



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA
ENERGÍA Y MECÁNICA**

CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

**TESIS PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO EN MECATRÓNICA**

**TEMA: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SISTEMA
MECATRÓNICO DE VIGILANCIA AÉREA**

**AUTORES: LEON CAICEDO, DIANA CAROLINA
SANCHEZ GARCÍA, VÍCTOR MAURICIO**

DIRECTOR: ING ACOSTA, MÍLTON

CODIRECTOR: ING VEGA, CHRISTIAN

SANGOLQUÍ

ENERO 2015

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA

ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

CERTIFICADO

ING. ACOSTA MÍLTON, DIRECTOR

ING. VEGA CHRISTIAN, CODIRECTOR

CERTIFICAN

Que el proyecto de grado titulado **DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SISTEMA MECATRÓNICO DE VIGILANCIA AÉREA** y el artículo científico titulado "**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SISTEMA MECATRÓNICO DE VIGILANCIA AÉREA**", realizada por los señores, DIANA CAROLINA LEÓN CAICEDO, VICTOR MAURICIO SANCHEZ GARCÍA, ha sido dirigida y revisada periódicamente y cumple normas estatutarias establecidas por la **UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS**, en el reglamento de estudiantes de la ESPE.

Debido a que este trabajo cumple con todos los procedimientos institucionales e investigativos, recomendamos su publicación.

El mencionado trabajo consta de un documento empastado y dos discos compactos, los cuales contienen los archivos en formato portátil de Acrobat (PDF). Autorizan a nombre de los autores DIANA CAROLINA LEÓN CAICEDO, VICTOR MAURICIO SANCHEZ GARCIA para que se entreguen al señor, Ing. Francisco Terneus, Coordinador de la Carrera de INGENIERÍA EN MECATRÓNICA.

ING. MÍLTON ACOSTA

DIRECTOR

ING. CHRISTIAN VEGA

CODIRECTOR

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD

DIANA CAROLINA LEON CAICEDO

VICTOR MAURICIO SANCHEZ GARCÍA

DECLARAMOS QUÉ:

El proyecto de grado denominado " DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SISTEMA MECATRÓNICO DE VIGILANCIA AÉREA " y el artículo científico titulado " DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SISTEMA MECATRÓNICO DE VIGILANCIA AÉREA " han sido desarrollados en base a una investigación exhaustiva, respetando todos los derechos intelectuales de terceros, conforme las citas que constan al pie de las páginas correspondientes, cuyas fuentes se incorporan en la bibliografía.

Consecuentemente este trabajo es de nuestra autoria. En virtud de esta declaración, me responsabilizo del contenido, veracidad y alcance científico de esta tesis de grado.

Sangolquí, Enero 2015

DIANA CAROLINA LEÓN CAICEDO

VICTOR MAURICIO SANCHEZ GARCIA

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA****CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA****AUTORIZACIÓN**

Nosotros, DIANA CAROLINA LEON CAICEDO y VICTOR MAURICIO SANCHEZ GARCIA, autorizamos a la UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS la publicación, en la biblioteca virtual de la Institución el trabajo titulado: “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SISTEMA MECATRÓNICO DE VIGILANCIA AÉREA”, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra exclusiva responsabilidad y autoría.

Sangolquí, Enero 2015

DIANA CAROLINA LEÓN CAICEDO

VICTOR MAURICIO SANCHEZ GARCIA

DEDICATORIA

*"Ella va desconsolada,
No puede ocultar su dolor,
Su nombre es La Dolorosa,
Dicen que es la más hermosa.
El dolor que siente...,
Hace que sus ojos tengan
Una mirada especial
De dulzura y de penar."*

*A mi virgencita que jamás nos
desamparo en el cumplimiento
De esta meta.*

DIANA CAROLINA LEON CAICEDO

DEDICATORIA

"El Señor reina, regocíjese la tierra

Alégrense las remotas costas

Oscuros nubarrones lo rodean,

La rectitud y la justicia son la base de su trono...

Ante el Señor, dueño de la tierra,

las montañas se derriten como cera

Los cielos proclamen su justicia

Y todos los pueblos contemplan su gloria"

Al único y sabio Dios, sea siempre la gloria, la honra y el poder.

