitir cualquier tipo de señal, por el contrario de los pasivos, los cuales necesitan algún tipo de excitación para enviar la información correspondiente.
- Natural y Artificial: los landmarks naturales son particulares del medio donde se encuentran, no es muy común encontrar landmarks naturales con características homogéneas y regulares, lo que sí sucede con los artificiales que pueden ser modificados dependiendo el propósito.

El objetivo fundamental de los landmarks es brindar la información necesaria para la realización de la misión del robot, por esta razón, en el proyecto se definieron landmarks artificiales y pasivos, cuyas características son homogéneas y de alta visibilidad.

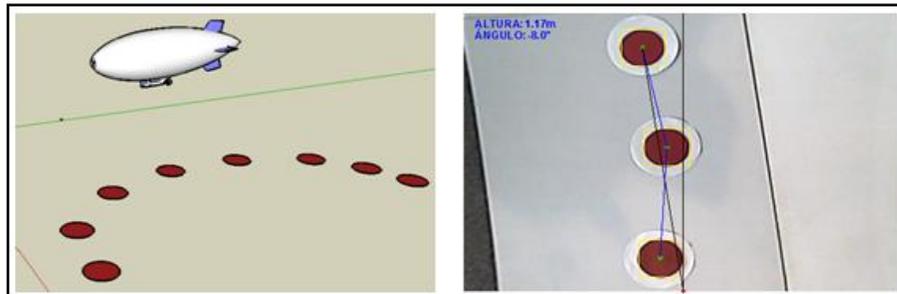


Figura 3.6 (a) Representación del dirigible en vuelo crucero. (b) Imagen vista desde la aeronave

Los landmarks seleccionados (figura 3.6) son discos con alto contraste con el contorno, los siguientes parámetros son los que se pueden identificar de un grupo de landmarks para este caso en particular:

- Perímetro  $p = 2\pi r = constante$
- Área  $a = \pi r^2 = constante$
- Color
- Forma

### 3.6.3 Detección de Landmarks

En la navegación se utilizan diversos tipos de *landmarks*, teniendo en cuenta características particulares, se les hace un tratamiento digital con el fin de reconocer patrones como el color (rojo) y la forma (circular), que permitan identificar y extraer de los mismos la información necesaria para realizar posteriormente el control. Las técnicas utilizadas en dicho proceso se describen a continuación:

#### 3.6.3.1 Segmentación de color

La percepción del color en el ojo humano es posible gracias a tres diferentes tipos de pigmentos ubicados en la retina, los cuales absorben diferente longitud de onda que se encuentran en los rayos de luz. El espectro de absorción está determinado por los tres tipos de conos: cono de onda corta (azul), cono de onda media (verde) y cono de onda larga (rojo) como se ilustra en la figura 3.7 [2].

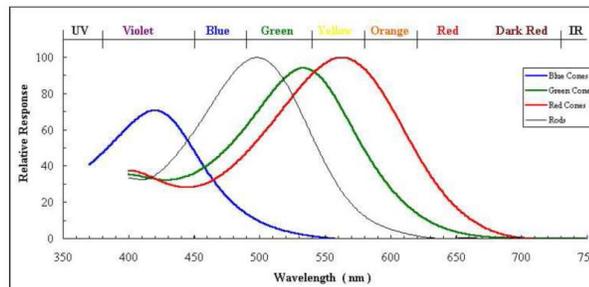


Figura 3.7. Espectro de absorción de los conos.

Otro factor importante para la detección del color en el espacio RGB es la intensidad de cada una de sus componentes la cual varía entre 0 y 1, el espacio de color RGB se muestra en la figura 3.8(a).

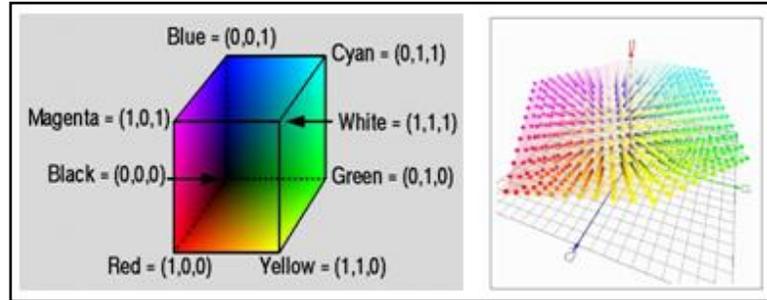


Figura 3.8 (a) Representación del espacio RGB (b) Espacio Ohta

La detección de color está basada en las tres componentes R(Red), G(Green) y B(Blue) de la imagen capturada y corregida (figura 3.10(a)). Luego de realizar una transformación lineal del espacio RGB mediante aritmética básica a un nuevo espacio de color mejor conocido como *OHTA*, presentado Yu-Ichi Ohta en su artículo *Color Information for Region Segmentation* [13] y cuyo espacio se encuentra representado por (figura 3.8(b)):

$$\begin{aligned}
 I_1 &= \frac{1}{3}(R + G + B) \\
 I_2 &= \frac{1}{2}(R - B) \\
 I_3 &= \frac{1}{4}(2G - R - B)
 \end{aligned}
 \tag{3.8}$$

Una modificación adicional sobre la componente  $I_2$  de este espacio permite realzar de mejor manera las componentes de color rojo [19], lo cual se comprobó de manera experimental con Matlab® y se muestra en la figura 3.9(c).

$$I_2' = \frac{1}{2}(2R - G - B)
 \tag{3.9}$$

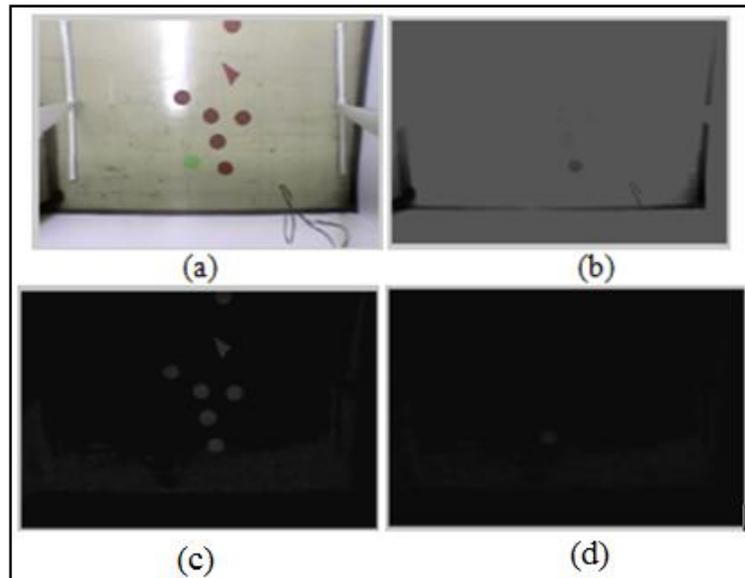


Figura 3.9 (a) Imagen capturada (b) imagen en  $I_1$  (c) Imagen  $I_2'$  (d) Imagen en  $I_3$

A partir de este punto la componente más importante es  $I_2'$  debido a que el color rojo es de mayor intensidad como se aprecia en el histograma a continuación (figura 3.10):

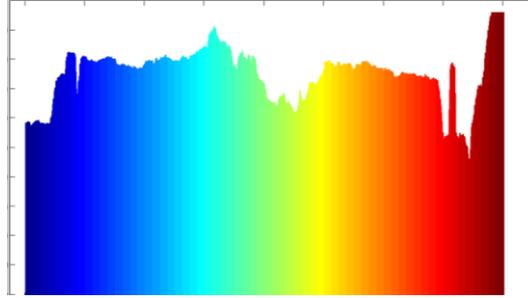


Figura 3.10 Realce de color en la imagen

La imagen se pasa a través de diferentes filtros como son: *threshold* con la función *graythresh* para umbralizar la imagen, un filtro de área *bwareopen* – mayor a 300 píxeles – e *imfill* para rellenar los objetos que contengan huecos; de esa manera se pudo identificar y etiquetar los objetos de color rojo con la función *bwlabel* (figura 3.11(b)).



Figura 3.11 (a) Componente I<sub>2</sub>' (b) Imagen después de los filtros

Ya teniendo la etiqueta de los objetos (o mejor llamados *blobs*) se extraen propiedades de cada uno de ellos tales como la ubicación del centroide, el área, el bounding box y el perímetro, gracias a la función *regionprops* de Matlab®.

### 3.6.3.2 Segmentación por forma

La segmentación por forma se hace a partir de la morfología que tienen los *landmarks*, para este caso se sabe que su forma es circular. Extrayendo las propiedades (área, perímetro, centroide) de cada uno de los blobs, se llega a la relación matemática existente entre el perímetro del objeto y su área, la cual debe cumplirse si el objeto llegase a ser un círculo:

$$R = \frac{4\pi * A}{P^2} = 1 \quad \text{con} \quad \begin{array}{l} P: \text{perímetro} \\ A: \text{área} \end{array}$$

Como el dirigible está en movimiento la imagen adquirida no es completamente fiel, debe existir un margen de error que permita identificar objetos similares a los círculos. Experimentando y haciendo pruebas con el dirigible en movimiento se logra establecer que una relación  $R > 0.82$  es suficiente para identificar los círculos. Con este último filtro se logra determinar finalmente los objetos de la imagen que son de color rojo y que además poseen forma circular sin importar su tamaño (figura 3.12).

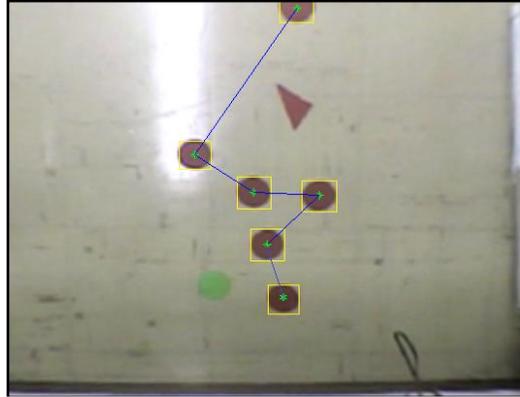


Figura 3.12 Blobs detectados

### 3.6.3 Detección de altura

Analizando nuevamente las propiedades de los blobs y bajo una rigurosa prueba experimental de altura (figura 3.13), se logró establecer una relación entre la cantidad de pixeles y una altura respectiva.



Figura 3.131 Imágenes de la prueba de altura

La prueba consistió en poner cuatro *landmarks* en el suelo, variar la altura y verificar exactamente la medida en la que se encontraba posicionada la cámara. Cada una de las propiedades (perímetro, Bounding Box y área) de cada uno de los blobs se promedió para determinar la cantidad de pixeles que representa de manera aproximada la altura real. Al graficar el comportamiento de cada uno de los parámetros tenidos en cuenta para la prueba, se evidencia que su comportamiento es totalmente no lineal (figura 3.14), por lo tanto se hizo una aproximación de tipo hiperbólico de la forma  $h(x) = a + b/x$ , la zona donde el error de aproximación es menor se encuentra entre 80cms y 160cms según los datos.

Siendo  $N$ : el número de blobs detectados y  $p_i$ ,  $a_i$ ,  $p_{BB}$  el perímetro, el área y el perímetro del bounding box de los blobs,  $i = 1, 2, 3, \dots, N$ . Se tiene que  $promedio(p) = \sum_{i=1}^N (p_i) \cdot \frac{1}{N}$ .

Las siguientes ecuaciones determinan las alturas (en metros) a la que se encuentra la cámara en función de la cantidad de pixeles del promedio de los blobs detectados, teniendo  $p$ ,  $p_{BB}$  y  $a$  como el perímetro, perímetro del Bounding Box y el área de los blobs respectivamente:

$$\begin{aligned}
 altura_p &= 0.039 + (253.539/promedio(p)) \\
 altura_{BB} &= 0.027 + (311.359/promedio(p_{BB})) \\
 altura_{area} &= 0.606 + (1878.541/promedio(a))
 \end{aligned}
 \tag{3.10}$$

Por último se le asigna un peso estadístico a cada una de las alturas encontradas, según el error presente en las aproximaciones, para este caso el error de la altura en función del perímetro de los blobs es menor; por el contrario el error en función del área es mayor pues se consideraría del orden de  $pixel^2$ .

$$altura = (0.5)altura_p + (0.3)altura_{BB} + (0.2)altura_a
 \tag{3.11}$$

La altura que detecta la aeronave está referenciada a la posición del lente de la cámara y no a la del centro de gravedad del dirigible, aunque las dos posiciones están muy cercanas una de la otra.

### 3.6.4 Detección de ángulo

La cámara se encuentra ubicada debajo del centro de gravedad del dirigible, esto quiere decir que el ángulo que se forma desde el vector central de la imagen - vector1- y la proyección al landmark deseado - vector2 -, que da directamente la variación en *yaw* ( $\psi$ ) que tiene en ese momento el dirigible, así como se muestra en la figura 3.14.

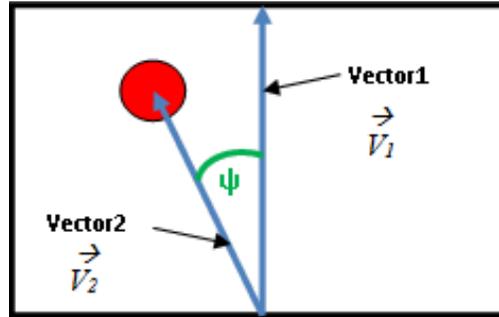


Figura 3.14 Detección del ángulo

$$\vec{v}_1 = \begin{bmatrix} v_1^1 \\ v_1^2 \end{bmatrix} \qquad \vec{v}_2 = \begin{bmatrix} v_2^1 \\ v_2^2 \end{bmatrix}$$

El ángulo formado por dos vectores se puede determinar a través de la siguiente expresión:

$$\cos \psi = \frac{v_1^1 \cdot v_2^1 + v_1^2 \cdot v_2^2}{\sqrt{((v_1^1)^2 + (v_1^2)^2) * ((v_2^1)^2 + (v_2^2)^2)}}
 \tag{3.12}$$

En definitiva el ángulo  $yaw$  está determinado por:

$$\psi = \text{acos} \left( \frac{v_1^1 \cdot v_2^1 + v_1^2 \cdot v_2^2}{\sqrt{((v_1^1)^2 + (v_1^2)^2) * ((v_2^1)^2 + (v_2^2)^2)}} \right) \quad (3.13)$$

En Matlab® se hace la implementación de esta ecuación para obtener el ángulo en que se encuentra direccionado el dirigible, y posteriormente hacer el respectivo análisis para el control.

La calibración de la cámara (figura 3.15) era necesaria para poder tener una medición exacta de cada uno los datos necesarios para controlar la altura y trayectoria del dirigible, sin la distorsión de imagen generada por el lente de la cámara. Como resultado se obtuvieron los parámetros intrínsecos y extrínsecos de la cámara [1].

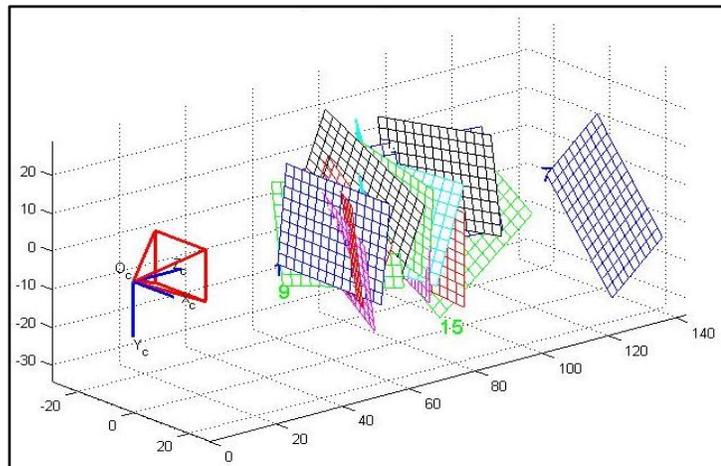


Figura 3.15. Posiciones del patrón de prueba para la calibración de la cámara

Los resultados obtenidos después del procesamiento digital de imágenes destacan la facilidad que ofrece este tipo de algoritmos y las secuelas efectivas en el cumplimiento de los objetivos propuestos. Los landmarks, debido a sus características físicas se detectan, y haciendo todo el proceso digital de imágenes se extrae la información necesaria para obtener la altura y el ángulo  $\psi$  de desviación en que se encuentra el dirigible (figura 3.16).

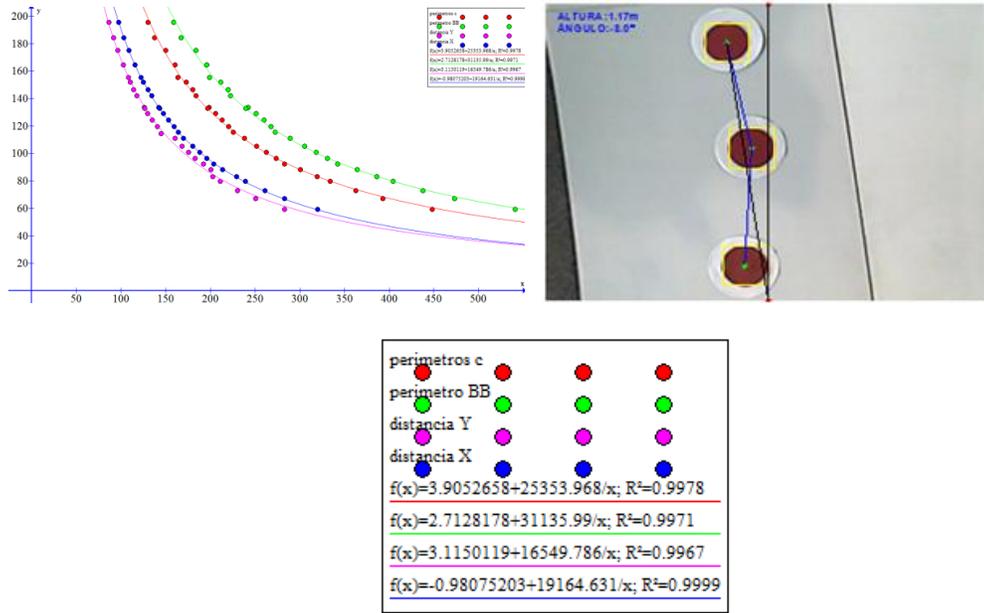


Figura 3.16. Detección de altura y ángulo ( $z$  y  $\psi$ )

Ya con los valores de altura y ángulo de desviación ( $z$  y  $\psi$ , respectivamente) se tiene la información necesaria para proceder a realizar el control automatizado del dirigible, que consiste en la corrección de la desviación del ángulo de direccionamiento y la altura predefinida por el usuario para el vuelo crucero.

La implementación de filtros digitales de imágenes evita el uso y calibración de múltiples sensores para la detección de altura o ángulo. La cámara de video es un sensor pasivo, ya que no invade con señales electromagnéticas o de otro tipo el ambiente. Los métodos de calibración de la cámara permiten obtener los valores correspondientes a sus parámetros intrínsecos y extrínsecos, los cuales se utilizan para entender el modelo de la cámara que se está utilizando.

La detección de altura y ángulo de desviación del dirigible corresponden a métodos matemáticos utilizados y pruebas empíricas que se hicieron a lo largo del desarrollo del proyecto *LETAN*. Ya con esa información se puede proceder a diseñar el control de cada una de estas variables y cerrar el lazo de control del dirigible, el diseño de los controladores se tratará en el capítulo 5.

# Capítulo 4

## Modelo

### Índice

- 4.1 Introducción**
  - 4.2 Identificación del modelo**
    - 4.2.1 Dirigible
    - 4.2.2 Hélices
    - 4.2.3 Motor
    - 4.2.4 Variador de velocidad
  - 4.3 Caracterización del modelo**
    - 4.3.1 Dirigible
  - 4.4 Simplificación del modelo**
    - 4.4.1 Dirigible
    - 4.4.2 Motor
  - 4.5 Linealización del modelo**
    - 4.5.1 Dirigible
  - 4.6 Validación del modelo**
- 

#### **4.1 Introducción**

Este capítulo está dedicado plenamente a la identificación y caracterización del modelo del dirigible. Una vez identificado el modelo de la aeronave se hace una simplificación, despreciando el alabeo y cabeceo del dirigible, con el fin de buscar la forma más sencilla de representarlo. De este modelo se extraen las funciones de transferencia lineales que posteriormente serán utilizadas en la validación del modelo para concluir la mejor aproximación de la planta real y utilizarla en el diseño de los controladores.

## 4.2 Identificación del Modelo

### 4.2.1 Dirigible

El modelo del dirigible permite identificar las características de vuelo y el comportamiento que presenta la aeronave. Para identificar el modelo se tienen en cuenta las componentes dinámicas y cinemáticas que actúan sobre el dirigible, con el fin de poder describir el comportamiento del robot *LETAN* en la trayectoria predefinida, y poder diseñar los controladores respectivos que se presentarán en el capítulo 5.