VICTOR MAURICIO SANCHEZ GARCIA

AGRADECIMIENTO

Han sido mi refugio, un apoyo y el regalo más grande que dios me pudo dar, quiero agradecer a mis padres por hacer de mí la persona que hoy soy, porque han sido mi inspiración y motivación para continuar.

Han sido mis compañeros de juego, mis amigos y mis compañeros en tantas aventuras, quiero agradecer a mis hermanos José y Estefanía, por aquella compañía y consentimientos incondicionales.

Por enseñarme a soñar de una manera diferente y por ser más allá que unas metas a cumplir, quiero agradecer a Santiago, compañero de carrera, un amigo y hoy la persona que va de mi mano en tantas experiencias.

Al tener a mi familia lejos, ustedes se convirtieron en mi familia, quiero agradecer a mis amigos, por sus consejos, palabras de aliento y por participar en este camino que emprendimos, por ser aquellas personas que jamás se apartaron de mi lado, y que me dieron lecciones de vida y demostraron lealtad por sobre todas las cosas.

A todos muchas gracias.

DIANA CAROLINA LEÓN CAICEDO

AGRADECIMIENTO

De la pureza del amor y las invaluableles sonrisas que permanecen en un hálito de memoria, a aquella estrella de la tarde que llena mi vida de encanto y misticismo, quiero agradecer por siempre la compañía de su vida y su amor, a mi amada esposa, María Belén Murgueytio.

En el sueño de la gloria de lo imperecedero, que los ojos del Altísimo estén siempre sobre tu vida y su diestra de poder nunca se aparte de tu cabeza, y que conozcas la bendición del Señor que te prospera y no trae consigo dolor. A mi hermosa hija que puede borrar el más oscuro de los días, gracias

De la sabiduría impartida y el gozo de la libertad, de la justicia y el amor enseñado, agradezco eternamente a mis padres de quienes llevo en alto la insignia del llamado a la casa de la bendición.

Por último, quiero agradecer a todos mis amigos, quienes siempre fueron un refugio en la tormenta y un apoyo para todas mis locuras. Mil gracias

VICTOR MAURICIO SANCHEZ GARCIA

INDICE DE CONTENIDO

CERTIFICADO.....	I
DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD	II
AUTORIZACIÓN.....	III
DEDICATORIA	IV
AGRADECIMIENTO	VI
INDICE DE CONTENIDO	VIII
INDICE DE FIGURAS.....	XII
INDICE DE TABLAS	XVI
RESUMEN	XVII
CAPITULO I.....	1
DESCRIPCION DEL PROYECTO	1
1.1 INTRODUCCION	1
1.2 OBJETIVOS.....	1
1.2.1 Objetivo General	1
1.2.2 Objetivos Específicos.....	2
1.3 JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA	2
1.4 ÁREA DE INFLUENCIA	4
1.5 ALCANCE DEL PROYECTO	4
CAPITULO II.....	5
MARCO TEORICO	5
2.1 INTRODUCCIÓN	5
2.2 HISTORIA	6
2.3 CLASIFICACIÓN.....	8
2.4 CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA DE VIGILANCIA.....	9
2.4.1 Quadrotor.....	9

2.4.2	Sistema GPS	10
2.4.3	Sensores.....	11
2.4.4	Transmisión de datos y Video.....	11
2.4.5	Cámara de Video	11
2.5	DESCRIPCIÓN DEL FUNCIONAMIENTO	11
2.5.1	Movimiento de guiñada (yaw).	11
2.5.2	Movimiento de inclinación (pitch).	12
2.5.3	Movimiento de bamboleo (roll).....	13
2.5.4	Movimiento Vertical.....	13
CAPÍTULO III.....		15
DISEÑO DEL SISTEMA		15
3.1	DISEÑO MECÁNICO	15
3.1.1	Diseño.....	15
3.1.2	Modelo de diseño a cinco etapas.....	15
3.1.3	Definición del problema.....	16
3.1.4	Diseño conceptual.....	17
3.1.4.1	Árbol de objetivos y carta de comparación por pares	17
3.1.5	Objetivos	18
3.1.6	Señal PPM	21
3.1.7	Calculo de la autonomía de vuelo	22
3.1.8	Motores	22
3.1.9	Controladores ESC	24
3.1.10	Baterías LiPo	25
3.1.11	Hélices	26
3.1.12	Tren de Aterrizaje.....	28
3.1.13	Selección de la cámara.....	29
3.1.14	Soporte de cámara.....	31
3.1.15	Diseño preliminar	32
3.1.15.1	Estructura.....	32
3.1.15.1.1	Codificación de partes	32
3.1.15.1.2	Calculo de ingeniería.....	34

3.1.15.2	Selección de materiales	37
3.1.15.2.1	Modelado CAD	39
3.1.16	Calculo del peso total de la nave	41
3.1.17	Análisis de fuerzas para la aeronave	42
3.1.17.1.1	Análisis en los brazos	42
3.1.17.1.2	Simulación en elementos finitos	44
3.1.17.1.3	Análisis en placa inferior.....	45
3.1.17.1.4	Simulación de elementos finitos	46
3.1.18	Fabricación de cada pieza	47
3.1.18.1	Brazos y perfiles laterales	47
3.1.18.2	Placa superior e inferior	51
3.2	DISEÑO ELECTRONICO.....	51
3.2.1	Especificaciones de diseño.....	51
3.2.2	Diseño del circuito teórico	53
3.2.3	Lista de componentes electrónicos	64
3.2.4	Simulación y análisis del circuito.....	70
3.2.5	Correcciones y mejoras	70
3.2.6	Diseño del PCB.....	72
3.2.7	Fabricación del PCB	81
3.2.8	Montaje de los componentes electrónicos.	82
3.2.9	Pruebas y resultados	83
3.3	SISTEMA DE CONTROL	84
3.3.1	Control de vuelo	85
3.3.1.1	Especificaciones	85
3.3.1.2	Diagrama de conexión	87
3.3.2	Funcionamiento	87
3.3.2.1	Configuración	88
3.3.3	Modos de vuelo y Armado de Motores.....	92
3.3.4	Sintonización de constantes	93
3.3.5	Control de Altura	94
3.3.6	Control de trayectoria.....	95
3.3.6.1	Control de Posicionamiento	97

3.4	MONTAJE.....	98
3.5	PRUEBAS.....	100
3.6	RESULTADOS.....	106
CAPITULO IV.....		108
ANALISIS ECONOMICO Y FINANCIERO.....		108
4.1	PRESUPUESTO DE INVERSIÓN.....	108
4.2	COSTO OPERATIVO.....	109
4.3	ANÁLISIS DE COSTO/BENEFICIO.....	111
4.3.1	Análisis Comparativo	111
4.3.1.1	Cuadrícóptero WL Toys V959 con Cámara.....	111
4.3.1.2	DJI Phantom 2 Vision Cuadrícóptero con cámara FPV integrada	112
4.3.1.3	DJI Phantom Aerial UAV Drone Cuadrícóptero para GoPro	113
4.3.1.4	UDI U818A 2.4GHz 4 Canales.....	113
CAPITULO V.....		116
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....		116
CONCLUSIONES		116
RECOMENDACIONES.....		117
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....		119
ANEXOS.....		121
ANEXO A.....		122
ANEXO B.....		147
ANEXO C.....		150
ANEXO D.....		151
ANEXO E.....		152

INDICE DE FIGURAS

Figura 1. UAV Predator.....	7
Figura 2. Clasificación de los UAVs según el tipo de despegue	8
Figura 3. Aeronave de cuatro motores.....	10
Figura 4. Movimiento de yaw.	12
Figura 5. Movimiento de pitch	12
Figura 6, Movimiento de roll.....	13
Figura 7. Movimiento Vertical.....	14
Figura 8. Etapas de diseño	15
Figura 9. Árbol de objetivos	18
Figura 10. Estructuras comerciales.....	20
Figura 11. PPM Positivo	21
Figura 12. Forma de onda para el control de un motor brushless trifásico ..	23
Figura 13. 4108-600KV Turnigy Multistar	23
Figura 14. Dimensiones del motor.	24
Figura 15. ESC seleccionado.....	24
Figura 16.Tenergy 11.1V 5000mAh 25C LIPO Battery Pack	25
Figura 17. Paso y diámetro de una hélice.....	27
Figura 18. Características de hélices.....	27
Figura 19.12x4.5 SF Props 2pc CW and 2pc CCW Rotation	28
Figura 20.Nylon 150mm High Landing Gear Skid Undercarriage Kit.....	28
Figura 21. Diagrama de conexión.....	31
Figura 22. Soporte de cámara	31
Figura 23. Diseño preliminar de brazo	32
Figura 24. Diseño preliminar de placa superior.....	33
Figura 25. Modelo placa inferior.....	33
Figura 26. Diagrama de cuerpo libre usado para la derivación.....	35
Figura 27. Selección de materiales con software CES	38
Figura 28. Modelo de placa inferior.....	39
Figura 29. Modelo de brazo	39
Figura 30. Modelo de perfil	40