#### Modelo Cinemático

Los movimientos del dirigible tales como el desplazamiento se consideran parte del modelo cinemático, aquí se relacionan las coordenadas presentadas en el capítulo 1 para poder describir las trayectorias que la aeronave realiza. Las variables que se deben tener en cuenta con el paso del tiempo son la velocidad y la posición. Ver figura 4.1.

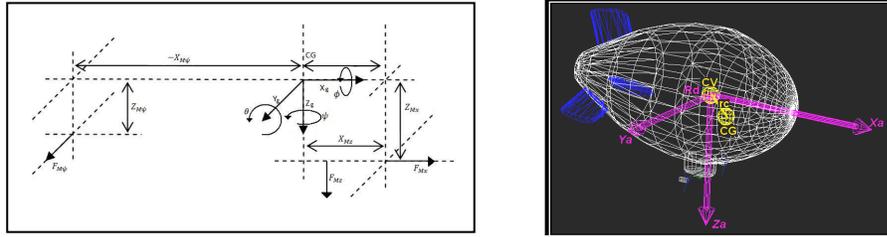


Figura 4.1. Diagrama fuerzas del dirigible.

#### Posición

La posición del dirigible (ver capítulo 1) se define según el eje coordenado  $R_d$  con relación al eje terrestre  $R_0$ . Su origen está en el centro de volumen de la aeronave (CV), y se denota como  $\eta_1$ . De igual forma la orientación angular es el vector que se expresa en términos de los ángulos de alabeo  $\phi$ , cabeceo  $\theta$  y rotación o guiñada  $\psi$ , y se denota como vector  $\eta_2$ .

$$\eta_1 = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad \eta_2 = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Uniendo los vectores  $\eta_1$  y  $\eta_2$  se obtiene el vector  $\eta$  que describe la posición espacial y angular del dirigible en el sistema de referencia  $R_d$ .

$$\eta = \begin{bmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

#### Velocidad

Los vectores que describen el cambio de posición del dirigible en relación al paso del tiempo están definidos en el vector  $v$ , el cual agrupa los vectores  $v_1$  (vector velocidad lineal) y  $v_2$  (vector velocidad angular). En la literatura se encuentra que su origen está situado según el marco de referencia aerodinámico  $R_a$ , sin embargo, para simplificar el modelo en este proyecto se toma en el eje  $R_d$ .

$$v_1 = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}; \quad v_2 = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}; \quad v = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Las fuerzas y los momentos se expresan mediante los vectores  $\tau_1$  y  $\tau_2$  respectivamente. La agrupación de estos vectores da origen a  $\tau$ :

$$\tau_1 = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}; \quad \tau_2 = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix}; \quad \tau = \begin{bmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Siendo  $F_x$ ,  $F_y$  y  $F_z$ , las fuerzas y  $N_x$ ,  $N_y$  y  $N_z$  los momentos que actúan sobre los ejes  $x$ ,  $y$  y  $z$  correspondientemente

### Transformación

La transformación del eje coordenado del dirigible  $R_d$  al eje coordenado terrestre  $R_0$  se hace a través de la matriz de rotación  $M_0^d$  [14][6].

$$M_0^d = \begin{pmatrix} \cos\psi\cos\theta & -\sin\psi\cos\phi + \sin\phi\cos\psi\sin\theta & \sin\phi\sin\psi + \sin\theta\cos\psi\cos\phi \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\psi\cos\phi + \sin\theta\sin\psi\sin\phi & -\cos\psi\sin\phi + \cos\phi\sin\theta\sin\psi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{pmatrix} \quad (4.5)$$

Esto permite relacionar directamente la posición del dirigible según el marco de referencia terrestre que se tenga. Para el robot *LETAN* la matriz  $M_0^d$  puede reducirse tomando los ángulo de Roll y Pitch ( $\phi \approx 0$  y  $\theta \approx 0$ ) como cero, debido a que el tipo de vuelo es netamente aerostático. Entonces,

$$M_0^d = \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.6)$$

Como los ángulos de  $\alpha$  y  $\beta$  son iguales a cero para esta aeronave (dirigible de espacio cerrado; capítulo 1, figura 1.7), el eje coordenado aerodinámico  $R_a$  es igual que el eje coordenado del dirigible  $R_d$  ya que no existe incidencia ni deslizamiento por parte del dirigible.

### **Modelo dinámico**

El modelo dinámico comprende los cambios en la velocidad y posición del dirigible, estos cambios están relacionados a fenómenos dinámicos aerostáticos y aerodinámicos de la aeronave, tales como el ascenso o descenso del dirigible y el efecto de los motores sobre dicho movimiento.

La ecuación característica del dirigible se basa en la segunda ley de Newton<sup>4</sup>, la cual propone que la sumatoria de fuerzas que recaen sobre el dirigible, es igual a las fuerzas inducidas por los actuadores del sistema, de esa forma:

---

4. si en un cuerpo actúan dos o más fuerzas, la aceleración que causa es igual a la que causaría una sola fuerza igual al vector suma de las fuerzas individuales [17].

$$M\dot{v}_b + C(v_b)v_b + D(v_b)v_b + g(\eta_b) = \tau_p \quad (4.7)$$

Donde,

$M$ : Matriz de masas e inercias del sistema.

$\dot{v}_b$ : Vector de velocidades lineales y angulares del sistema.

$C(v_b)$ : Vector de fuerzas y momentos por fuerzas centrífugas y efectos de coriolis.

$D(v_b)$ : Vector de fuerzas y momentos aerodinámicos.

$g(\eta_b)$ : Vector de fuerzas y momentos aerostáticos.

$\tau_p$ : Vector de fuerzas y momentos inducidos por los actuadores del sistema.

La ecuación (4.7) describe el desplazamiento de vehículos inmersos en fluidos, para los cuales, la dinámica y cinemática están sujetas a fenómenos de flotación, es decir que su aplicación está en el modelaje de submarinos y dirigibles [8]. A continuación se presenta con mayor detalle cada una de las variables que intervienen en la ecuación.

#### Matriz de masas e inercias del sistema. $M$

La matriz de masas e inercias agrupa los términos relacionados a las magnitudes físicas mencionadas para cada una de las variables de estado del modelo.

$$M = \begin{bmatrix} M_{TOTAL} & -mS(d) \\ mS(d) & I_{TOTAL} \end{bmatrix} \Rightarrow M = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & mz_g & 0 \\ 0 & m & 0 & -mz_g & 0 & mx_g \\ 0 & 0 & m & 0 & -mx_g & 0 \\ 0 & -mz_g & 0 & I_x & 0 & -I_{xz} \\ mz_g & 0 & -mx_g & 0 & I_y & 0 \\ 0 & mz_g & 0 & -I_{xz} & 0 & -I_z \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

$M_{TOTAL}$ : Sumatoria de masa total  $m$  del dirigible

$d$ : vector de posición del centro de gravedad  $CG$  respecto al centro de volumen  $CV$  del dirigible en el sistema coordenado referencia  $R_d$ .

$I_{TOTAL}$ : Sumatoria de Inercia de la membrana del dirigible  $I_c$ , Inercia de la góndola  $I_n$  e Inercia de masa adicional  $I_a$ ; cada una respecto al centro  $CV$ .

$$I_{TOTAL} = I_c + I_n + I_a$$

$S(d)$ : Operador de pre-producto vectorial

Los cálculos de inercia están referidos al sistema coordenado  $R_o$  con origen en  $CV$ .

La inercia hace referencia a la propiedad del dirigible de no modificar su estado en un punto según su distribución de masa  $m$  y la distancia  $d$  que lo separa del punto.

$$I = md^2$$

Vector de fuerzas y momentos por fuerzas centrífugas y efectos de coriolis.  $C(v_b)v_b$

Representa los efectos dinámicos consecuencia de las componentes de velocidad lineal y angular que experimenta el dirigible

$$T_d = \begin{bmatrix} (v_2 \times M_{total} v_1) + v_2 \times (m v_2 \times d) \\ (v_2 \times I_{total} v_2) + m d \times (v_2 \times v_1) + (v_1 \times M_{total} v_1) \end{bmatrix}$$

$T_d$  es un vector de 6x1. Esta expresión se simplifica empleando el operador de producto vectorial o producto cruz 'x':

$$C(v_b)v_b = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & -S(M_{total}v_1) - m_{total}S(v_2 \times d) \\ -S(M_{total}v_1) - m_{total}S(v_2 \times d) & -S(I_{total}v_2) + m_{total}S(v_1 \times d) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix}$$

La equivalencia entre  $T_d$  y el efecto de coriolis es:

$$T_d(v) = C(v_b)v_b$$

$$\begin{bmatrix} m \cdot (v_z \cdot \omega_y + z_g \cdot \omega_x \cdot \omega_z - v_y \cdot \omega_z - \omega_y^2 \cdot x_g - \omega_z^2 \cdot x_g) \\ m \cdot (v_x \cdot \omega_z + z_g \cdot \omega_y \cdot \omega_z - v_y \cdot \omega_x + x_g \cdot \omega_x \cdot \omega_y) \\ m \cdot (v_y \cdot \omega_x - v_x \cdot \omega_y - z_g \cdot \omega_x^2 - z_g \cdot \omega_y^2 + x_g \cdot \omega_x \cdot \omega_z) \\ m \cdot z_g \cdot v_z \cdot \omega_x - z_g \cdot m \cdot v_x \cdot \omega_z - I_{xz} \cdot \omega_x \cdot \omega_y - \omega_x \cdot \omega_z (I_y - I_z) \\ m \cdot z_g \cdot v_z \cdot \omega_y - z_g \cdot m \cdot v_y \cdot \omega_z + I_{xz} \cdot (\omega_x^2 - \omega_z^2) - \omega_x \cdot \omega_z (I_y - I_z) + m \cdot x_g \cdot v_x \cdot \omega_y - m \cdot x_g \cdot v_y \cdot \omega_x \\ I_{xz} \cdot \omega_y \cdot \omega_z - \omega_x \cdot \omega_y \cdot (I_x - I_y) + m \cdot x_g \cdot v_x \cdot \omega_z - m \cdot x_g \cdot v_z \cdot \omega_x \end{bmatrix}$$

Vector de fuerzas y momentos aerodinámicos  $D(v_b)v_b$

Existen dos tipos de arrastres a los que se someten las aeronaves: arrastre por diferencia de presiones y arrastre por fricción de piel. El primero se presenta en aeronaves con velocidades del orden de 0.1 Mach o superiores, el segundo se presenta en aeronaves cuya área involucrada en el fenómeno de sustentación, es muy cercano o igual al área total de la aeronave. Se presentan en aeronaves de baja velocidad, con velocidades máximas hasta 50 m/s. En el caso de los dirigibles el área total de su superficie equivale al área de sustentación.

$$D(v)v = T_m(v) + T_e(v)$$

Donde,  $T_m(v)$  y  $T_e(v)$  representan los vectores de fuerzas y momentos que actúan sobre la membrana.

$$T(v) = \begin{bmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \\ L_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix} = \frac{\rho |v_i|^2 V}{2} \begin{bmatrix} C_x V^{-1/3} \\ C_y V^{-1/3} \\ C_z V^{-1/3} \\ C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

Teniendo  $\rho$  como la densidad del fluido del interior del dirigible,  $|v_i|$  la magnitud de la velocidad del aire en la dirección respectiva y  $V$  el volumen del dirigible. Los coeficientes  $C_i$  representan constantes de arrastre.

$R_x$ : Fuerza de arrastre en  $x$   
 $R_y$ : Fuerza de arrastre en  $y$   
 $R_z$ : Fuerza de arrastre en  $z$   
 $L_A$ : Momento de balanceo en  $x$   
 $M_A$ : Momento de cabeceo y  
 $N_A$ : Momento de rotación  $z$   
 $g(\eta)$ : Vector de fuerzas y momentos aerostáticos.

$$T_s(\eta) = \begin{bmatrix} -(F_G + F_B)\text{sen}\theta \\ (F_G + F_B)\text{cos}\theta\text{sen}\phi \\ (F_G + F_B)\text{cos}\theta\text{cos}\phi \\ -z_g F_G \text{cos}\theta\text{sen}\phi \\ -z_g F_G \text{sen}\theta - x_g F_G \text{cos}\theta\text{sen}\phi \\ x_g F_G \text{cos}\theta\text{sen}\phi \end{bmatrix}$$

Con  $F_G$  como la fuerza de gravedad y  $F_B$  como la fuerza de empuje del dirigible.

$T_p$ : Vector de fuerzas y momentos inducidos por los actuadores del sistema

$$T_p = \begin{bmatrix} F_{M3} \\ F_{M1} \\ -F_{M2} \\ F_{M1}z_{RC} \\ F_{M3}O_z + F_{M2}O_x \\ F_{M3}x_{RC} \end{bmatrix}$$

Con  $F_{Mi}$  como las fuerzas provenientes de cada uno de las hélices en el dirigible; con  $i = 1, 2$  y  $3$ , el rotor de cola, desplazamiento en el eje  $z$  y desplazamiento en el eje  $x$  respectivamente.

### 4.2.2 Hélices

La función principal de la hélice es convertir la potencia de rotación del motor a la fuerza de empuje axial en cada una de las componentes del dirigible. Este empuje está dado por el arrastre de las palas (aspas) en un fluido circundante [8].

Los principales parámetros de las hélices son:

- Diámetro : es circulo descrito por los extremos de la hélice
- Pitch: es definido como la distancia de avance en una revolución de la hélice sin deslizamiento, el pitch depende del ángulo de incidencia mostrado en la figura 4.2.
- Peso total: de la hélice con sus complementos (spinner, tornillería).
- Rpm: número de revoluciones que hace la hélice en un minuto.

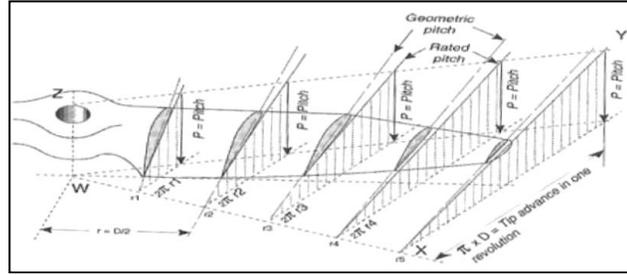


Figura 4.2. Grafica de pitch de la hélice.

El empuje proveniente de las hélices es la fuerza de entrada para el vector  $T_p$  del dirigible, este comportamiento se ve en la ecuación:

$$T = C_T \cdot \rho \cdot \eta^2 \cdot D^4$$

Donde,  $D$  es el diámetro,  $\eta$  revoluciones,  $\rho$  densidad del aire. La componente  $C_T$  de la hélice se identificó a través de pruebas tomadas en laboratorio de empuje para giros horario y antihorario (puntos), la línea continua es la reconstrucción de la función característica de la hélice con los parámetros de  $C_T$  caracterizados. Ver figura 4.3.

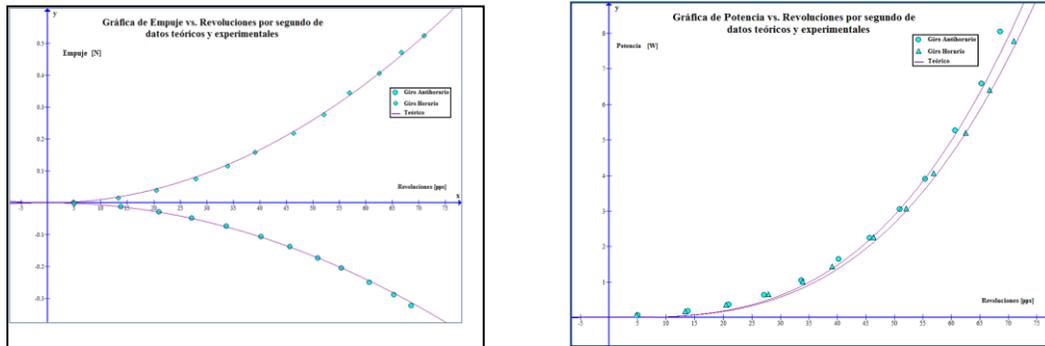


Figura 4.3. Gráfica teórica y experimental de la hélice en sentido horario y antihorario. (a) Empuje, (b) Potencia

Los parámetros son los siguientes, para giro anti horario:  $C_T = 0.050135$  y  $C_P = 0.050532$

Para giro horario:  $C_T = 0.03206$  y  $C_P = 0.054723$

Los parámetros no son constantes en ambos giros, comúnmente los fabricantes diseñan las hélices solo para un giro definido (antihorario), no en sentido inverso, por esta razón la hélices presenta un mayor empuje en giros antihorarios que horarios. Linealizando la ecuación de la hélice, se obtiene una pendiente que representa la ganancia en fuerza de empuje en función de las revoluciones del motor. Ver figura 4.4.

Para la medición y comprobación de la fuerza de empuje que proveen las hélices se utilizó una balanza digital calibrada, con el fin de obtener los datos experimentales y validar el modelo de la hélice implementado.

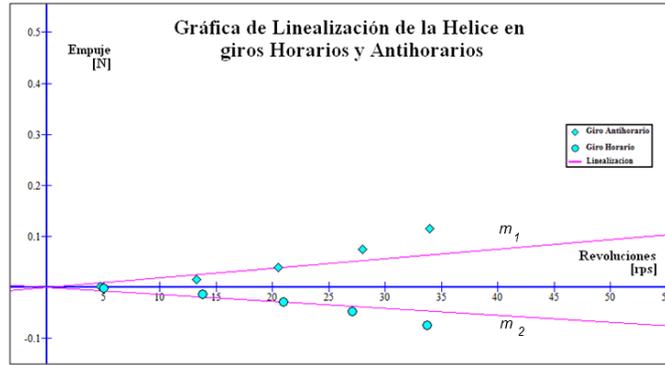


Figura 4.4. Fuerza de empuje vs. Revoluciones

Donde,  $m_1 = 0.001873$ ,  $m_2 = 0.001368$  y  $T = -0.001873 \cdot \eta$  [N] para el giro anti horario.

### 4.2.3 Motor

Los motores que actúan sobre el dirigible son de armadura, de esa manera las ecuaciones de campo y del rotor se rigen por un sistema de primer orden, a su vez las ecuaciones magnéticas de manera conjunta con las ecuaciones mecánicas relacionan el enlace entre el campo y la armadura, para conseguir la transferencia de energía hacia la carga.

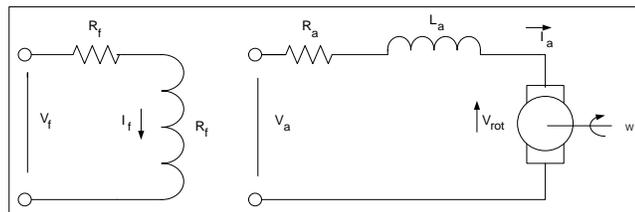


Figura 4.5. Diagrama Electro-Mecánico de un motor de armadura

La solución del sistema dinámico mostrado en la figura 4.5 permite establecer el modelo del motor con el cual se está trabajando. Teniendo como base dicho modelo se realizan pruebas de laboratorio para establecer la constante  $K\omega$ .

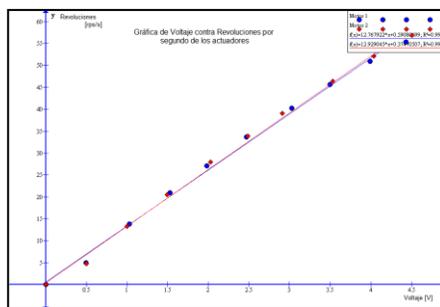


Figura 4.6. Ganancia  $K\omega$  del motor.

En la figura 4.6 se identifica la ganancia  $K\omega$  para ser modelado como un sistema de primer orden. Mirando el comportamiento del motor a través del osciloscopio (figura 4.7) se pudo determina el valor de  $\tau$  en el modelo.

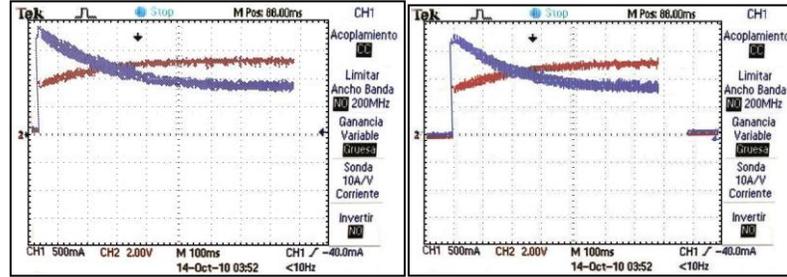


Figura 4.7. Comportamiento del voltaje de entrada al motor.

La función de transferencia de primer orden que describe el motor es:

$$tf_m = \frac{K_\omega}{(\tau \cdot s + 1)} = \frac{12.4}{(0,07 \cdot s + 1)} \quad (4.10)$$

Con  $k_\omega = 12.4$ , que relaciona el voltaje de entrada del motor con el número de revoluciones que éste da. Lo que quiere decir que el motor presenta un polo  $s = -14.28$ .

#### 4.2.4 Variador de Velocidad

El Variador de Velocidad (VSD , *Variable Speed Drive* o ASD, *Adjustable-Speed Drive* ) es un dispositivo electrónico empleado para controlar la velocidad giratoria de los actuadores, especialmente de motores. El variador ESC 2000 de Duratrax, es diseñado para motores con escobillas DC; estos desacoplan el ruido del resto de dispositivos y entregan la potencia requerida por cada actuador. Su entrada es PWM y su salida es voltaje DC, ver figura 4.8.

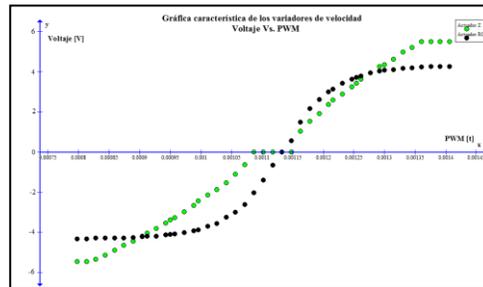
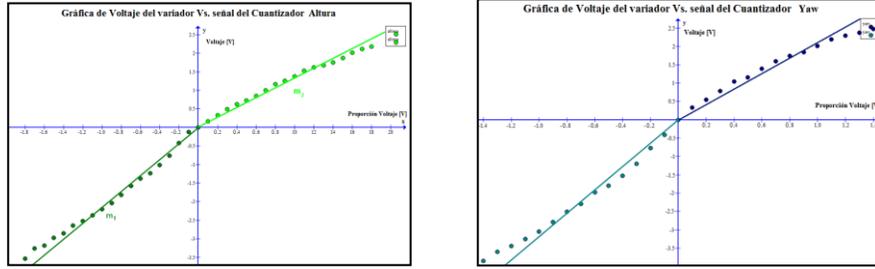


Figura 4.8. Gráfica característica de los Variadores de Velocidad

#### Compensación de pendientes

Las pendientes se compensan para corregir la diferencia de las constantes de empuje de la hélice para los dos sentidos de giro, esta compensación se hizo al modificar los tiempos del PWM para cada uno de los sentidos de giro del motor.

En la figura 4.9 se pueden ver los resultados obtenidos al modificar los tiempos de salida del PWM.



*Fuerza compensada*

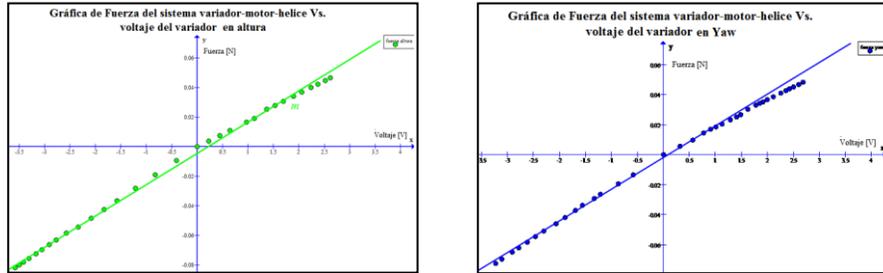


Figura 4.9. Compensación de los variadores de velocidad.

Con esto se pudo obtener un comportamiento aproximadamente lineal para relación entrada – salida de los variadores de velocidad, que de manera implícita afecta todo el comportamiento tanto del motor, como de la hélice y obviamente del dirigible.

**4.3 Caracterización del modelo**

**4.3.1 Dirigible**

Para completar la ecuación dinámica (4.7) del dirigible *LETAN*, es necesario encontrar los coeficientes y valores característicos para entrar a diseñar los controladores del sistema. Estos valores son particulares para cada robot, por esta razón debe ser medidos directamente sobre *LETAN*.

Los coeficientes necesarios para determinar son: volumen, dimensiones, masas, constantes aerodinámicas, constantes aeroestáticas y densidad del gas de empuje.

**Volumen**

El volumen fue hallado con las dimensiones de los perímetros  $p_1$ ,  $p_2$  y  $p_3$ . Encontrados estos valores se puede encontrar las dos semi-elipsoides que forman la cubierta del dirigible. Ver figura 4.10.

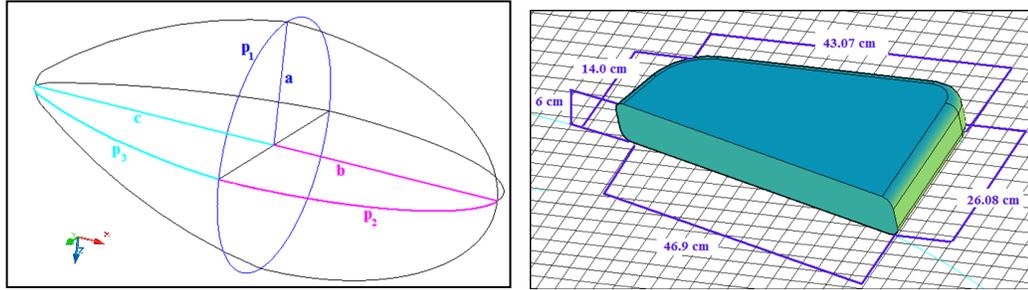


Figura 4.10 Descripción de los parámetros medidos para el volumen del dirigible

$$p_1 \approx 2 \cdot \pi \cdot a$$

$$p_2 \approx 4\pi \left( 3(a + b) - \sqrt{(3a + b)(a + 3b)} \right)$$

$$p_3 \approx 4\pi \left( 3(a + c) - \sqrt{(3a + c)(a + 3c)} \right)$$

EL volumen de las dos semi-elipsoides  $V_1$  y  $V_2$ , para la cubierta está dado por:

$$V_1 = \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot a^2 \cdot b$$

$$V_2 = \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot a^2 \cdot c$$

El volumen total es la suma del volumen de las dos semi-elipsoides (anterior) y los tres estabilizadores de cola<sup>5</sup>.

$$V_{total} = \frac{V_1}{2} + \frac{V_2}{2} + 3V_e$$

$V_1$ : Volumen semi-elipsoide 1

$V_2$ : Volumen semi-elipsoide 2

$V_e$ : Volumen estabilizador

Las medidas fueron tomadas a diferentes presiones de la cubierta para garantizar la misma presión en las pruebas.

Presión Interna	Semi-elipsoide $V_1$	Semi-elipsoide $V_2$	Estabilizadores $V_e$	Volumen $V_{total}$
<b>759 hPa</b>	0.5899 m <sup>3</sup>	0.6631 m <sup>3</sup>	0.0146 m <sup>3</sup>	1.266 m <sup>3</sup>
<b>760 hPa</b>	0.6441 m <sup>3</sup>	0.7258 m <sup>3</sup>	0.0146 m <sup>3</sup>	1.3846 m <sup>3</sup>
<b>761 hPa</b>	0.7281 m <sup>3</sup>	0.8175 m <sup>3</sup>	0.0146 m <sup>3</sup>	1.5603 m <sup>3</sup>
<b>761 hPa</b>	0.7805 m <sup>3</sup>	0.8694 m <sup>3</sup>	0.0146 m <sup>3</sup>	1.6646 m <sup>3</sup>

Tabla 4.1. Presiones del dirigible.

La tabla 4.1 muestra los volúmenes obtenidos en relación a la cantidad de presión interna que tenía el dirigible. De igual manera se muestra que su comportamiento es directamente

<sup>5</sup> Superficies de control como alerones y timón, en *LETAN* estas superficies no presenta movimiento. Estos estabilizadores presentan cavidades internas que contienen helio.

proporcional, es decir que a medida que aumenta la presión el volumen del dirigible aumenta, lo que debe ser tenido en cuenta para el diseño del controlador, ya que el aumento del volumen implica un cambio en la masa del dirigible.

**Diagrama de Fuerzas**

El centro de gravedad CG es el punto donde todas las fuerzas actúan en el sistema. Este punto es determinado por el centro de la unión de los sistemas de cobertura (*envelope*), góndola y rotor de cola. Ver figura 4.11

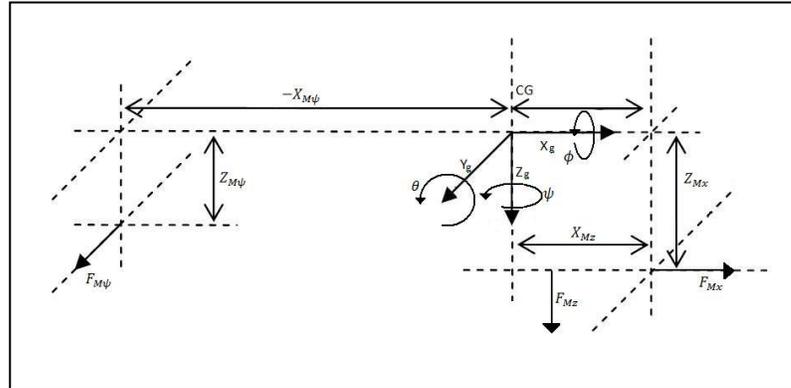


Figura 4.11. Diagrama de Fuerzas del Dirigible LETAN

En LETAN el centro de gravedad está ubicado en la posición:  $X_{cg} = 0.0m$ ,  $Y_{cg} = 0.0m$  y  $Z_{cg} = 0.0m$ . El centro de volumen corresponde al lugar de la unión de los dos semi-elipsoides que forman la cobertura del dirigible, este punto es el origen coordenado del dirigible  $R_d$ ;  $X_{cv} = 0.0m$ ,  $Y_{cv} = 0.0m$  y  $Z_{cv} = 0.0m$ .

La distancia de los actuadores es crucial para determinar los torques aplicados al robot, estos se calculan respecto al centro de gravedad CG y están ubicados en las siguientes posiciones:

- Rotor de cola:  $X_{Mψ} = 1.52m$ ;  $Y_{Mψ} = 0,0m$ ;  $Z_{Mψ} = 0.15m$
- Rotor en X :  $X_{MX} = 0.04m$ ;  $Y_{MX} = 0,0m$ ;  $Z_{MX} = 0.68m$
- Rotor en Z :  $X_{MZ} = 0.01m$ ;  $Y_{MZ} = 0,0m$ ;  $Z_{MZ} = 0.68m$

**Relación de esbeltez**

Esta relación es útil para identificar el coeficiente de arrastre de la aeronave el cual depende del volumen de la aeronave. Entre mayor sea el arrastre, mayor deberá ser la fuerza de empuje de los actuadores. Ver figura 4.12

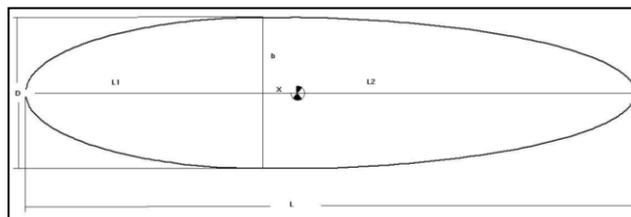


Figura 4.12 Representación de los parámetros de esbeltez de la cubierta

La relación está dada entre el diámetro de la cubierta y su longitud, [6] propone una aproximación dependiendo de esta constante. En *LETAN* la relación de esbeltez es:

$$\frac{D}{L} = \frac{1.14m}{2.4m} = 0.4771$$

**Constantes aerodinámicas**

Tiendo en cuenta el coeficiente de esbeltez hallado anteriormente, se puede estimar de manera grafica los coeficientes de Reynolds para determinar el arrastre del dirigible. [6]. Como ya se ha venido diciendo, las características de vuelo del dirigible de espacio cerrado se basa en vuelos aeroestáticos, por esta razón las coeficientes de arrastre son bajos, casi despreciables.

Para esta relación de esbeltez del dirigible el número de Reynolds corresponde a 0.5397 y los coeficientes equivalen a  $C_x = 0.68$ ,  $C_y = 0.68$ ,  $C_z = 0.68$ ,  $C_l = 0.3$ ,  $C_m = 0.3$  y  $C_n = 0.3$ . Como se ve en la figura 4.13.

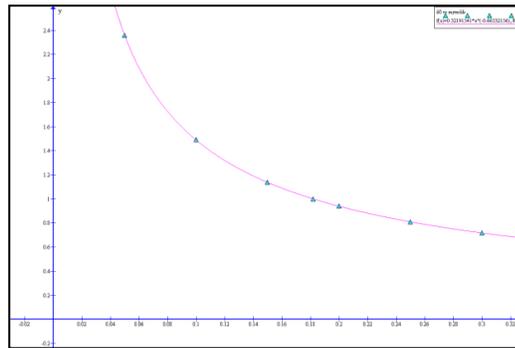


Figura 4.13 Aproximación de coeficientes de arrastre en función de la esbeltez

**Constantes Aerostáticas**

El modelo del dirigible presenta que el efecto de sustentación es debido a los pares de fuerzas de empuje y gravedad, la relación existente entre estas dos fuerzas se llama equilibrio aerostático. Ver capítulo 1. De esa manera se tiene que:

$$M_n \cdot g + M_a \cdot g + \rho_{He} \cdot g \cdot V_g + T_h \leq \rho_d \cdot g \cdot V_g \tag{4.20}$$

Donde:  $M_n$ : masa aeronave 0.986 kg,  $\rho_{He}$ : densidad del Helio  $0.165 \text{ kg/m}^3$ ,  $\rho_d$ : densidad del aire desplazado  $1.2227 \text{ kg/m}^3$ ,  $g$ : gravedad  $9.8 \text{ m/s}^2$ ,  $V_g$ : Volumen de gas  $1.667 \text{ m}^3$ ;  $M_a$ : Masa adicional y  $T_h$ : Fuerza vertical de los motores.

De la ecuación anterior se extraen los valores de la carga útil del dirigible y la masa del helio con las dimensiones de: 195,7 gr y 232,8 gr, respectivamente.

Este planteamiento se hace teniendo en cuenta la condición de equilibrio entre el peso del dirigible y la fuerza de empuje proveniente del helio, es decir que no hay desplazamiento hacia arriba o hacia abajo por parte del dirigible.

### Masas

El peso del dirigible y los componentes embarcados son de gran importancia para el diseño del controlador, para obtener estos datos se realizó la medición con una balanza a todos los elementos embarcados en la aeronave. A su vez la masa del gas contenido debe ser sumada a la masa total de la aeronave. Las masas que se determinaron son las siguientes:

- Masa del envelope: 350,4 gr
- Masa góndola, receptor, speecontrol, motores, batería: 483,6 gr
- Masa Rotor de cola, cámara, cables: 115,7gr
- Masa helio: 232 gr

La masa total del dirigible es 1.181,7 gramos, aproximadamente 1,2 kg.

Usando Autocad<sup>TM</sup> como herramienta de diseño por computador, se determinó la matriz de inercias que se muestra a continuación:

$$M_{Total} = \begin{bmatrix} 1.181,7 & 0 & 0 \\ 0 & 1.181,7 & 0 \\ 0 & 0 & 1.181,7 \end{bmatrix}$$

$$I_{Total} = \begin{bmatrix} 0.34 & 0 & 0 \\ 0 & 0.48 & 0 \\ 0 & 0 & 0.22 \end{bmatrix}$$

## 4.4 Simplificación del modelo

### 4.4.1 Dirigible

Teniendo en cuenta la ecuación (4.7) que describe el comportamiento del dirigible y la figura 4.1. del modelo de simulación de la aeronave en vuelo crucero, se hacen una serie de simplificaciones para obtener un modelo reducido y más fácil de controlar. El enfoque principal está dado al control de altura y de trayectoria del dirigible en este tipo de vuelo, por lo cual las componentes de mayor atención son  $z$  y  $\psi$ ; para este caso, y dadas las características físicas del dirigible las variables correspondientes a pitch y roll ( $\theta \approx 0$  y  $\Phi \approx 0$ , respectivamente) se pueden aproximar a cero, con esta simplificación las ecuaciones del modelo reducido quedan de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} m\ddot{X} &= F_x + m(v_y \cdot \omega_z + x_g \cdot \omega_z^2) - \frac{1}{2} \rho_{aire} \cdot S_{ref} |v_x|^2 \cdot C_T \\ m\ddot{Y} &= F_y - m(v_y \cdot \omega_z) - \frac{1}{2} \rho_{aire} \cdot S_{ref} |v_y|^2 \cdot C_L \\ m\ddot{Z} &= -F_z + m \cdot z_g \cdot v_x \cdot \omega_z - (F_G - F_B) - \frac{1}{2} \rho_{aire} \cdot S_{ref} |v_z|^2 \cdot C_N \\ I_z \ddot{\psi} &= F_y \cdot x_{RC} - m \cdot x_g \cdot v_y - m \cdot x_g \cdot v_x \cdot \omega_z - \frac{1}{2} \rho_{aire} \cdot S_{ref} \cdot \omega_z^2 \cdot L_{ref} \cdot C_n \quad (4.11) \\ \dot{X} &= v_x \\ \dot{Y} &= v_y \\ \dot{Z} &= v_z \\ \dot{\psi} &= \omega_z \end{aligned}$$

Donde  $\rho_{\text{aire}}$  es la densidad del aire,  $s_{\text{ref}}$  la superficie de referencia del dirigible y  $L_{\text{ref}}$  longitud de referencia.

Desde un comienzo se determinó que la velocidad en el eje  $X$  ( $v_x$ ) es constante, en consecuencia, esta variable no se mide o controla. Haciendo dicha reducción el sistema paso de tener doce variables de estados a simplemente ocho [6].

#### 4.4.2 Motor

Teniendo en cuenta el comportamiento del dirigible y la función de transferencia del motor (ecuación (4.10)) se puede considerar que la respuesta del motor es mucho más rápida que la del dirigible por lo tanto, el polo ubicado en  $s = -14.28$  puede ser ignorado con relación al comportamiento de la aeronave. Esto implica que la función de transferencia del motor podría ser considerada una ganancia lineal de  $k_o$ .

### 4.5 Linealización del modelo

#### 4.5.1 Dirigible

La linealización de un modelo es necesaria para poder hacer el correcto análisis del sistema sobre el cual se realizará el control, ésta consiste en una expansión en series de Taylor de la ecuación no lineal alrededor de un punto de operación determinado por la naturaleza del sistema.

Como se puede ver en las ecuaciones (4.11) el modelo que describe el dirigible no es lineal, por lo tanto se procede a encontrar los puntos de operación sobre los cuales hacer la respectiva linealización. Estos puntos de equilibrio del sistema proporcionan una aproximación del sistema verdadero sobre una región lineal, para determinar estos puntos se igualan las derivadas de las ecuaciones (4.11) a cero ( $\dot{X} = \dot{Y} = \dot{Z} = \dot{\psi} = \dot{X} = \dot{Y} = \dot{Z} = \dot{\psi} = 0$ ), y se evalúa en cada una de las ecuaciones:

$$\begin{aligned}
 \dot{X} &= \frac{F_x}{m} = 0 \\
 \dot{Y} &= \frac{F_y}{m} = 0 \\
 \dot{Z} &= \frac{-F_z - (F_G - F_B)}{m} = 0 \\
 \dot{\psi} &= \frac{F_y \cdot x_{RC}}{I_z} = 0 \\
 \dot{X} &= v_x = 0 \\
 \dot{Y} &= v_y = 0 \\
 \dot{Z} &= v_z = 0 \\
 \dot{\psi} &= \omega_z = 0
 \end{aligned} \tag{4.12}$$

Los puntos de equilibrio del sistema son constantes arbitrarias ( $\dot{X}_{op} = cte, \dot{Y}_{op} = cte, \dot{Z}_{op} = cte, \dot{\psi}_{op} = cte, X_{op} = cte, Y_{op} = cte, Z_{op} = cte$  y  $\psi_{op} = cte$ ), lo que quiere decir que el sistema se puede posicionar en cualquier coordenada y tener el mismo comportamiento sin importar la orientación. Para efectos de una buena maniobra y por las

condiciones físicas del recinto de prueba (Auditorio Santiago Páramo, Ed. Fernando Barón) se escogió una altura  $Z_{op} = 1.5m$  y un ángulo de desviación  $\psi_{op} = 0$ .