Figura 31. Modelo de perfil lateral.....	40
Figura 32. Modelo de placa superior.....	40
Figura 33. Modelo de ensamble.....	41
Figura 34. Modelo final de brazo.....	42
Figura 35. Plano superior de brazo.....	42
Figura 36. Plano inferior de brazo.....	42
Figura 37. Diagrama de cuerpo libre de brazo.....	43
Figura 38. Análisis de Von Mises en brazo.....	44
Figura 39. Análisis de desplazamiento en brazo.....	44
Figura 40. Plano superior de placa inferior.....	45
Figura 41. Diagrama cuerpo libre de placa.....	46
Figura 42. Análisis de Von Mises de placa inferior.....	46
Figura 43. Análisis de desplazamiento en placa inferior.....	47
Figura 44. Catálogo cedal.....	47
Figura 45. Dimensiones del tubo seleccionado.....	48
Figura 46. Tubo rectangular de aluminio.....	48
Figura 47. Zenbot 1216 CNC Router.....	49
Figura 48. Maquinado de brazos usando zenbot.....	49
Figura 49. PreciseBIT 2-Flute Stub End-mills (MN208).....	50
Figura 50. Planchas de aluminio.....	51
Figura 51. Esquema de circuito Completo.....	54
Figura 52. Conector Señales de Control de Vuelo.....	54
Figura 53. Divisores de Voltaje para Baterías.....	55
Figura 54. Conversores DC/DC y conectores.....	55
Figura 55. Interfaz Max232.....	56
Figura 56. Oscilador Programable.....	56
Figura 57. Magnetómetro y resistencias de Pull-Up.....	57
Figura 58. Giroscopio.....	57
Figura 59. Barómetro.....	58
Figura 60. Acelerómetro.....	58
Figura 61. Transistor de Activación de Bluetooth.....	58
Figura 62. Módulo GPS y transistor de activación del mismo.....	59

Figura 63. Conector al programador	59
Figura 64. Conector Bluetooth	60
Figura 65. Procesador y Filtros (Esquema Completo)	60
Figura 66. Esquemático Superior del Procesador y sus señales	61
Figura 67. Esquemático central del Procesador	61
Figura 68. Esquemático inferior del Procesador	61
Figura 69. Esquemático de capacitores de Filtro.	62
Figura 70. Conectores Internos hacia las Baterías y a los ESCs.....	62
Figura 71. Conectores externos.....	63
Figura 72. Primer Diseño PCB de pruebas.....	72
Figura 73. Segundo diseño PCB.....	73
Figura 74. Capa Superior Diseño Final.....	74
Figura 75. Capa Inferior de la PCB	75
Figura 76. Diseño Final de PCB sin planos de Tierra	76
Figura 77. Parte superior de componentes.....	76
Figura 78. Parte Superior de componentes	77
Figura 79. Parte central del diseño	78
Figura 80. Parte Inferior del circuito	79
Figura 81. Simulación 3D de la PCB (Capa Superior)	80
Figura 82. Simulación 3D de la PCB (Capa Inferior).....	80
Figura 83. PCB con procesador, y elementos montados.....	81
Figura 84. PCB conectada al programador.....	82
Figura 85. Placa PCB con los componente tanto de cámara como accesorios	82
Figura 86. Emisor y Receptor	83
Figura 87. Multiwii 328p Mini Pro.....	86
Figura 88. Diagrama de conexión	87
Figura 89. Señal de PPM.....	88
Figura 90. Interfaz de MultiwiiConf_2_1.....	89
Figura 91. RC rate y RC expo.....	89
Figura 92. Nivel de P e I	89
Figura 93. Constantes de movimientos.....	90
Figura 94. PID de altura	90