Pasando ahora al espacio de estados se tiene que:

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix}}_{\dot{X}} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_A \underbrace{\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ \psi \\ \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}}_{\dot{X}} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m \\ m & 0 & 0 \\ 0 & -m & 0 \\ IZ^*x_{RC} & 0 & 0 \end{bmatrix}}_B \underbrace{\begin{bmatrix} F_y \\ F_z \\ F_x \end{bmatrix}}_U \quad (4.13)$$

$$\underbrace{\begin{bmatrix} Z \\ \psi \end{bmatrix}}_Y = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_C \underbrace{\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ \psi \\ \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}}_{\dot{X}} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_D \underbrace{\begin{bmatrix} F_y \\ F_z \\ F_x \end{bmatrix}}_U \quad (4.14)$$

En este instante se obtienen las funciones de transferencias, de las cuales las únicas dos funciones de transferencia diferente a 0 son:

$$\frac{Z}{F_z} = -\frac{m}{s^2} \quad (4.15)$$

$$\frac{\psi}{F_y} = \frac{IZ^*x_{RC}}{s^2} \quad (4.16)$$

Las funciones de transferencia, incluyendo los términos del motor y de la hélice ( $k_\omega$  y  $k_h$ , actuadores del sistema) quedan de la siguiente forma:

$$P_z(s) = -\frac{m*k_h*k_\omega}{s^3+14.28*s^2} \quad (4.17)$$

$$P_\psi(s) = \frac{IZ^*x_{RC}*k_h*k_\omega}{s^3+14.28*s^2} \quad (4.18)$$

De este modo se puede verificar que el comportamiento entre  $Z$  y  $\psi$  está totalmente desacoplado en el modelo lineal. Se debe tener en cuenta que la velocidad de desplazamiento en el eje  $X$  se considera una entrada, pero no será controlada [6][20].

#### 4.6 Validación del modelo

Utilizando la herramienta de Matlab®, Simulink, se realizó la validación del modelo de la planta a controlar – figura 4.13 – (acople de Dirigible – Motor – Hélice), con el fin de verificar la aproximación del modelo real con relación al modelo simplificado y el modelo lineal. Para hacer esta comprobación se simuló las dos salidas de interés ( $z$  y  $\psi$ ), con una entrada paso a cada una de los dos sistemas de forma desacoplada (primero entrada en altura, luego entrada en Yaw), los resultados se presentan a continuación.

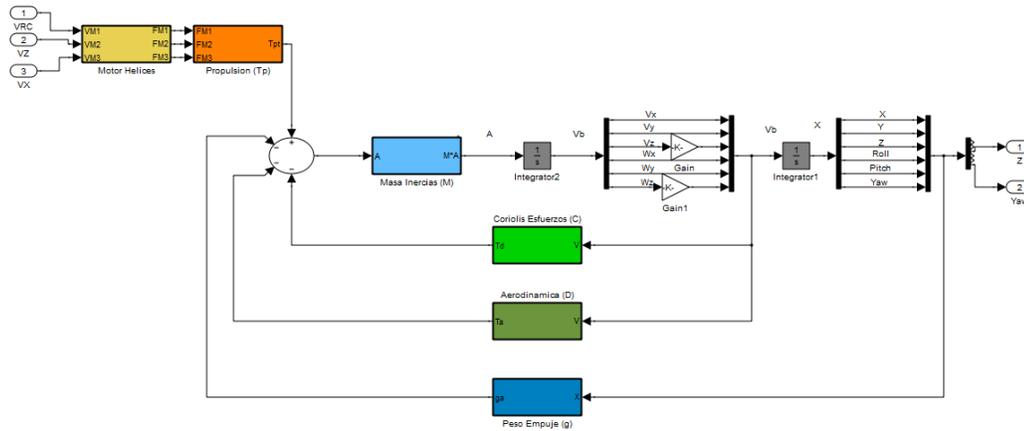


Figura 4.13. Modelo Simulink del dirigible

#### Salida en Z respecto a entrada paso de 1V en el motor1 (rotor de cola)

Como se puede ver en la figura 4.14, el modelo real al tener las componentes de roll y pitch presenta una disminución en su altura, por el contrario, la altura en los modelos simplificado y lineal no tiene desplazamiento alguno en el eje z.

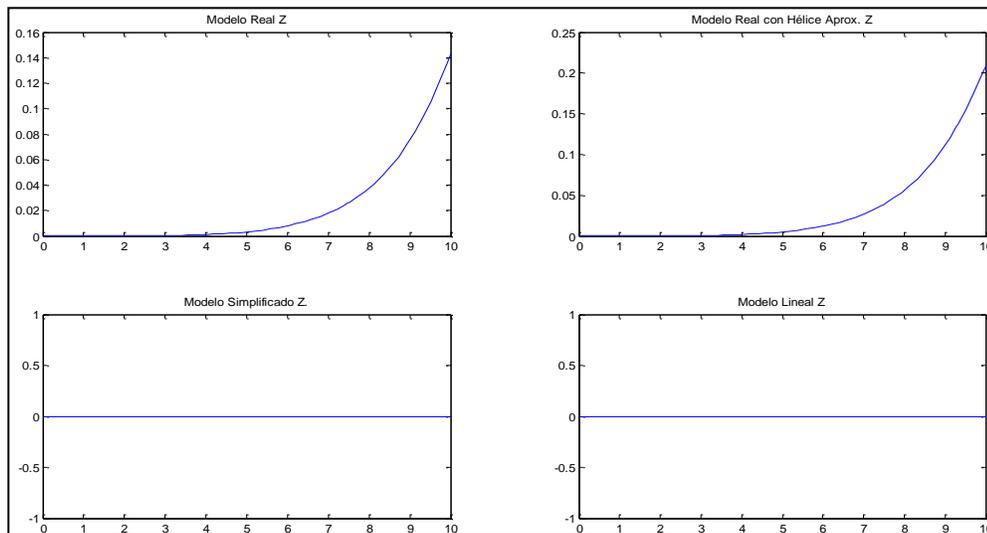


Figura 4.14. Respuesta en Z respecto a entrada paso  $M_1$ . Altura vs. Tiempo.

**Salida en Z respecto a entrada paso de 1V en el motor 2 (motor de altura)**

Simulando una entrada paso al motor que controla la componente Z del dirigible, se tiene la reacción de cada uno de los modelos utilizados. Como se observa en la figura 4.15 la reacción de la componente es muy similar a diferencia del modelo real, pues la fuerza que entrega la hélice real difiere del modelo aproximado, debido al modelo utilizado.

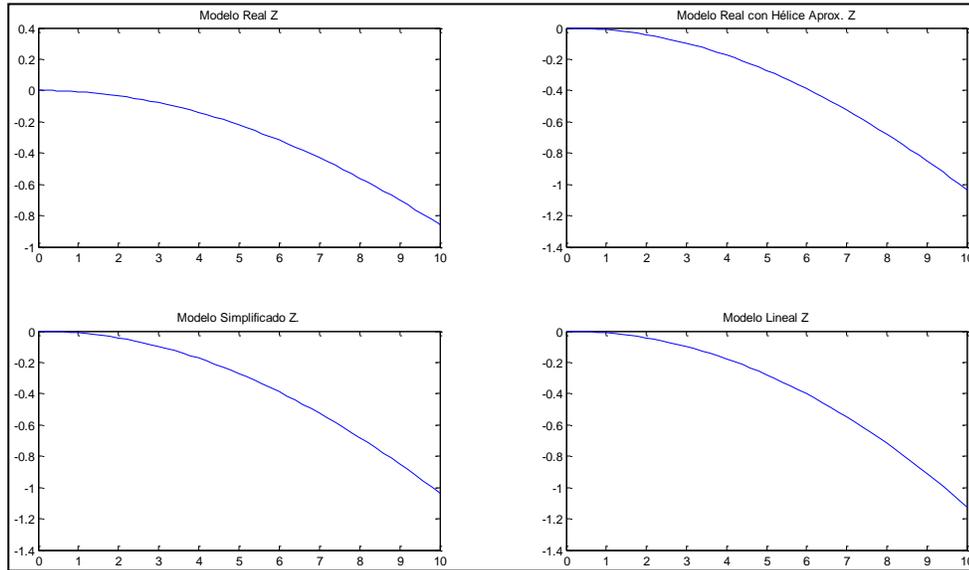


Figura 4.15. Respuesta en Z respecto a entrada paso  $M_2$ . Altura vs. Tiempo.

**Salida en Z respecto a entrada paso de 1V en el motor 3 (motor de avance)**

Aunque la velocidad de desplazamiento en el eje X no se controle, es una entrada constante en el sistema, por lo tanto, es necesario verificar el comportamiento que tiene la salida Z con relación a esta entrada, esto se puede apreciar en la figura 4.16.

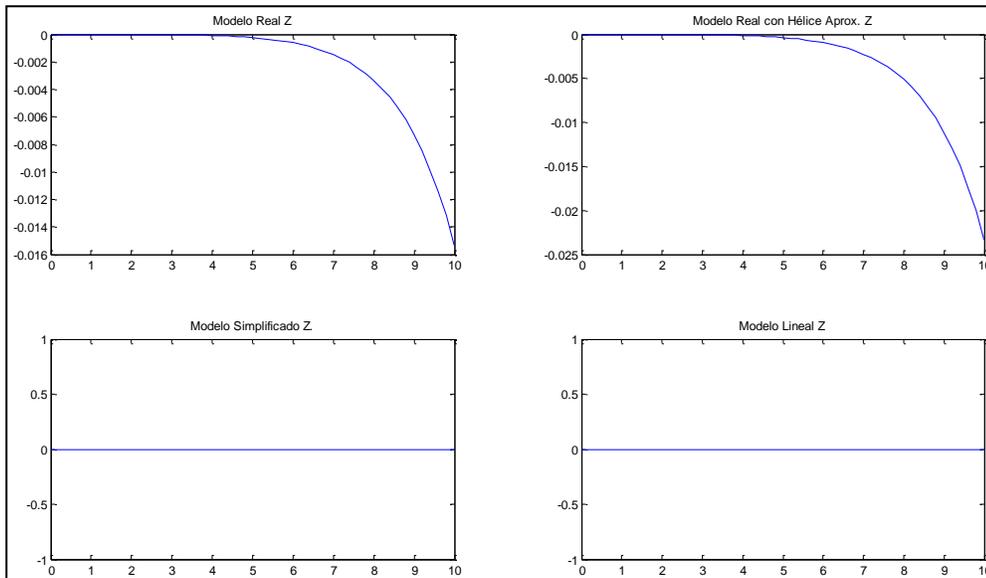


Figura 4.16 Respuesta en Z respecto a entrada paso  $M_3$ . Altura vs. Tiempo.

**Salida en  $\psi$  respecto a entrada paso de 1V en el motor 1 (rotor de cola)**

El control de trayectoria se hará con el motor 1 del dirigible, éste es el encargado de posicionar el dirigible en el ángulo adecuado para seguir con ruta correcta y poder completar el recorrido. En la figura 4.17 se muestra como son los cambios del ángulo  $\psi$  a una entrada del rotor de cola.

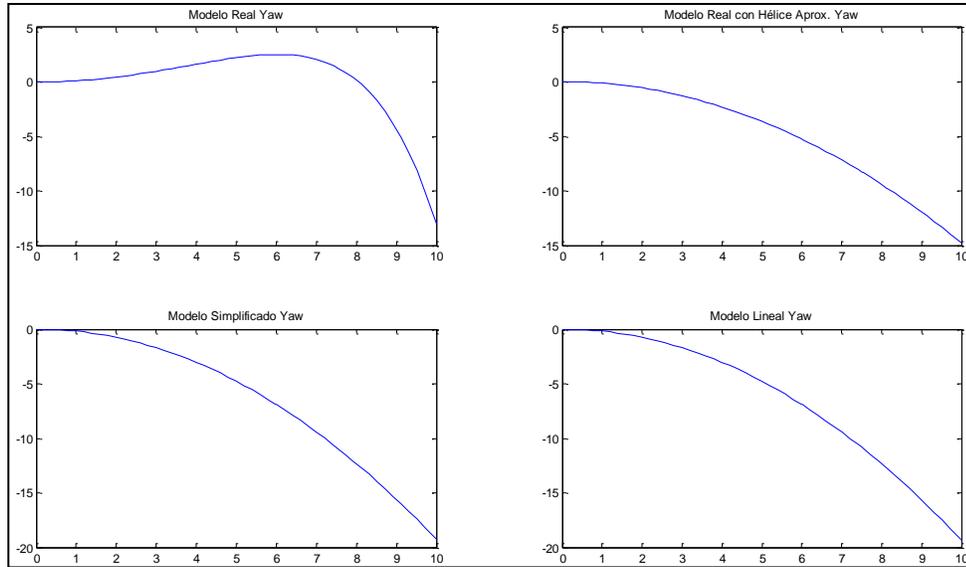


Figura 4.17. Respuesta en  $\psi$  respecto a entrada paso  $M_1$ . Grados vs. Tiempo.

**Salida en  $\psi$  respecto a entrada paso de 1V en el motor 2 (motor de altura)**

Como se aprecia en la figura 4.18 una entrada en el motor 2 que controla la altura del dirigible, no afecta en ninguno de los modelos la variable de altura, este comportamiento depende del buen posicionamiento del motor y el ángulo de ataque de la hélice.

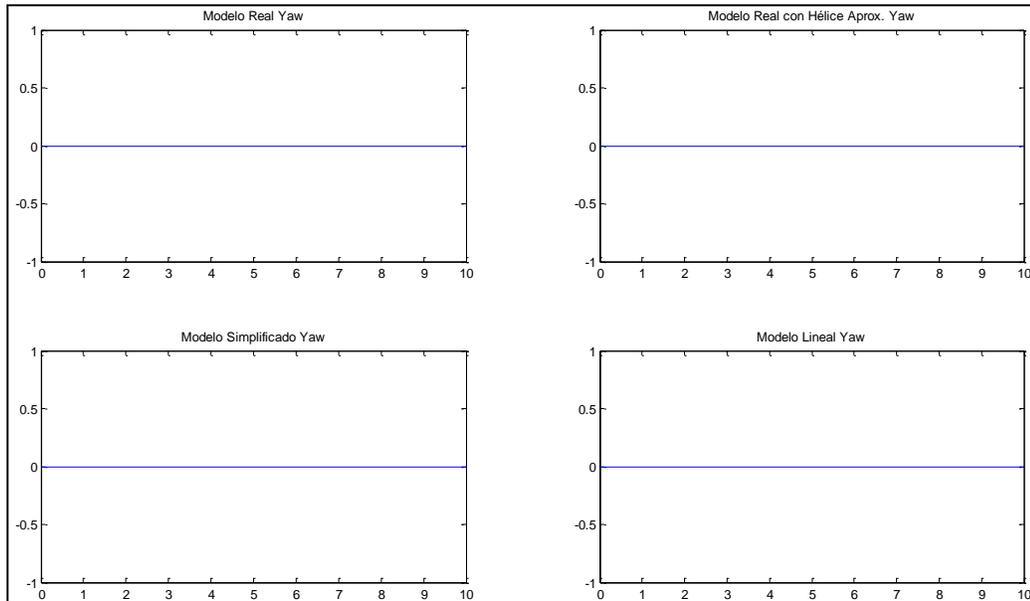
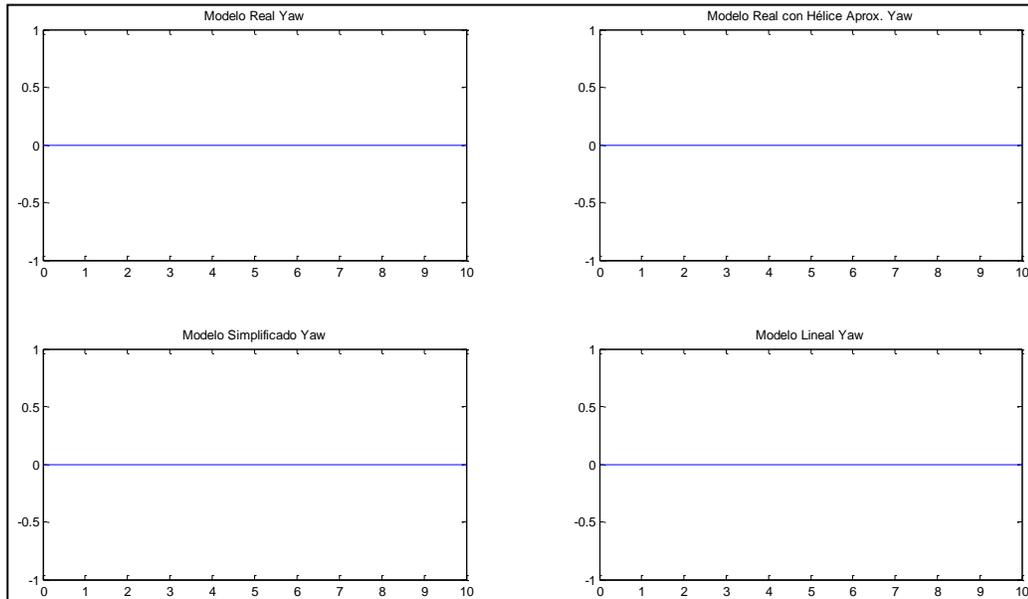


Figura 4.18. Respuesta en  $\psi$  respecto a entrada paso  $M_2$ . Grados vs. Tiempo.

**Salida en  $\psi$  respecto a entrada paso de 1V en el motor 3 (motor de avance)**

La componente de ángulo tampoco se ve afectada por el motor 3 en ninguno de sus modelos, así como se puede observar en la figura 4.19.



Figur 4.19. Respuesta en  $\psi$  respecto a entrada paso  $M_3$ . Grados vs. Tiempo.

Como se pudo comprobar con las gráficas anteriores, los modelos simulados no difieren demasiado en su comportamiento, el modelo linealizado es acorde a lo esperado y se puede utilizar para diseñar el controlador de vuelo crucero del dirigible, lo cual es abordado con detalle en el siguiente capítulo.

#### *Validación de la planta y el modelo lineal*

Para verificar que el comportamiento del modelo lineal obtenido y el de *LETAN* concuerdan, se realizó una prueba de validación la cual consistió en comparar los datos adquiridos por el robot durante el vuelo y la simulación del modelo lineal.

La prueba consistió en aplicar una entrada paso de magnitud conocida a los actuadores de la planta y datar el comportamiento obtenido en cada una de las variables de interés ( $z$  y  $\psi$ ), y compararlos. Los datos obtenidos según el comportamiento de la variable  $z$  se muestran en la figura 4.20.

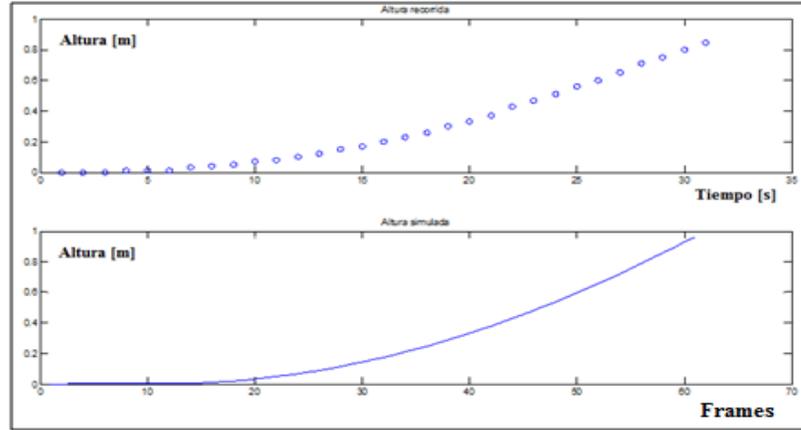


Figura 4.20. Entrada paso de 1.77V en el motor 2 durante 30 s.

Los datos adquiridos y la simulación concuerdan respectivamente, en consecuencia el modelo lineal de la planta es muy aproximado en el comportamiento de la variable  $z$ , por consiguiente aplica para diseñar el controlador de altura del dirigible sin necesidad de una “ganancia de ajuste al modelo” considerable. A su vez se aplicó una entrada paso en el actuador de la variable yaw  $\psi$ , del mismo modo se capturaron datos durante la duración de la entrada y se comparó con la simulación. Los datos se presentan en la figura 4.21.

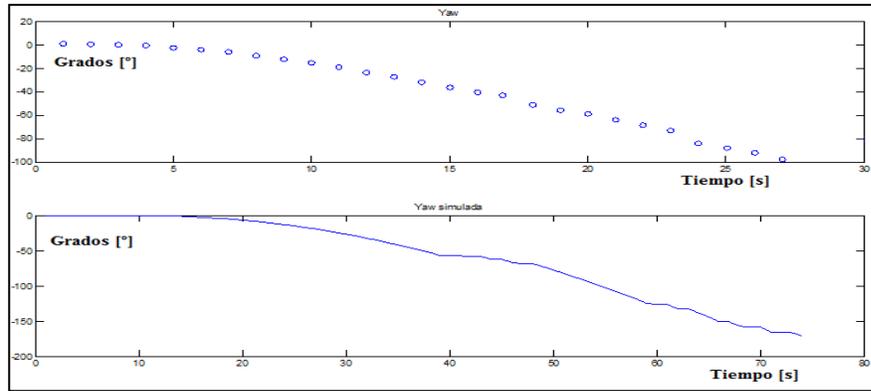


Figura 4.21. Entrada paso de 1.77V en el motor 1.