Figura 95. Señales de Sensamiento	90
Figura 96. Sensores activos	91
Figura 97. Señales PPM	91
Figura 98. Selección de Modo de vuelo	93
Figura 99. Cálculo de vector de trayectoria	95
Figura 100. Ejemplo de seguimiento de trayectoria con perturbaciones.....	97
Figura 101. Remaches metálicos para el ensamble	98
Figura 102. Brazo de aeronave.....	98
Figura 103. Brazos de aeronave.....	98
Figura 104. Diagrama de flujo de montaje	99
Figura 105. Brazos y perfiles laterales.....	100
Figura 106. Estructura completa con placas superior e inferior	100
Figura 107. Partes constitutivas del cuadricóptero.	101
Figura 108. Hélices antes del primer vuelo.....	102
Figura 109. Hélices después de 15 horas de vuelo	102
Figura 110. Cuadricóptero sujeto para pruebas.....	103
Figura 111. Toma de imágenes a 7 metros de altura con cuadricóptero ..	104
Figura 112. Imágenes tomadas a 9 metros de altura.....	105
Figura 113. Imágenes tomadas a 6 metros altura.....	105
Figura 114. Imágenes tomadas a 15 metros de altura.....	105
Figura 115. Sistema de vigilancia a 15 metros de altura	106
Figura 116. Estructura Completa con elementos adicionales.	106
Figura 117. Soporte de cámara acoplado a la estructura	107
Figura 118. Cuadricóptero WL Toys V959 con Cámara	111
Figura 119. DJI Phantom 2 Vision	112
Figura 120. DJI Phantom Aerial UAV.....	113
Figura 121. UDI U818A 2.4GHz 4 Canales	113

INDICE DE TABLAS

Tabla 1. Cuadricóptero comerciales en los cuales se basa la investigación..	9
Tabla 2. Materiales aptos para el diseño	21
Tabla 3. Comparación de cámaras	29
Tabla 4. Comparación de transmisores	30
Tabla 5. Características mecánicas del aluminio	39
Tabla 6. Peso final del sistema	41
Tabla 7. Descripción de todos y cada uno de los elementos	65
Tabla 8. Descripción de todos y cada uno de los elementos del sistema de potencia	69
Tabla 9. Tabla de pruebas	84
Tabla 10. Movimientos	92
Tabla 11. Constantes de Movimientos	94
Tabla 12. Tabla de pesos de prueba del sistema	101
Tabla 13. Tiempo de vuelo util de hélices	103
Tabla 14. Presupuesto de Inversión	108
Tabla 15. Costos operativos	110
Tabla 16. Tabla de modelos de cuadricópteros en el mercado	114
Tabla 17. Costo/beneficio	115

RESUMEN

Gracias a la simplicidad y efectividad del diseño de mini aeronaves de vigilancia, en la actualidad el cuadricóptero se ha convertido en una plataforma estándar para la investigación de vehículos aéreos implementados con diferentes dispositivos multipropósito, abaratando costos e incrementando el desempeño y capacidades de los componentes para su construcción. Un cuadricóptero para un sistema de vigilancia aéreo es un helicóptero pequeño con un máximo de 1m de diámetro con 4 propulsores ordenados en pares, los mismos que son alimentados por un juego de baterías a bordo, además de poseer un dispositivo para la transmisión de imágenes en tiempo real con un alcance establecido. Esta aeronave es automática. Un microcontrolador a bordo y una variedad de sensores que incluyen acelerómetros, giroscopios, y magnetómetros son los encargados de mantener la estabilidad del cuadricóptero en el aire. Es por esto que se ha escogido esta plataforma para implementar un control de seguimiento de un móvil en tierra, dicho seguimiento debe ser autónomo pero con la capacidad de corregir comportamientos anómalos del sistema por parte de un operador. Dejando así las bases para la innovación del sistema, en proyectos a futuro, conociendo que las características del sistema actual cumplen con los requerimientos planteados pero con una arquitectura abierta para su optimización.

PALABRAS CLAVE:

CUADRICOPTERO

NAVEGACION

SISTEMA DE CONTROL

SISTEMA DE VIGILANCIA

TRANSMISION DE IMÁGENES

ABSTRACT

Thanks to the simplicity of design and effectiveness mini surveillance aircraft , the cuadricóptero currently has become a standard platform for investigating different aerial vehicles with multipurpose devices implemented , cutting costs and increasing the performance and capabilities of the components construction. A quadcopter for a system of aerial surveillance is a small helicopter with up to 1m in diameter with 4 propellers arranged in pairs , the same ones that are powered by a battery pack on board , besides having a device for image transmission real-time with a range established. These aircraft is PLC. A microcontroller board and a variety of sensors including accelerometers, gyroscopes, and magnetometers are responsible for maintaining the stability of quadcopter in the air. That is why we have chosen this platform to implement control tracking a mobile on land, such monitoring should be autonomous but with the ability to correct anomalous behavior of the system by an operator. Leaving the stage for innovation system in future projects, knowing that the characteristics of the current system comply with the requirements set but with an open architecture for optimization.

KEYWORDS:

QUADCOPTER

NAVIGATION

CONTROL SYSTEM

MONITORING SYSTEM

TRANSMISSION OF IMAGES

CAPITULO I

DESCRIPCION DEL PROYECTO

1.1 INTRODUCCION

La empresa FORTUNY TECHNOLOGIES, deseosa de desarrollar nuevas tecnologías en el país, ha propuesto la posibilidad de un sistema de vigilancia aéreo basado en la tecnología de aeronaves autómatas.

Una aeronave automática puede ser definida como un vehículo no tripulado que tiene la posibilidad de desarrollar actividades específicas sin necesidad de un control humano. Es así como un sistema de vigilancia aéreo se basa en una aeronave equipada con una o varias cámaras para la transmisión de video en tiempo real de un acontecimiento en un punto específico de la ciudad. Incluyendo así mismo una estación de partida y aterrizaje custodiado para todas y cada una de las aeronaves, y una estación central de monitoreo.

FORTUNY TECHNOLOGIES entonces inicia un proyecto de investigación acerca de cómo cumplir con la meta de un sistema que presente las características descritas en el párrafo anterior. Y es ahí donde la ingeniería mecatrónica aporta a la investigación cubriendo el área de diseño de la aeronave, junto con el sistema de control que presente las características ideales y la interfaz del usuario necesaria para la visualización del video en tiempo real.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo General

Investigar, diseñar y construir una Aeronave de Cuatro rotores, su sistema de control de vuelo automático, el sistema mecánico de movimiento de la

cámara o cámaras incorporadas, y la transmisión de video en tiempo real, para la empresa FORTUNITY TECHNOLOGIES.

1.2.2 Objetivos Específicos

- Definir los parámetros de alcance, altura y velocidad del sistema, además del tiempo de transmisión de video en tiempo real.
- Determinar por medio de la investigación los tiempos de autonomía y alcance de la aeronave que permitan realizar un trabajo efectivo.
- Diseño selección y construcción del sistema mecánico y sus componentes.
- Diseño, selección y construcción de los elementos electrónicos que interfieren en el desarrollo del sistema.
- Acoplamiento del diseño final de la parte mecánica con el diseño final del módulo electrónico.
- Validación del prototipo definitivo de acuerdo a los parámetros establecidos.

1.3 JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA

El presente tema, se basa en la investigación de la aeronave y su sistema de control que cumpla con las metas de monitoreo y de navegación requeridas para el proyecto que desarrolla FORTUNY TECHNOLOGIES.

FORTUNY TECHNOLOGIES, presenta un sistema a bajo costo, que no necesite de un entrenamiento riguroso a los usuarios; al contrario de la adquisición de un sistema importado en la que la propuesta de la empresa extranjera, sería necesaria la capacitación de los usuarios en cuanto al manejo de dichas aeronaves. Sin mencionar que los usuarios tendrían que desplazarse con la aeronave en una estación que llevara todo el equipo necesario de transmisión y control de la misma, hasta alcanzar una distancia de 500 metros del punto requerido a ser monitoreado. Todo este sistema presenta grandes inconvenientes para ser ejecutado como tal, haciendo especial énfasis en un desembolso cuantitativo inalcanzable para la empresa.