La ganancia de ajuste que arroja la prueba en yaw es de 0.8, por consiguiente la diferencia entre el comportamiento del dirigible y su modelo lineal no se ven diferenciados en gran medida.

El comportamiento del modelo lineal corresponde al comportamiento de la planta y puede ser utilizado para diseñar el controlador de altura y trayectoria permitiendo tener una certeza en los cálculos que se realicen. Con la verificación acertada del modelo lineal se puede proceder a diseñar los controladores de altura y trayectoria del dirigible. Este tema será abordado en el siguiente capítulo.

# Capítulo 5

## Control de Vuelo

### Índice

---

- 5.1 Introducción**
  - 5.2 Teoría de Control**
    - 5.2.1 Control aplicado en dirigibles
  - 5.3 Diseño del Control de *LETAN***
    - 5.3.1 Controlador PD
    - 5.3.2 Controlador PI – PD
  - 5.4 Discretización**
    - 5.4.1 Transformada Z bilineal (*Tustin*)
    - 5.4.2 Ecuaciones Diferencia del control
  - 5.5 Resultados del control**
- 

#### 5.1 Introducción

En este capítulo se presenta la teoría del control clásico, métodos de diseño de controladores y la forma de ejecución. De igual manera se hace una breve reseña sobre la transformada Z y sus aproximaciones para aplicar los controladores en el dominio del tiempo discreto, la extracción de ecuaciones diferencia y los resultados obtenidos en la simulación de los controladores. En este capítulo se da cierre a todo el proyecto *LETAN* presentando los resultados obtenidos de simulación de los controles y comparando la respuesta del dirigible en vuelo crucero con las simulaciones.

## 5.2 Teoría de Control

La teoría de control integra diferentes ramas de la ingeniería y de la matemática para dar formato de diseño y manejo de los sistemas dinámicos. Teniendo en cuenta el comportamiento del sistema a través del tiempo, se procede a hacer el reconocimiento de las variables involucradas y gracias a la realimentación en lazo cerrado se obtiene el control adecuado para que el comportamiento de la salida del sistema sea el deseado.

Un sistema de control realimentado básico está compuesto generalmente por la planta a controlar, un comparador, un controlador, un actuador y un sensor. El esquema general de un sistema de control se muestra en la figura 5.1.

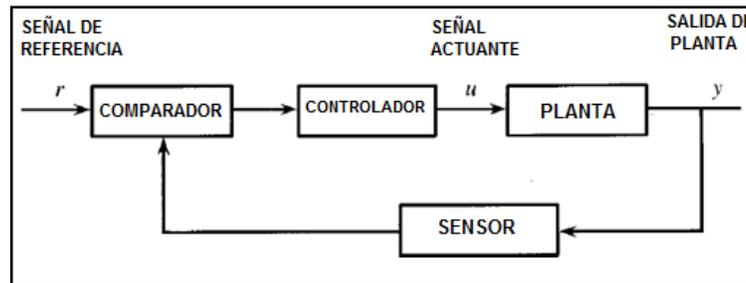


Figura 5.1 Esquema general de control.

A partir del esquema de control se obtiene el comportamiento de todo el sistema a través del tiempo, con  $r(t)$  como la referencia del sistema,  $y(t)$  la salida del sistema y  $u(t)$  la entrada al sistema. El objetivo del control es modificar la entrada del sistema para que la salida del sistema siga la referencia establecida (ecuación (5.1)).

$$u(t) = f(r(t), y(t)) \quad (5.1)$$

Teniendo en cuenta la figura 5.1, el proyecto *LETAN* se compone de la siguiente manera: la planta del sistema, es el dirigible *indoor* a controlar y sus variables a tener en cuenta son altura y trayectoria. El sensor que cierra el lazo de control, es la cámara de video a bordo del dirigible, la cual envía una señal de radio frecuencia RF al bloque comparador. El comparador es un algoritmo visual hecho por una base computacional en tierra que procesa el video y extrae la señal de error. Por último, el controlador y parte fundamental en todo el proceso también está en la base computacional, generando una señal actuante relacionada a la señal de error que exista.

### 5.2.1 Control aplicado a dirigibles

Las metodologías de control más comunes aplicadas a dirigibles, se hacen empleando arquitecturas de control difuso mejorado por algoritmos genéticos de navegación, control robusto para el seguimiento de trayectorias y controles PI (Proporcional Integral), PD (Proporcional Derivativo) y PID (Proporcional, Integral y Derivativo) para su altura y/o velocidad [16]. Éste último combina los tres tipos de ganancia en un sistema de lazo cerrado, ajustando el proceso de la planta mediante una acción de corrección del error presente.

La constante *proporcional* establece el efecto del error actual, la constante *integral* proporciona una corrección acorde a la integral del error, reduciéndolo, y la constante *derivativa* establece el tiempo en que ocurre el error. Sin embargo, el uso de estas tres cualidades de control no garantiza la estabilidad del sistema o un control absoluto del mismo, incluso, en muchas aplicaciones simplemente con el uso de un control PI, PD, P o I se satisfacen las expectativas solicitadas. La ecuación (5.2) describe la función de transferencia de un controlador PID donde  $k_p$ ,  $k_i$  y  $k_d$ , son las constantes proporcional, integral y derivativa respectivamente.

$$G_c(s) = k_p + \frac{k_i}{s} + k_d \cdot s \quad (5.2)$$

### 5.3 Diseño del controlador de LETAN

Cómo se comprobó en el capítulo 4, las dos variables de interés ( $z$  y  $\psi$ ) no se encuentran relacionadas y se consideran variables desacopladas, por consiguiente se pueden realizar dos lazos de control diferentes para controlar cada una de ellas por separado. Utilizando la metodología de control clásico y teniendo en cuenta la función de transferencia de cada una de las dos plantas (variables a controlar), se opta por utilizar un controlador PID ajustando una topología conveniente para que el dirigible mantenga la altura y trayectoria deseada. La escogencia de topología de control utilizada, se hizo con base a la forma de la función de transferencia de cada uno de los dos sistemas a controlar obtenidos en el capítulo anterior (segundo orden con dos polos en el origen).

#### 5.3.1 Controlador Proporcional Derivativo

El controlador proporcional derivativo (PD) como se muestra en la figura 5.2, crea un sistema realimentado de lazo cerrado con la planta a controlar. Teniendo en cuenta el modelo lineal del dirigible y las funciones de transferencia de cada una las variables, se procede a diseñar el controlador PD.

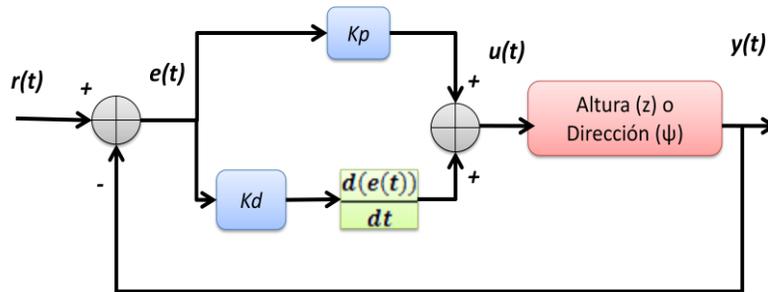


Figura 5.2. Sistema de control lazo cerrado controlador PD.

Viendo que la función de transferencia de la planta posee dos polos ubicados en 0, se consideró óptimo por probar un controlador PD, suponiendo que la respuesta en estado estable sea lo suficientemente acorde a lo esperado. La función de transferencia de un controlador PD se muestra en la ecuación (5.3), donde  $k_p$  es la ganancia proporcional y  $k_d$  la ganancia derivativa.

$$G_c(s) = k_p + k_d \cdot s \quad (5.3)$$

Para el diseño del controlador, es importante tener presente la ecuación que describe la función de transferencia de un sistema de control en lazo cerrado es:

$$G_{cl}(s) = \frac{G_{ci}(s)*P_i(s)}{1-G_{ci}(s)*P_i(s)} \quad (5.4)$$

Donde  $P_i$  representa la función de transferencia de cada una de las plantas a controlar (altura y giro) y  $G_{ci}$  la función de transferencia del respectivo controlador. A continuación se muestra el diseño de los controladores PD del dirigible.

Las plantas que describen el modelo son  $P_z(s)$  para altura y  $P_\psi(s)$  para el giro en yaw:

$$P_z(s) = -\frac{0.0218}{s^3+14.28s^2} \quad (5.5)$$

$$P_\psi(s) = -\frac{0.05238}{s^3+14.28s^2} \quad (5.6)$$

Al observar el lugar geométrico de las raíces en lazo cerrado de las plantas anteriores, encontramos dos polos dominantes en 0, si el sistema es realimentado con una ganancia proporcional se puede inestabilizar como se muestra la Figura 5.3.

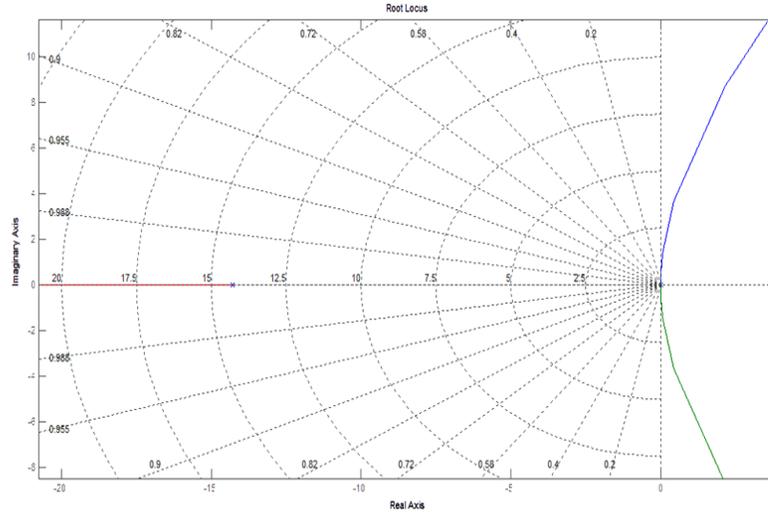


Figura 5.3. Lugar geométrico de las raíces del modelo reducido del dirigible

En la planta anterior se observa el polo del motor ubicado  $s = -14.28$ , el cual tiene una respuesta más rápida (un orden de magnitud mayor) en comparación a los polos dominantes ubicados en  $s = 0$ , de igual manera, el vuelo del dirigible es lento y se estima que el  $\tau$  del motor es despreciable respecto al tiempo de estabilización del dirigible; por lo tanto se va a obviar en el diseño del control. Las nuevas funciones de transferencia de la planta se reducen de orden así:

$$P'_z(s) = -\frac{0.02182}{s^2} \quad (5.7)$$

$$P'_\psi(s) = -\frac{0.05238}{s^2} \quad (5.8)$$

Realimentando el control PD con la planta  $P_Z'(s)$  se obtiene la ecuación (5.9):

$$G_{clz}(s) = \frac{-0.0218 \cdot (K_d \cdot s + K_p)}{s^2 + 0.02182 \cdot K_d \cdot s + 0.0218 \cdot K_p} \quad (5.9)$$

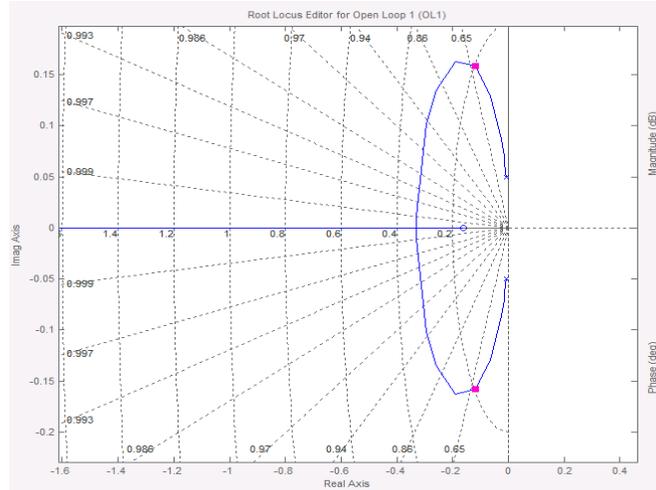


Figura 5.4 Lugar geométrico de las raíces para la realimentación del Control PD

Con la realimentación del PD se observa que los polos de la planta se desplazaron a la izquierda donde el sistema es estable. Para ubicar los polos en la posición correcta es necesario construir una función de transferencia de segundo orden para igualar los polos de la respuesta en lazo cerrado a los polos deseados. Los polos deseados del sistema están dados por la ecuación (5.10)

$$G(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n \cdot s + \omega_n^2} \quad (5.10)$$

Donde,  $\zeta$  es el coeficiente de amortiguamiento  $\omega_n$  es la frecuencia natural.

Es necesario aclarar que los polos deseados del sistema cumplen con dos parámetros de desempeño que para este caso son el máximo sobreimpulso ( $M_p$ ) y el tiempo de establecimiento ( $t_s$ ) de la salida del sistema. De esta forma se tiene:

$$\begin{aligned} M_p &= e^{\frac{\zeta\pi}{\sqrt{1-\zeta^2}}} \\ t_s(2\%) &= \frac{4}{\zeta\omega_n} \end{aligned} \quad (5.11)$$

Donde pueden despejarse los valores correspondientes al factor de amortiguamiento del sistema  $\zeta$  y a la frecuencia natural no amortiguada  $\omega_n$ ; obteniendo:

$$\begin{aligned} \zeta &= \sqrt{-\log(M_p) \left( \frac{1}{\log(M_p)^2 + \pi^2} \right)} \\ \omega_n &= \frac{4}{t_s \zeta} \end{aligned} \quad (5.12)$$

Para un tiempo de establecimiento de 21 segundos, se tiene  $\xi = 0.57$  y  $\omega_n = 0.33$ . Con estas especificaciones de diseño los polos son ubicados en:

$$-0.0078 + 0.0499i$$

$$-0.0078 - 0.0499i$$

Las ganancias para el controlador PD de altura se obtienen:  $K_d = -17,2$  y  $K_p = -4,9$ . En la figura 5.5 muestra el comportamiento de la planta con el controlador PD, teniendo un tiempo de establecimiento de 25 segundos.

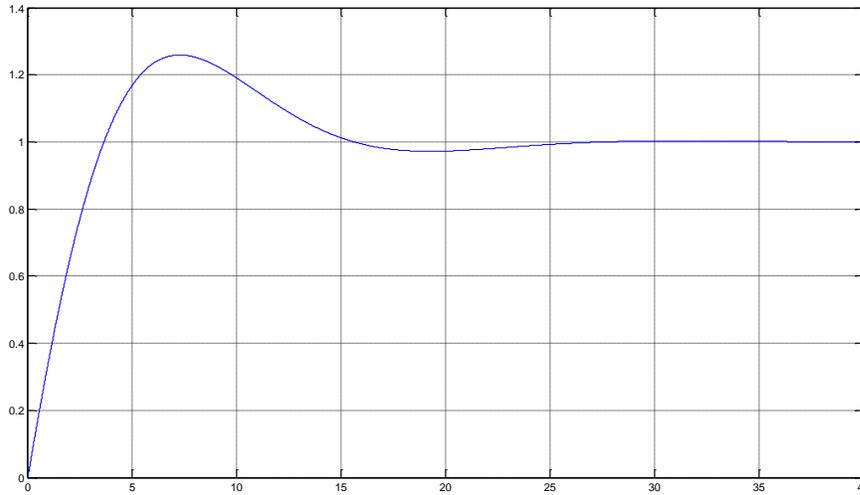


Figura 5.5 Respuesta entrada paso, control PD realimentado en altura. Altura vs. Tiempo

En la figura 5.6 se muestra la señal de control del bloque PD controlando la altura del dirigible.

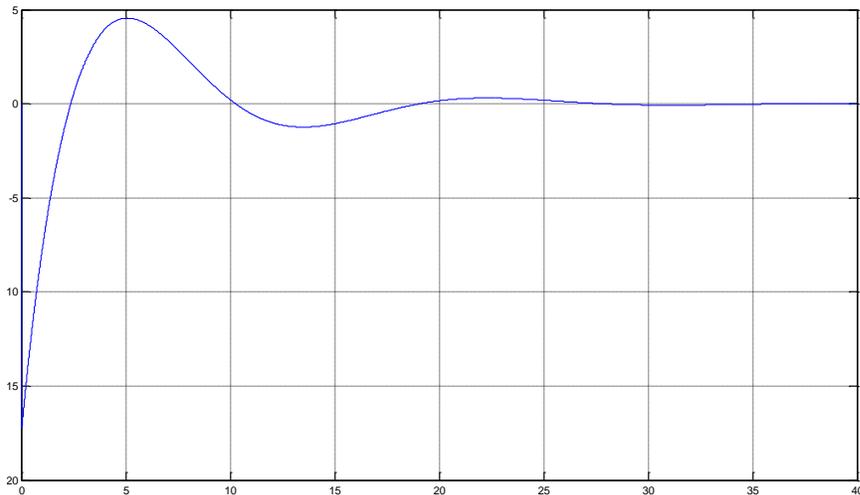


Figura 5.6 Señal de control del bloque PD en altura. Voltios vs. Tiempo

Repitiendo el mismo proceso anterior se procederá a diseñar el controlador PD de giro Yaw, primero se procederá haciendo la realimentación del lazo cerrado con el control PD dando como resultado la función de transferencia (5.13):

$$G_{cl\psi}(s) = \frac{-0.052 \cdot (K_d s + K_p)}{s^2 + 0.052 \cdot K_d + 0.052 \cdot K_p} \quad (5.13)$$

Estableciendo los mismos parámetros de diseño, los polos deseados son ubicados en la misma posición, y se procede a encontrar  $K_d$  y  $K_p$  es:  $-0.0078 + 0.0499i$  y  $-0.0078 - 0.0499i$ .

Entonces los constantes del controlador son:  $K_d = -10$  y  $K_p = -4$ . La figura 5.7 muestra la respuesta entrada paso del sistema diseñado.

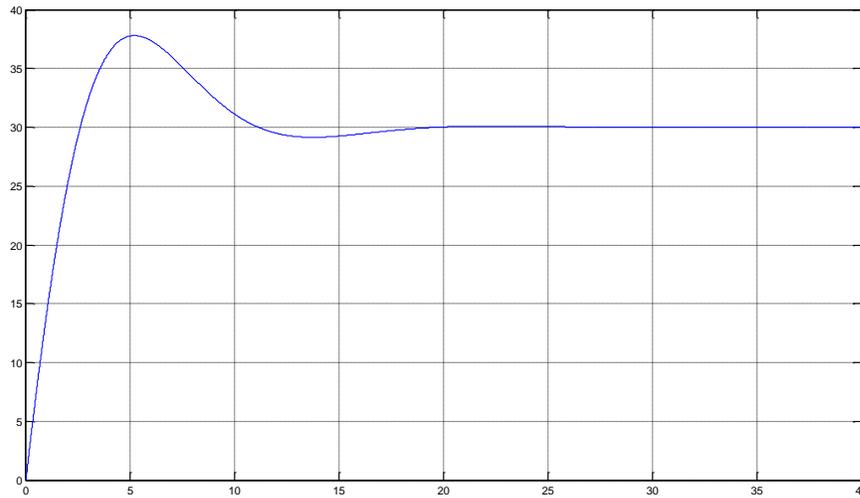


Figura 5.7 Respuesta entrada paso, control PD realimentado en yaw. Grados vs. Tiempo.

En la figura 5.8 se muestra la señal de control del bloque PD controlando la altura del dirigible.