La importancia de un sistema automático de monitoreo se basa en su flexibilidad y la reducción de la intervención humana al máximo de la tarea final del sistema. Es un sistema flexible porque permite que sea monitoreada la ciudad en cualquier punto de la misma, sin importar si un agente tiene el conocimiento o no de cómo manejar una aeronave. Entonces la intervención humana se limita a solo indicar, sobre un mapa electrónico de la ciudad, qué punto de la misma necesita ser visto. Entonces la aeronave, evaluando ciertas condiciones tanto climáticas como de posición geográfica, realiza su vuelo hasta la posición indicada y activa la cámara incorporada para transmitir lo que sobre ese punto está sucediendo, permitiendo así que los usuarios puedan tomar una decisión a una velocidad mayor que la que podrían tomar teniendo que enviar autos o helicópteros para atender diversas situaciones.

Entonces el sistema de vigilancia, puede ser resumido en que se instalarán aeronaves y sus estaciones de recarga de energía, recepción y transmisión, en las lugares estratégicos necesarias para cubrir la vigilancia de un área. Cada estación tendrá una pequeña estación meteorológica y comunicación vía fibra óptica con la estación principal.

Cabe mencionar que la experiencia en sistemas de monitoreo de FORTUNY TECHNOLOGIES se basa en un sistema de monitoreo de los camiones de entrega que utiliza la empresa PRONACA para la distribución de los productos. Dicho sistema fundamenta su funcionamiento en una placa PCB que incorporaba diversos sensores y aparatos de navegación que transmitían vía satélite, los puntos por los cuales los camiones despachaban productos, así como también la hora de entrega y la temperatura a la cual la mercancía era entregada de tal manera que generaba reportes detallados de la situación de cualquier entrega realizada.

Conociendo esto, y debido a la necesidad de sistemas mecatrónicos, la empresa FORTUNY TECHNOLOGIES, propone el desarrollo de investigación para determinar, junto con el apoyo de la misma empresa, las condiciones y tecnologías necesarias y más eficientes para realizar un sistema de vigilancia como el expuesto anteriormente, debido principalmente que un sistema así,

no ha sido implementado en el país por ninguna empresa nacional o extranjera. De igual manera, la empresa auspiciante lanzará el prototipo que sea fruto de esta investigación, no solo para una zona, sino también con miras a todas las ciudades del Ecuador; sentando así un sistema sin precedente y orgullosamente ecuatoriano.

1.4 ÁREA DE INFLUENCIA

El proyecto pretende servir como una plataforma de innovación y de desarrollo para el país en todo lo que es el área de automatización, control, navegación, telecomunicaciones; así como una mayor eficiencia al cuerpo que brinda seguridad, teniendo incluso, una responsabilidad social.

1.5 ALCANCE DEL PROYECTO

Este proyecto de investigación pretende determinar la forma más eficiente de cumplir con las necesidades de un vuelo no tripulado ni controlado remotamente. Se enfrentará entonces la tarea de construir la aeronave, programarla y adecuarla para la transmisión de video en tiempo real. A manera de complemento, se diseñará la interfaz gráfica para la visualización del video transmitido, mas no se realizará el software del sistema de control desde la central, ni tampoco de las estaciones de vigilancia. De estos temas, se ocupará el departamento de Redes de FORTUNY TECHNOLOGIES.

CAPITULO II

MARCO TEORICO

2.1 INTRODUCCIÓN

La empresa FORTUNY TECHNOLOGIES, deseosa de desarrollar nuevas tecnologías en el país, ha propuesto la posibilidad de un sistema de vigilancia aéreo basado en la tecnología de aeronaves autómatas.

Una aeronave automática puede ser definida como un vehículo no tripulado que tiene la posibilidad de desarrollar actividades específicas sin necesidad de un control humano. Es así como un sistema de vigilancia aéreo se basaría en una aeronave equipada con una cámara para la transmisión de video en tiempo real de un acontecimiento en un punto específico de la ciudad.

En el mundo de las aeronaves, una de las máquinas más complejas es el Helicóptero. Su complejidad radica en su versatilidad y maniobrabilidad para desempeñar varios tipos de tareas. Los helicópteros clásicos funcionan basados en un sistema de compensación por medio de dos rotores. El interés en este capítulo se concentrará en la investigación, diseño y control de una mini-aeronave de cuatro rotores, también conocido como quadrotor o cuadricóptero.