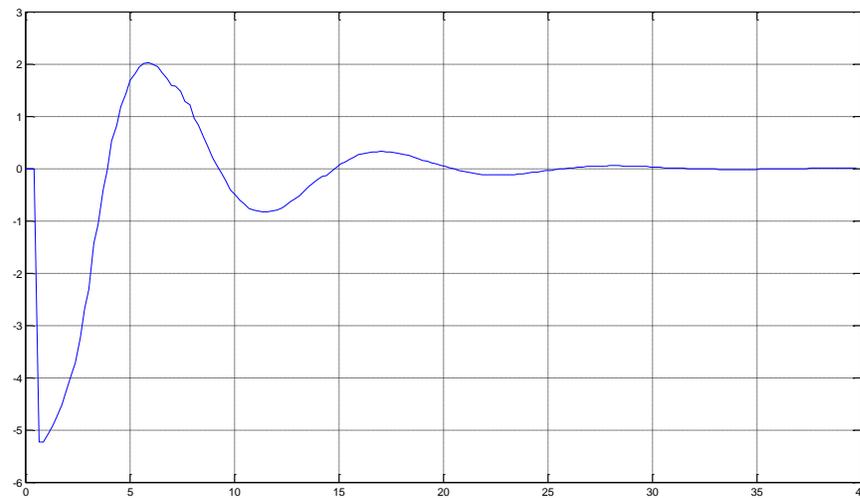


Figura 5.8 Señal de control del bloque PD en yaw. Voltios vs. Tiempo

5.3.2 Controlador PI-PD

El controlador anterior presenta error en estado estable por no tener parte integral, lo que no es deseable para los giros de yaw del robot, porque a medida que el robot siga el trayecto el error se va haciendo cada vez mayor hasta perder su referencia (trayecto). Para reducir el error es necesaria la parte integral y por esta razón se propone realimentar el control PD anterior con un PI. Ver figura 5.9

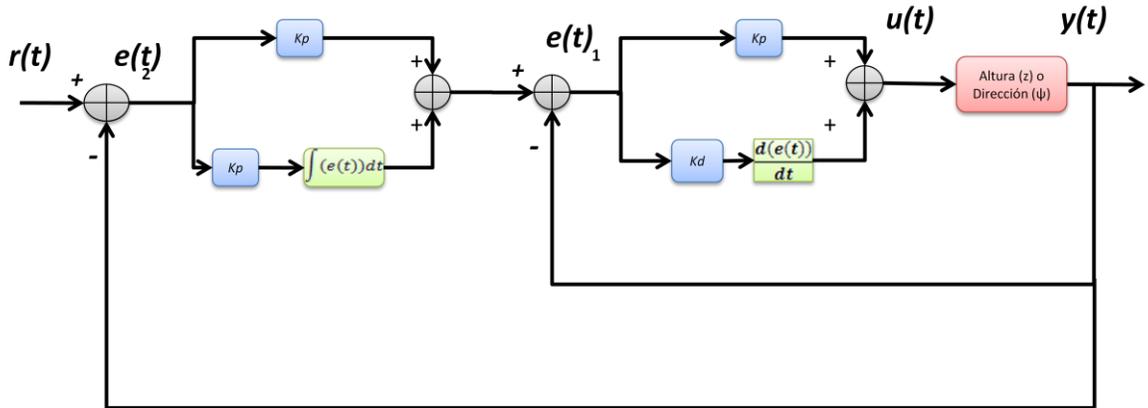


Figura 5.9 Diagrama de bloques del sistema PI-PD

Al diseñar un controlador PI-PD las características siguen siendo las mismas a las de un controlador PID. La parte PD de este sistema se utiliza para cambiar los polos de la planta a lugares más convenientes para el control PI y así eliminar el error en estado estacionario sin inestabilizar el sistema.

Las funciones de transferencia de las plantas de altura y ángulo respectivamente son:

$$P_z'(s) = -\frac{0.02182}{s^2}$$

$$P_\psi'(s) = -\frac{0.05238}{s^2}$$

Para el diseño del controlador se asume como la planta la función de transferencia de la realimentación PD, la ecuación (5.14) describe la función de transferencia para la altura.

$$G_{clz}(s) = \frac{-0.0218 \cdot (K_d s + K_p)}{s^2 + 0.02182 \cdot K_d + 0.0218 \cdot K_p} \tag{5.14,a}$$

$$C_{PI}(s) = \frac{(K_{pi} s + K_i)}{s} \tag{5.14,b}$$

$$G_{clz} = \frac{0.02182 \cdot (K_{pi} s + K_i) \cdot (K_d s + K_{pd})}{s^3 - 0.02182 \cdot K_d \cdot (K_{pi} + 1) \cdot s^2 + 0.02182 \cdot (K_d \cdot K_i + K_{pd} \cdot (K_{pi} + 1)) \cdot s - 0.02182 \cdot K_{pd} \cdot K_i} \tag{5.14,c}$$

Donde,  $K_{pi}$  : la ganancia proporcional del controlador PI

$K_i$  : Ganancia Integral

$K_{pd}$  : Ganancia proporcional del controlador PD

$K_d$  : Ganancia derivativa

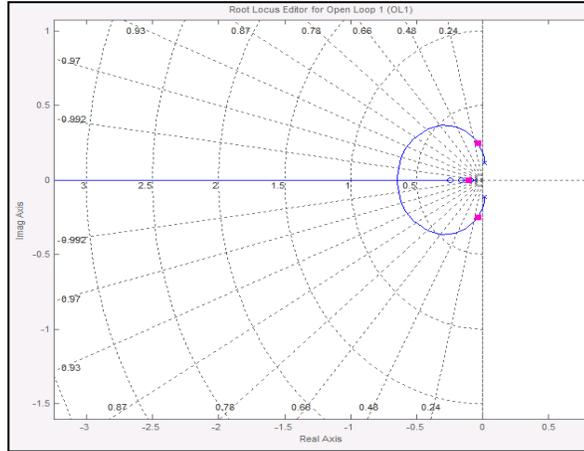


Figura 5.10 Lugar geométrico de las raíces del sistema PI-PD y la planta

Haciendo la realimentación del lazo cerrado de las funciones de transferencia (5.14, a) y (5.14, b) se obtiene la función de transferencia (5.15) que representa la salida  $y(t)$  del sistema completo. A esta función de transferencia se le calcula las ganancias  $K_i$  y  $K_{pi}$  (PI) para que el sistema se comporte como se desea.

Para el diseño del controlador la función realimentada (5.15) es de tercer orden y los polos deseados son un sistema de segundo orden es necesario agregar un polo que actúe lejos de los polos deseados con el fin que no modifique la dinámica deseada en la planta. Para esto se tiene que los polos están dados por:

$$s = -\xi W_n \pm \sqrt{\xi^2 - 1} \quad (5.16)$$

El polo que se agrega actuará una década después para que no afecte la dinámica impuesta por los polos deseados. El polo agregado está dado por:

$$P = -10\xi W_n \quad (5.17)$$

Al agregar un polo  $P$  la ecuación queda:

$$Polos(s) = (s^2 + 2\xi W_n s + W_n^2)(s + P)$$

$$Polos(s) = s^3 + (2\xi W_n + P)s^2 + (2\xi W_n P + W_n^2)s + W_n^2 P \quad (5.18)$$

Los parámetros de diseño son: tiempo de establecimiento cercano a 22 segundos, factor de amortiguamiento de  $\xi = 0.57$ , y frecuencia natural no amortiguada  $\omega_n=0.33$

$$Polos(s) = s^3 + (2 \cdot 0.57 \cdot 0.33 + P)s^2 + (2 \cdot 0.57 \cdot P + 0.33^2)s + 0.33^2 P \quad (5.19)$$

Para el cálculo de las ganancias  $K_{pi}$  y  $K_i$  se debe reemplazar las ganancias  $K_{pd}$  y  $K_d$  diseñadas en el controlador anterior a la función de transferencia (5.15). Igualando (5.19) y (5.15) Como se muestra en la ecuación (5.20).

$$G_{clz}(s) = \frac{0.02182 \cdot (K_{pi} \cdot s + K_i) \cdot (-10 \cdot s - 4)}{s^3 - 0.02182 \cdot (-10) \cdot (K_{pi} + 1) \cdot s^2 + 0.02182 \cdot ((-10) \cdot K_i + (-4) \cdot (K_{pi} + 1)) \cdot s - 0.02182 \cdot (-4) \cdot K_i} \quad (5.20)$$

Igualando los polos de (5.20) con la ecuación la ecuación (5.19). Se pueden encuentran  $K_i = 0.39$   $K_p = 1.43$ . La figura 5.11

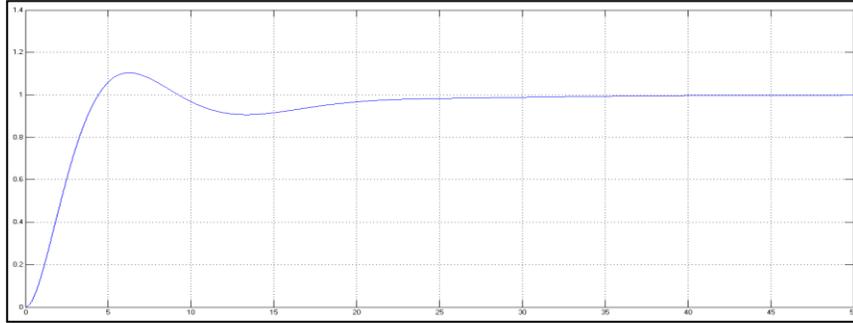


Figura 5.11. Respuesta entrada paso del sistema de control PI-PD para la planta de altura

El diseño del controlador de giro en yaw es similar al anterior control de altura. La realimentación de la planta de la planta con el controlador PD se muestra en la ecuación (5.21). La realimentación de la función (5.21) y (5.14, b) se obtiene la ecuación (5.22)

$$G_{cl\psi}(s) = \frac{-0.052 \cdot (K_d \cdot s + K_p)}{s^2 + 0.052 \cdot K_d + 0.052 \cdot K_p} \quad (5.21)$$

$$G_{cl\psi}(s) = \frac{0.05238 \cdot (K_{pi} \cdot s + K_i) \cdot (K_d \cdot s + K_{pd})}{s^3 - 0.05238 \cdot K_d \cdot (K_{pi} + 1) \cdot s^2 + 0.05238 \cdot (K_d \cdot K_i + K_{pd} \cdot (K_{pi} + 1)) \cdot s - 0.05238 \cdot K_{pd} \cdot K_i} \quad (5.22)$$

Los parámetros de diseño son: tiempo de establecimiento cercano a 22 segundos, factor de amortiguamiento de  $\xi = 0.57$ , y frecuencia natural no amortiguada  $\omega_n = 0.33$ . Resolviendo (5.22) y (5.19) se obtiene las constantes del control PI para el giro de Yaw:  $K_i = 0.5$  y  $K_{pi} = 3$ . Ver figura 5.12.

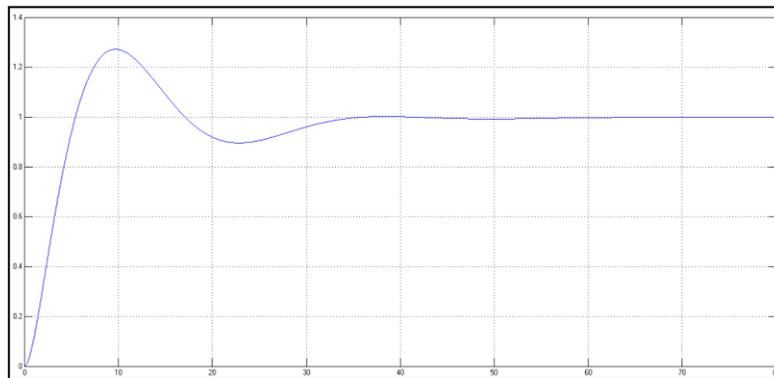


Figura 5.12. Respuesta entrada paso del sistema controlado PI-PD del control de giro Yaw

La implementación de los controladores es de forma digital, una vez resueltos los diseños de los controladores y verificando el correcto comportamiento de la planta con ellos, se

procede a hacer la discretización de los mismos con el fin de implementarlo con el equipo de cómputo.

### 5.4 Discretización

La transformada Z en tiempo discreto es similar a la transformada de Laplace en tiempo continuo, su uso está enfocado a la implementación del control en sistemas digitales. La transformada Z permite dar solución en forma de ecuaciones diferencia a los sistemas, perfecto para que un control sea implementado de forma digital en un microcontrolador o sistema de cómputo, la representación de la transformada Z es:

$$X(z) = Z[x(t)] = Z[x(k.T)] = \sum_{k=0}^{\infty} x(k.T)z^{-k} \quad (5.23)$$

Donde  $x(t)$  es la función en tiempo continuo,  $T$  es el periodo de muestreo, para este caso  $T=500\text{ms}$  y  $x(k.T)$  es la secuencia de valores de la función según la periodicidad de  $k$  ( $k = 1,2,3,\dots$ ) [11]. Para pasar del tiempo continuo al tiempo discreto existen diferentes aproximaciones, a continuación se presentan las dos aproximaciones utilizadas durante el desarrollo del proyecto *LETAN*.

#### 5.4.1 Transformación Bilineal (Tustin)

Este método conserva la estabilidad de los polos en la transformación, la representación de polos reales negativos del sistema continuo se hace completamente en el círculo unitario del plano discreto, la representación es:

$$S = \frac{2}{T} \frac{z-1}{z+1} \quad (5.24)$$

En la figura 5.13 se muestra el mapeo del plano s, al plano z del tiempo discreto.

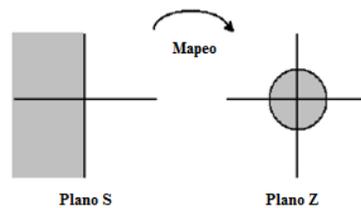


Figura 5.13. Relación plano-s al plano-z

El comportamiento de la planta se ve discretizado a raíz del muestreo del sensor, por lo tanto toca verificar que la planta siga siendo estable en el dominio de Z. Para esto se verificó la posición de los polos de la planta en discreto los cuales deben estar dentro del círculo unitario. Ver figura 5.14.

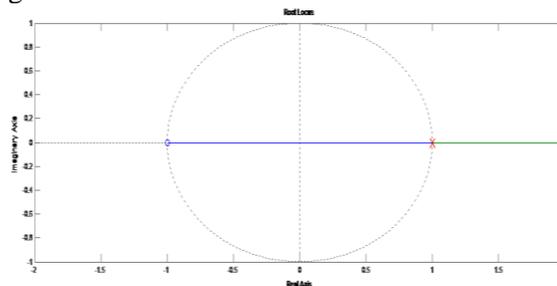


Figura 5.14. Ubicación de polos sistema discreto.

**5.4.2 Ecuaciones Diferencia del controlador**

Utilizando la transformación bilineal (*Tustin*), se hizo la transformación del dominio continuo al discreto de cada una de las componentes de un controlador PID. Las diferentes topologías del controlador PID después de la discretización se muestran a continuación:

$$PD(z) = \frac{A_1 z + A_2}{z} \tag{5.25}$$

$$PI(z) = \frac{B_1 z + B_2}{z - 1} \tag{5.26}$$

$$PID(z) = \frac{C_1 z^2 + C_2 z + C_3}{z^2 - z} \tag{5.27}$$

Donde  $A_1 = k_p + \frac{k_d}{T}$ ,  $A_2 = -\frac{k_d}{T}$ ,  $B_1 = k_p + k_i \cdot T$ ,  $B_2 = -k_p$ ,  $C_1 = k_p + k_i \cdot T + \frac{k_d}{T}$ ,  $C_2 = -(k_p + 2\frac{k_d}{T})$  y  $C_3 = \frac{k_d}{T}$ .

Según las ecuaciones (5.25), (5.26) y (5.27), las ecuaciones diferencia para los controladores quedan de la siguiente manera:

Controlador PD:

$$c(n) = \left(k_p + \frac{k_d}{T}\right) * e(n) + \left(-\frac{k_d}{T}\right) * e(n - 1)$$

Controlador PI:

$$c(n) = (k_p + k_i \cdot T) * e(n) + (-k_p) * e(n - 1) + c(n - 1)$$

Reemplazando con los valores obtenidos de los controladores  $k_p$ ,  $k_d$  y  $k_i$ , y sabiendo que el tiempo de muestreo  $T$  equivale a 500 milisegundos se tiene que los controladores utilizados para la altura y la trayectoria son:

**Controlador PD para altura y ángulo**

La ecuación diferencia que describe un controlador PD se caracteriza según el esquema de la figura 5.15:

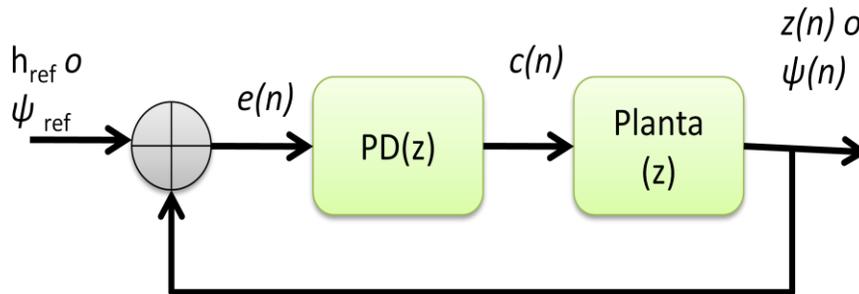


Figura 5.15. Esquema controlador PD discreto

La salida del control PD de altura se escribe de la siguiente manera:

$$c_z(n) = \left(k_{p,z} + \frac{k_{d,z}}{0.5}\right) * e_z(n) + \left(-\frac{k_{d,z}}{0.5}\right) * e_z(n-1) = ((-5) + (-34)) * e_z(n) + (34) * e_z(n-1)$$

De igual manera la salida del controlador de ángulo se expresa:

$$c_\psi(n) = \left(k_{p,\psi} + \frac{k_{d,\psi}}{0.5}\right) * e_\psi(n) + \left(-\frac{k_{d,\psi}}{0.5}\right) * e_\psi(n-1) = ((-4) + (-20)) * e_\psi(n) + (-20) * e_\psi(n-1)$$

Con  $c_i(n)$  la salida de control,  $e_z(n) = h_{ref} - z(n)$  el error presente entre la altura referencia y la altura y medida en el instante  $n$ , y  $e_\psi(n) = \psi(n)$  el ángulo de desviación del dirigible.

### Controlador PI-PD de altura y ángulo

Este controlador está dividido en dos partes la primera componente que corresponde al bloque PI cuya entrada es  $e'_z(n) = h_{ref} - z(n)$  y  $e'_\psi(n) = \psi(n)$ , según el caso, y para el bloque PD con  $e_z(n) = c'_z(n) - z(n)$  y  $e_\psi(n) = c'_\psi(n) - \psi(n)$ , del mismo modo. Ver figura 5.16.

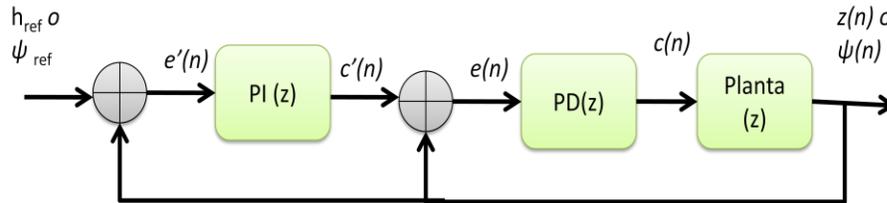


Figura 5.16. Esquema controlador PI - PD discreto

La salida del primer bloque (PI (z)) se describe como:

$$c'(n) = (k'_p + k'_i \cdot T) * e'(n) + (-k'_p) * e'(n-1) + c'(n-1)$$

En el control PI de altura corresponde a:

$$\begin{aligned} c'_z(n) &= (k'_{p,z} + k'_{i,z} \cdot T) * e'_z(n) + (-k'_{p,z}) * e'_z(n-1) + c'_z(n-1) \\ &= (1.4 + 0.175) * e'_z(n) + (-1.4) * e'_z(n-1) + c'_z(n-1) \end{aligned}$$

Para el controlador de ángulo se tiene que:

$$\begin{aligned} c'_\psi(n) &= (k'_{p,\psi} + k'_{i,\psi} \cdot T) * e'_\psi(n) + (-k'_{p,\psi}) * e'_\psi(n-1) + c'_\psi(n-1) \\ &= (3 + 0.25) * e'_\psi(n) + (3) * e'_\psi(n-1) + c'_\psi(n-1) \end{aligned}$$

En el bloque PD(z) se tiene que:

$$c_z(n) = \left(k_{p,z} + \frac{k_{d,z}}{0.5}\right) * e_z(n) + \left(-\frac{k_{d,z}}{0.5}\right) * e_z(n-1) = ((-1.3) + (-8)) * e_z(n) + (-8) * e_z(n-1)$$

De igual manera la salida del controlador de ángulo se expresa:

$$c_{\psi}(n) = \left(k_{p,\psi} + \frac{k_{d,\psi}}{0.5}\right) * e_{\psi}(n) + \left(-\frac{k_{d,\psi}}{0.5}\right) * e_{\psi}(n - 1) = ((-0.55) + (-5)) * e_{\psi}(n) + (-5) * e_{\psi}(n - 1)$$

Una vez establecidas las ecuaciones diferencia de cada uno de los controladores, se implementa de forma digital en el equipo de cómputo, cuyos resultados se muestran a continuación.

### 5.5 Resultados del control

Los resultados obtenidos de los controladores se presentan a continuación. Las pruebas de control consistieron en aplicar una entrada paso en cada una de las dos plantas (altura (Z) y Yaw ( $\Psi$ )) y verificar el correcto comportamiento de las variables y constatar que las señales de control se encuentren en el intervalo adecuado de voltaje para los motores.

#### *CONTROLADORES DE ALTURA*

Como primera medida se aplicó una señal paso de 1m en altura al dirigible con el controlador PD activado, el comportamiento de la variable se puede evidenciar en la figura 5.17. Implementando el controlador PD se tiene un tiempo de establecimiento de 25 segundos pero se presenta un error en estado estable en la altura del dirigible.

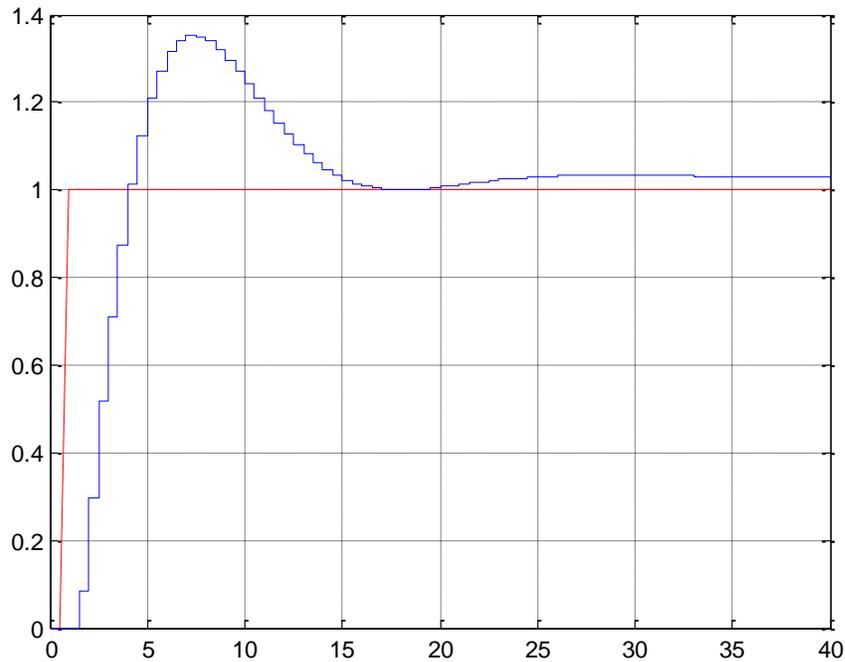


Figura 5.17. Comportamiento altura controlador PD. Altura vs. Tiempo

En la figura 5.18 se muestra la señal de control del bloque PD de altura, cuya señal se encuentra entre los rangos permitidos por el motor (-4.5V y 4.5 V). El pico de voltaje no satura el motor, ya que el variador de velocidad no lo permite.

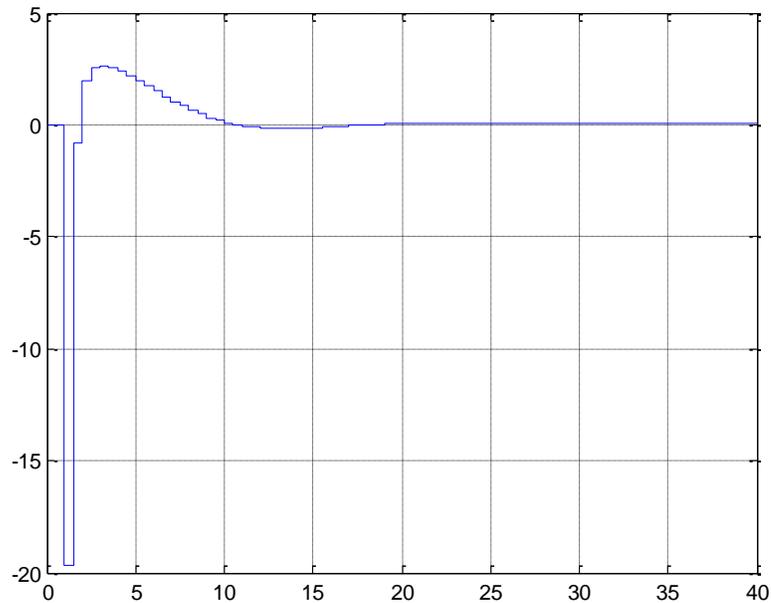


Figura 5.18. Señal controlador PD en altura. Voltios vs. Tiempo

Adicionando la parte PI al controlador, se hace una reducción en el error en estado estable de la altura del dirigible. En la figura 5.19 se puede ver la corrección, donde la componente de altura sigue la entrada paso aplicada, lo que significa que la parte Integral ayudó en la disminución de dicho error. Lo que quiere decir que el controlador PI-PD tiene un mejor desempeño.

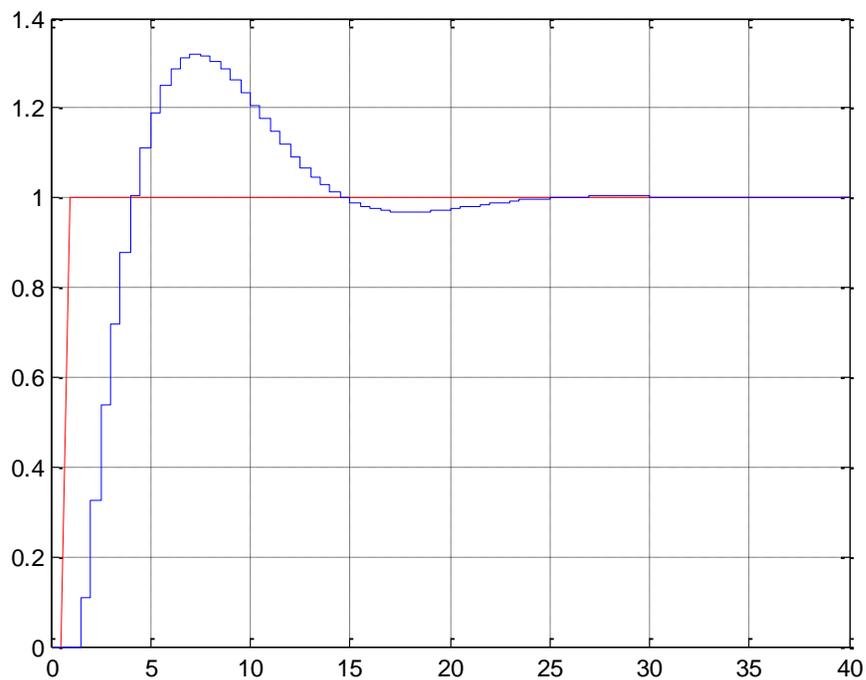


Figura 5.19. Comportamiento altura controlador PI-PD. Altura vs. Tiempo

La señal del controlador PI-PD se muestra en la figura 5.20.

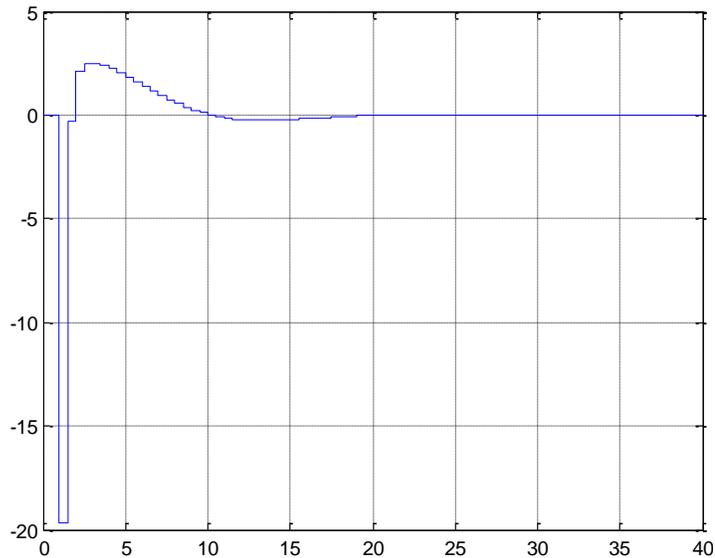


Figura 5.20. Señal controlador PI-PD en altura. Voltios vs. Tiempo

### CONTROLADORES DE DIRECCIÓN

Para verificar los controladores de dirección del dirigible, se aplicó una señal paso de  $30^\circ$  en la componente Yaw con el controlador PD activado. En la figura 5.21 se puede verificar el comportamiento de Yaw implementando un controlador PD. Aunque el error en estado estable es menor a comparación con el del controlador PD de altura, éste sigue existiendo.

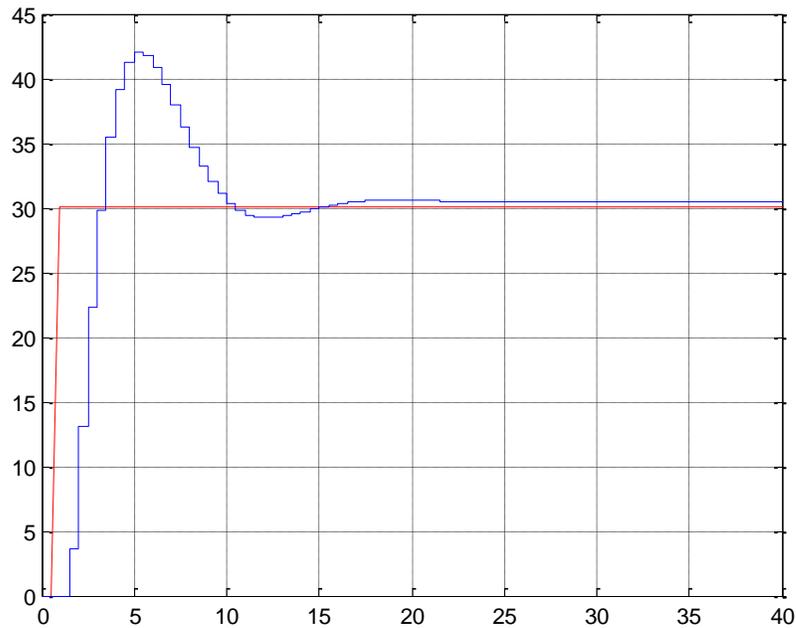


Figura 5.21. Comportamiento en Yaw controlador PD. Grados vs. Tiempo

En la figura 5.22 se ve la señal de control del bloque PD de la componente Yaw del dirigible, los picos de voltaje son menores a comparación del controlador PD de altura.

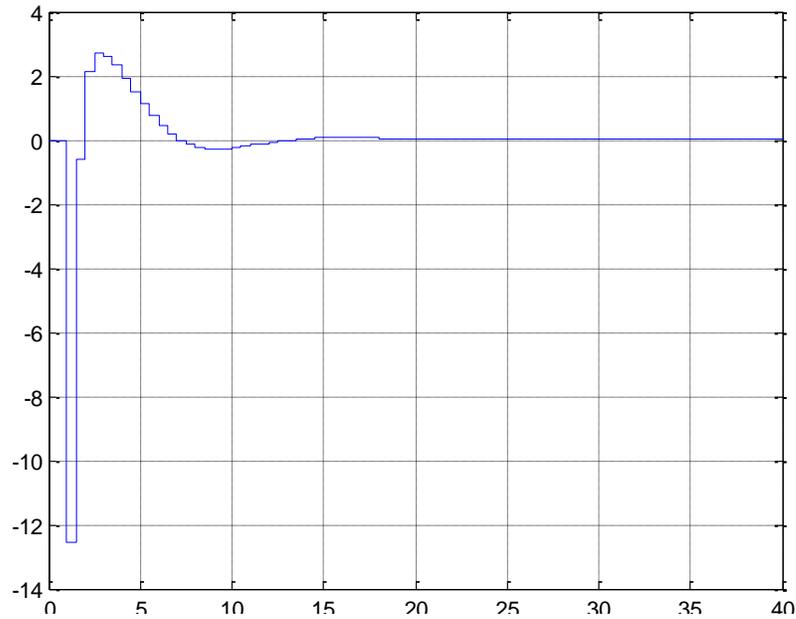


Figura 5.22. Señal controlador PD en Yaw. Voltios vs. Tiempo

Nuevamente para disminuir el error en estado estable se adiciona la parte integral al controlador. En la figura 5.23 se verifica que el error en estado estable de la componente Yaw del dirigible, utilizando el controlador PI-PD, es menor que utilizando el controlador PD únicamente.

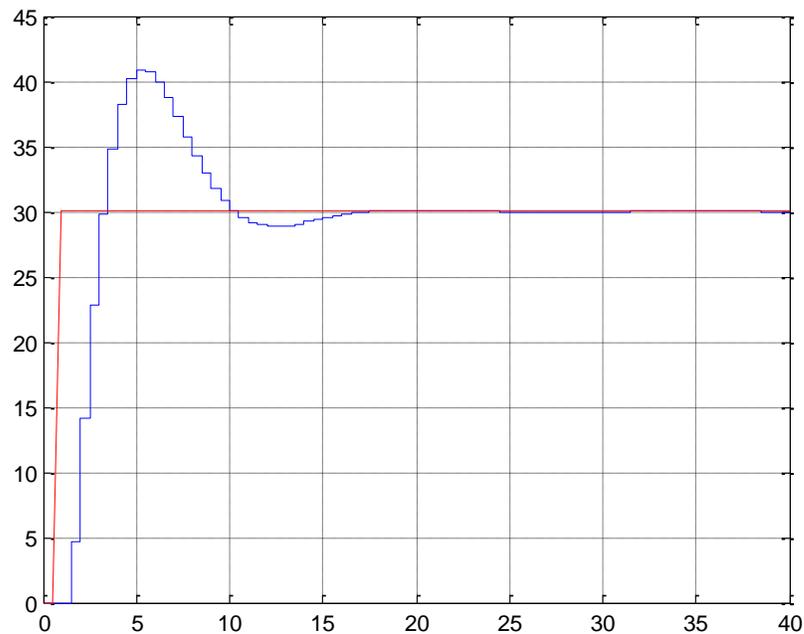


Figura 5.23. Comportamiento en Yaw controlador PI-PD. Grados vs. Tiempo

En la figura 5.24 se ve la señal de control del bloque PI-PD implementado, la diferencia de esta señal a comparación del controlador PD no es mayor, sin embargo afecta el comportamiento de la planta.

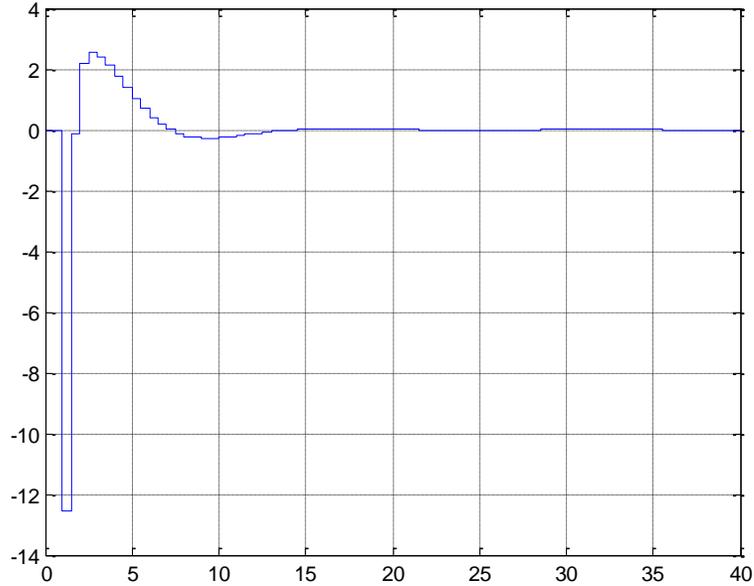


Figura 5.24. Señal controlador PI-PD en Yaw. Voltios vs. Tiempo

### TRAYECTOS

Los resultados corresponden al cierre de los dos lazos de control que conforman el sistema del proyecto *LETAN*. El seguimiento de la trayectoria y el vuelo del dirigible a una altura constante dan fe del trabajo y desarrollo hecho en materia de robot autónomos.

En los capítulos 2 y 3 se habló de la planificación del trayecto como la unión de puntos de la imagen capturada por el robot en vuelo. Teniendo en cuenta que la velocidad en el eje x es una constante que se definió desde un principio,  $v_x = 0.214$  m/s, se debe considerar un radio de curvatura de 6.8m para que el controlador de dirección sea estable durante cualquier trayecto.

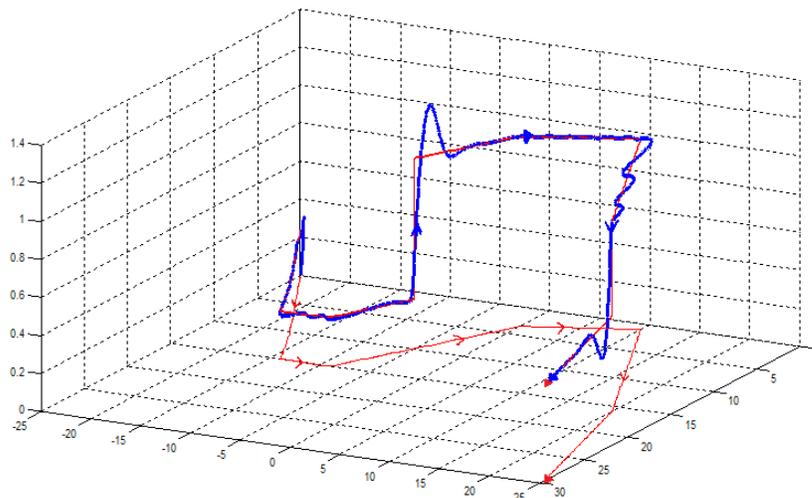


Figura 5.22 Simulación del seguimiento de trayectorias del control PI-PD de navegación

En las figuras 5.22 y 5.23 se puede ver la simulación de un vuelo del dirigible (línea azul) y la trayectoria a seguir (línea roja), implementando los dos sistemas de control en simultanea.

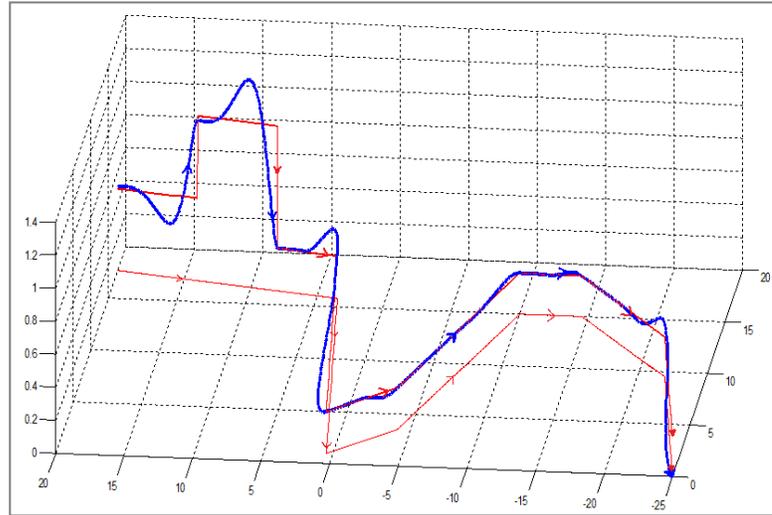


Figura 5.23. Simulación del seguimiento de trayectorias del control PD de navegación

Los resultados obtenidos muestran un buen desempeño de los dos controladores, con ángulos de curvatura cerrados y cambios de altura. Sin embargo, los resultados prácticos evidencian que el comportamiento del dirigible difiere del simulado.

### RESULTADOS PRÁCTICOS

A continuación se muestran los datos adquiridos de las componentes de altura y Yaw, y se comparan con los datos de simulación obtenidos. En la figura 5.24 se presenta en línea azul el sistema simulado y en línea negra los datos adquiridos durante el seguimiento de una trayectoria de la componente Yaw ( $\psi$ ) del dirigible.

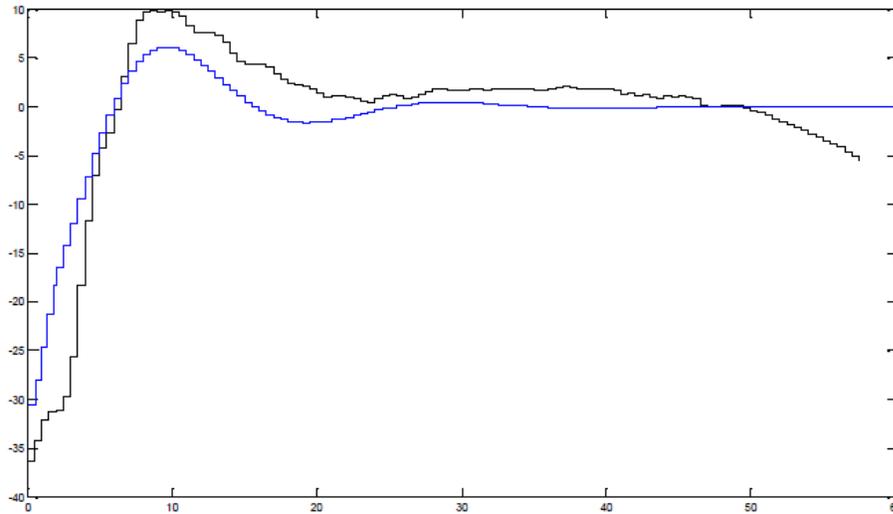


Figura 5.24. Comparación sistemas aplicado y simulado en  $\psi$ . Grados vs. Tiempo.

El comportamiento entre la componente Yaw simulada y el de la planta real no difieren a gran medida.

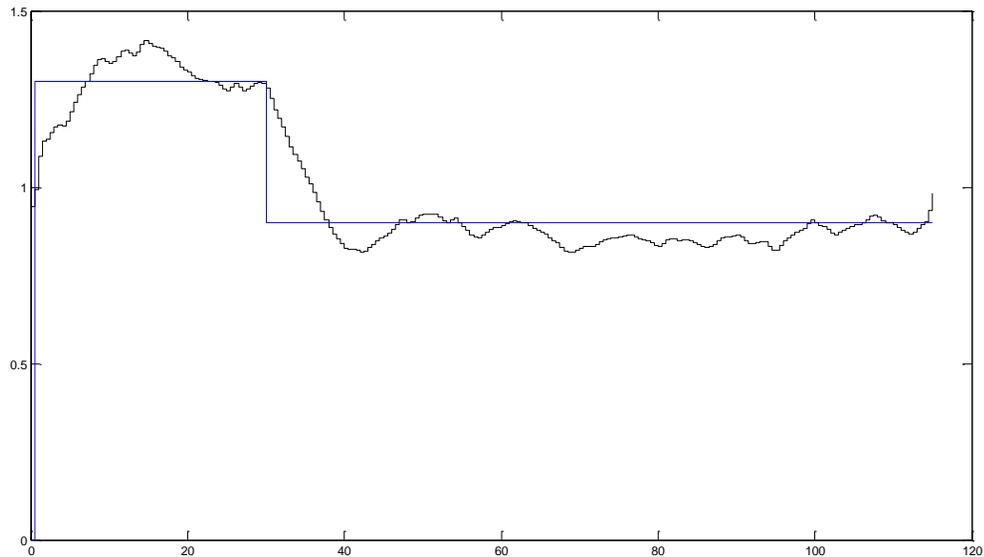


Figura 5.25. Comparación sistemas aplicado y simulado en Z. Altura vs. Tiempo

En la componente (Z) de altura se hizo una comparación entre el sistema simulado y el comportamiento del dirigible, aplicando un cambio en la referencia (línea azul) y los datos de altura adquiridos durante el vuelo de la aeronave (línea negra).

Debido a que no se le está haciendo un tratamiento algebraico de algún tipo a los datos adquiridos, existen grandes variaciones en los datos adquiridos como se puede ver en la figura 5.25, 5.26, 5.27 y 5.28. En la figura 5.25 se muestra el comportamiento de la variable Yaw adquirida durante un trayecto.

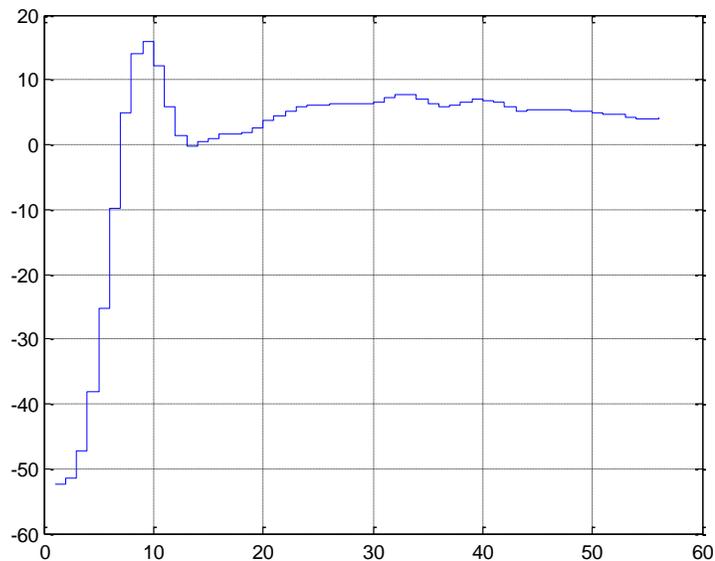


Figura 5.25. Datos adquiridos en vuelo de la variable  $\psi$ . Grados vs. Tiempo.

En la figura 5.26 se puede ver la señal de control no simulada emitida por el controlador de dirección (variable Yaw) la cual se transmite al rotor de cola del dirigible.

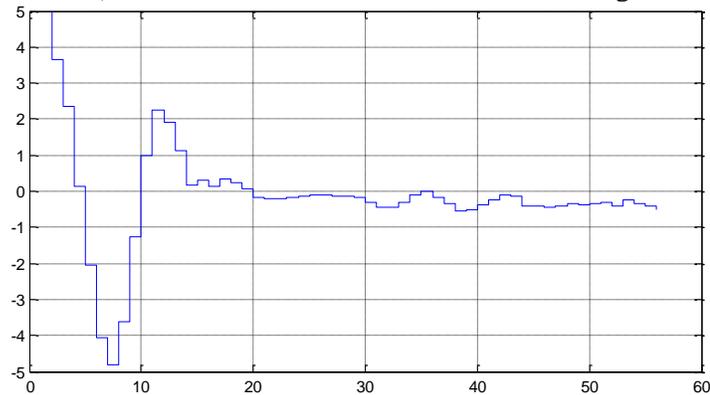


Figura 5.26. Señales de control generadas durante el vuelo en Yaw. Voltios vs. Tiempo.

En la variable de altura se realizó la misma adquisición de datos tanto de la variable de interés, como de la señal de control que actúa sobre el motor de altura. En la figura 5.27 se puede ver el comportamiento de altura del dirigible durante una prueba en vuelo.

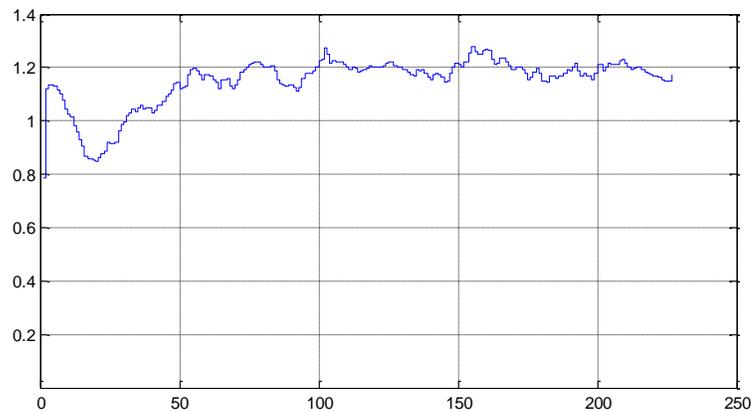


Figura 5.27. Datos adquiridos en vuelo de la variable Z. Altura vs. Tiempo.

En la figura 5.28 se puede ver la señal de control no simulada emitida por el controlador de altura la cual se transmite al motor correspondiente al desplazamiento en altura.

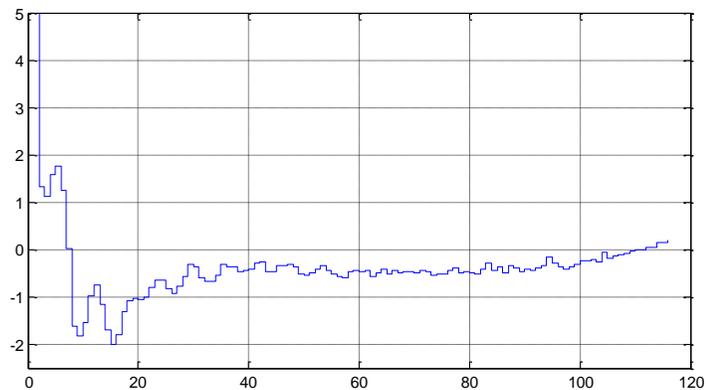


Figura 5.28. Señales de control generadas durante el vuelo en Z. Voltios vs. Tiempo.

En definitiva los controladores PI-PD de altura y trayectoria tienen un mejor resultado que los controladores PD utilizados en un principio. El comportamiento del dirigible en un vuelo crucero cumple con las expectativas prediseñadas, avanzando un paso más en el área de la robótica aérea. Los videos adjuntos en el CD de este libro presentan de mejor manera los resultados obtenidos.

# Anexos

## TABLA DE ALTURA

Tabla de datos adquirida para identificar la altura del dirigible, con la tabla A.1 y las ecuaciones (3.10) se puede verificar la mejor aproximación para el cálculo de la altura:

Altura real (cm)	Área (píxeles)	Perímetro (píxeles)	Perímetro BoundingBox
59,2000	14264,7500	448,3998	541,0000
67,0000	11019,0000	393,1407	473,0000
72,8000	9399,5000	362,5341	438,0000
79,6000	7922,2500	334,3061	404,5000
83,0000	7325,7500	319,6137	386,0000
88,1000	6500,5000	300,4569	364,5000
92,2000	5801,0000	283,1432	342,5000
96,5000	5365,7500	273,6934	331,0000
100,7000	4973,0000	262,5115	318,5000
105,1000	4566,5000	251,5617	305,5000
110,9000	4127,5000	237,9907	289,0000
115,4000	3663,5000	225,4447	272,5000
119,4000	3532,5000	220,6518	268,0000
124,5000	3296,5000	213,2376	260,0000
129,1000	3066,0000	205,9950	251,0000
133,5000	2895,0000	198,8130	242,5000
132,9000	2811,0000	197,1310	239,5000
142,2000	2464,7500	183,7922	222,5000
146,5000	2362,7500	180,4135	220,0000
152,0000	2178,2500	173,2315	211,5000
155,2000	1963,7500	163,5140	199,0000
164,6000	1862,7500	160,3676	196,0000
175,0000	1660,0000	149,9785	184,0000
184,3000	1401,5000	137,7254	167,5000
195,6000	1254,2500	130,3970	159,0000

Tabla A.1. Datos de correspondencia de Altura vs. Píxeles.

## MODELO SIMULINK

Modelo real del dirigible implementado con Simulink, este modelo incluye la toda la dinámica de un dirigible sin reducciones o aproximaciones. El modelo se presenta en la figura A.1:

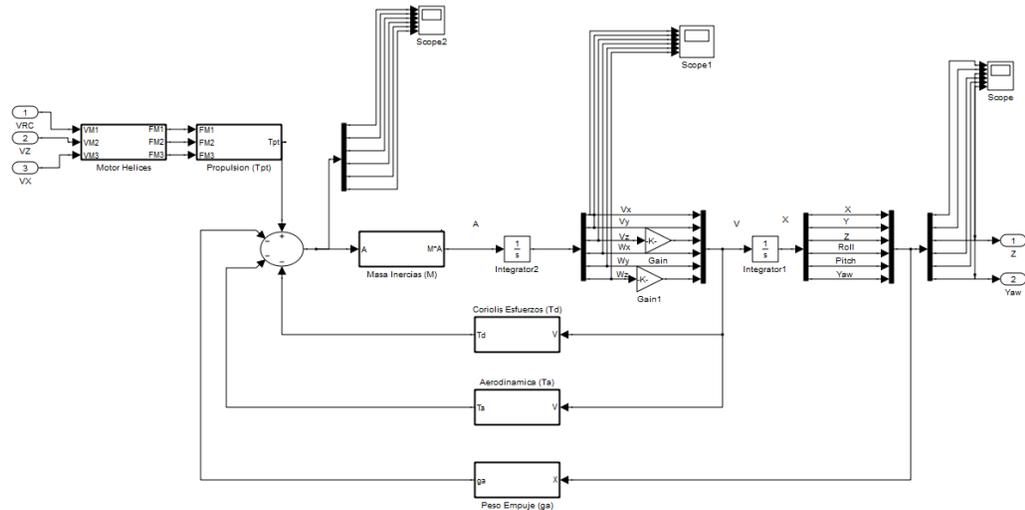


Figura A.1. Modelo en simulink del dirigible.

## CÓDIGO EN MATLAB

Código en MATLAB de todo el procesamiento del proyecto *LETAN*. En este código se incluye, la parte de procesamiento digital de imágenes, el control digital, y el envío de comandos al dirigible. El código se puede conseguir en la página web: <http://proyectoletan.blogspot.com>

# Conclusiones Generales

El objetivo de desarrollar e implementar el control de navegación para un dirigible de espacio cerrado con una trayectoria predefinida se fue alcanzando a medida que se cumplían los objetivos específicos a cabalidad. En primera instancia se realizó la comunicación entre la cámara del dirigible y el módulo de recepción y transmisión de la señal de control a los actuadores (motores). A su vez se desarrolló e implementó un algoritmo de visión artificial para extraer de las imágenes adquiridas por la cámara, los datos relacionados a la altura y dirección del dirigible. Durante el desarrollo del proyecto *LETAN* se combinaron temáticas de electrónica convencional para dar una posible solución al problema de la navegación autónoma de un dirigible, entre ellas están controles, técnicas digitales, análisis y procesamiento de imágenes, software, electrónica y comunicación. Las conclusiones que se obtuvieron después de culminar el trabajo son las siguientes:

Validación del modelo:

- Para controlar cualquier tipo de aeronave es necesario identificar el modelo que la describe y caracterizar completamente sus variables físicas y dinámicas, con el fin de tener una mejor aproximación a la realidad. Las herramientas de simulación permiten hacerse una idea del comportamiento que se va a tener, antes de implementar un controlador siempre y cuando el modelo que se va a simular se asemeje lo mejor posible a la realidad.
- La simplificación del modelo del dirigible permitió pasar de sistema un sistema MIMO (Multiple Input Multiple Output), a dos sistemas SISO (Single Input Single Output) independientes.
- Aunque las mediciones y los cálculos sean lo más veraces posibles existe un error entre el modelo real y el modelo simulado, este error evita que en la práctica se obtengan los resultados deseados de forma inmediata. Este error puede aumentar debido a las simplificaciones que se hacen o variables despreciadas.

Adquisición de datos:

- El muestreo de imágenes está configurado según la herramienta MATLAB y su toolbox *imaqtool* a 2 muestras por segundo (2 frames/segundo), sin embargo a medida que se requería mayor procesamiento durante el desarrollo del vuelo, el tiempo de muestreo aumentaba en un 10% esporádicamente, lo que quiere decir que a medida que pasaba el tiempo puede colapsar la memoria del sistema de computo.
- La toma de imágenes es periódico, lo que quiere decir que el sensor toma muestras cada cierto tiempo  $T$ , por lo cual fue necesario un estudio de los efectos de la discretización de sistemas con relación a los sistemas continuos en el tiempo.
- La caracterización de la cámara permite crear un modelo aproximado, según el orden la aproximación es mejor; pese a corregir la distorsión que causa el lente en la imagen sigue existiendo un factor erróneo en la imagen que se obtiene, y en consecuencia en los datos que se extraen de la imagen.

### Topología del control

- El controlador utilizado para controlar la altura y trayectoria del dirigible tienen una topología básica, sin embargo desde un principio se había planteado la idea de un control sencillo para que la aeronave realizara la navegación.
- La topología de control utilizada es adecuada y suficiente para controlar las variables de interés.

### Procesamiento de Imágenes

- Se logró implementar la cámara como único sensor embarcado, aportando la información suficiente para controlar la altura y el seguimiento de trayectorias sin necesidad de usar otro tipo de sensores o mecanismos para desarrollar el objetivo principal del proyecto.
- Aunque Matlab es una herramienta versátil y rápida, la velocidad de procesamiento de imágenes no es la misma a comparación con otras herramientas como OPEN CV. Sin embargo, la codificación en Matlab para realizar este proceso es mucho más sencilla que en otros programas que utilizan lenguaje de programación de bajo nivel.

### Control

- Debido a la forma de la función de transferencia de la planta se pudo implementar la topología del control PD cumpliendo con los detalles del diseño para el seguimiento de la trayectoria.
- Es complicado la implementación de un seguimiento aéreo sin controlar la altitud del robot. Para este caso en particular la altura depende en forma directa para la detección de los landmarks.

En perspectiva: El proyecto *LETAN* deja las puertas abiertas al mejoramiento del hardware y software y otras estrategias de control que no se tuvieron cuenta, como el caso de la realimentación de estados, control difuso, control robusto, entre otros.

Una propuesta para continuar es poder lograr que el robot se localice en un espacio cerrado, en el proyecto no se tuvo en cuenta porque el objetivo era seguir trayectorias predefinidas.

Lo desarrollado en este libro es un buen inicio para el desarrollo de controladores para dirigibles de espacio abierto u otro tipo de robot aéreo. La electrónica embarcada y no embarcada puede mejorarse mediante el desarrollo y uso de equipos más sofisticados y de más prestaciones.

Hay que recalcar que la implementación de desarrollos robóticos en este tipo de aeronaves es un buen inicio debido a la estabilidad y lentitud, que fueron características claves para la selección del tipo de aeronave del proyecto.

# Bibliografía

- [1] Bouguet J. (2010), *Camera Calibration Toolbox*, Computer Vision Research Group, California Institute of Technology.
- [2] Colantoni, P. y A. (2003), *Color Space Transformations*, [en línea], disponible en: <http://colantoni.nerim.net/download/colspacettransform-1.0.pdf>.
- [3] Dorf, R. (2005), *Sistemas de Control Moderno*, Décima Edición, Madrid, España, Prentice Hall.
- [4] Dudek G. y Jenkin M, (2000), *Computational principles of mobile robotics*, Cambridge University Press.
- [5] Flores T. Antonio (2009). *Linealización de Funciones No Lineales*. Enero 29.
- [6] G.A. Khoury, J.D. (1999) Gillett, *Airship Tecnology*, Cambridge University Press.
- [7] Heikkilä J. y Silvén O. *A Four-step Camera Calibration Procedure with Implicit Image Correction*, Infotech Oulu and Department of Electrical Engineering University of Oulu. [en línea]: disponible en: [http://www.vision.caltech.edu/bouguetj/calib\\_doc/papers/heikkila97.pdf](http://www.vision.caltech.edu/bouguetj/calib_doc/papers/heikkila97.pdf)
- [8] Hygounenc, E., Souères, P., Lacroix, S., (2000) *Modelisation d'un dirigeable: étude de la cinématique et de la dynamique*, Rapport LAAS-XNRS 426.
- [9] Jinsuck K. (2008), *Mobile Robot Navigation and localization*, VDM Verlag, Alemania.
- [10] “Microchip Technology Inc.” [en línea], disponible en: [http://www.microchip.com/stellent/idcplg?IdcService=SS\\_GET\\_PAGE&nodeId=2629&param=en533465](http://www.microchip.com/stellent/idcplg?IdcService=SS_GET_PAGE&nodeId=2629&param=en533465) recuperado: 12 de octubre de 2009.
- [11] Ogata, K. (1996), *Sistemas de control en tiempo discreto*, Minneapolis, Minnesota, Educación Pearson.
- [12] Ogata, K. (1998), *Ingeniería de Control Moderna*, Tercera Edición, Minneapolis, Minnesota, Educación Pearson.
- [13] Ohta Y., Kanade T. y Sakai T. (1979), *Color Information for Region Segmentation*, Department of Information Science, Kyoto University, Kyoto, Japan.
- [14] Ollero A. Baturone, (2007), *Robótica de manipuladores y robots móviles*, Editorial Marcombo, Barcelona, España

[15] Solaque L. (2007), *Modelado, control y navegación para el vuelo autónomo de dirigibles*, Universidad de los Andes y l'Institut National des Sciences Appliquées de Toulouse.

[16] Spong M., Hutchinson S. y Vidyasagar M. (2006), *Robot modeling and control*. s.l. : John Wiley & Sons, Inc.

[17] Tipler A (2007), *Física para la ciencia y la tecnología*, editorial reverte

[18] Wajid A, (2006), *Tree Detection using Color, and Texture Cues for Autonomous Navigation in Forest Environment*, Department of Computing Science, Umeå University, Suecia.

[19] Zhang Z. (1999), *Flexible Camera Calibration By Viewing a Plane From Unknown Orientations*, Microsoft Research, One MicrosoftWay, Redmond.

[20] Da Silva F. y García L, (2003), *Vision based Control of an Autonomous Blimp (Videoblimp)*, Universidad Técnica de Lisboa, INSTITUTO SUPERIOR TÉCNICO