La configuración de cuatro rotores no es algo meramente nuevo. La idea de crear una aeronave así, existe desde 1922 cuando, en Estados Unidos, se empezó a desarrollar aeronaves que pudieran realizar un vuelo vertical. Aunque se hicieron varias pruebas de vuelo, los modelos probados para un vuelo tripulado resultaron no proporcionar suficiente potencia, de respuesta lenta, mecánicamente complejo y por último el piloto tenía que lidiar con una carga demasiado compleja para controlar la nave. El proyecto terminó siendo descartado al demostrar que un vuelo vertical con dos rotores era posible.

Sin embargo con el desarrollo de la electrónica y los sistemas de control, una aeronave de cuatro rotores presenta ciertas características ventajosas de

navegación aplicables para la vigilancia aérea. Es por eso que para desempeñar la tarea de un vuelo no tripulado y autónomo, se ha escogido dicha aeronave.

El sistema de vigilancia entonces se basa en el uso del Quadrotor equipado con un sistema GPS para controlar su posición y navegación sobre el área que sobrevolará, sensores para controlar altura, giroscopio para controlar su flotación, acelerómetro, módulo de transmisión y recepción de datos por radiofrecuencia y cámara de video.

El sistema efectuará el siguiente proceso: Desde una estación principal, en una computadora, el usuario indicará el punto sobre el mapa de la ciudad de Quito que desea visualizar. La subestación de control, equipada con la base de la aeronave, recibe las coordenadas y envía al Quadrotor a ese punto. Una vez que el Quadrotor recibe las coordenadas, empieza su vuelo vertical hasta alcanzar la altura conveniente. Cuando alcanza la altura deseada, se desplaza de forma directa hacia el punto que envió la estación principal y transmite el video en tiempo real.

2.2 HISTORIA

El desarrollo de los UAV se puede rastrear incluso hasta poco después de la I Guerra Mundial, siendo usados durante la Segunda Guerra Mundial con el fin de entrenar a los soldados que operaban los cañones antiaéreos. En aquellos tiempos de guerra, cuando los austriacos atacaron la ciudad de Venecia, globos no tripulados cargados con explosivos fueron controlados desde una estación remota con el fin de evitar pérdidas humanas durante el ataque.

Los resultados, sin ser los esperados, dejaron como precedente el aumento de capacidades a través de estos ingenios recién creados. Paralelamente se empezó a experimentar con bombas aéreas no tripuladas.

Gracias a los avances en telecomunicaciones, particularmente en cuanto a la obtención, manejo y transmisión de información directamente de los campos de batalla, lo que permite conseguir comunicaciones mucho más seguras y difíciles de interferir, se empezó la construcción de aviones radiocontrolados para su uso en los campos de batalla.

Los UAV han demostrado en diferentes escenarios y especialmente en la Guerra del Golfo y en la Guerra de Bosnia, el gran potencial que pueden tener, en cuanto a la obtención, manejo y transmisión de la información, gracias a la aplicación de nuevas técnicas de protección de la misma. El ejército estadounidense se dio cuenta de la importancia y necesidad de emplear este tipo de plataformas, con el fin de manejar eficiente y discretamente su información, de esta manera en la operación Tormenta del Desierto en 1991, la Armada estadounidense utilizó el sistema UAV Pioneer Israelí para suministrar inteligencia a nivel táctico, en Afganistán durante la operación Paz Duradera el sistema UAV Predator realizó misiones de reconocimiento armado y en el 2003 en Irak atacó objetivos de gran valor para la coalición.



Figura 1. UAV Predator

Fuente: (R. Mayorga, 2009)

2.3 CLASIFICACIÓN

Existen varias maneras de clasificar a los vehículos aéreos no tripulados. A continuación se presentan los principales aspectos que consideran para su clasificación:

Por el tipo de misión para el que fueron diseñados

Básicamente se agrupan en los siguientes 6 tipos: De simulación de blancos (para confundir al enemigo), reconocimiento de terreno, combate, de logística (para transportar carga), investigación y desarrollo.

Por su alcance

Se pueden encontrar los Handheld que no sobrepasan los 600 metros de altura ni los 2 kilómetros de distancia o los Orbitales que vuelan en órbitas bajas terrestres a altas velocidades (este tipo de vehículo se encuentra en etapa de estudio).

Por el tipo de despegue

En esta clasificación se puede identificar: los de despegue vertical, como helicópteros y dirigibles, y los de despegue no vertical, como aeroplanos y parapente. La Figura muestra un resumen de estas aeronaves.

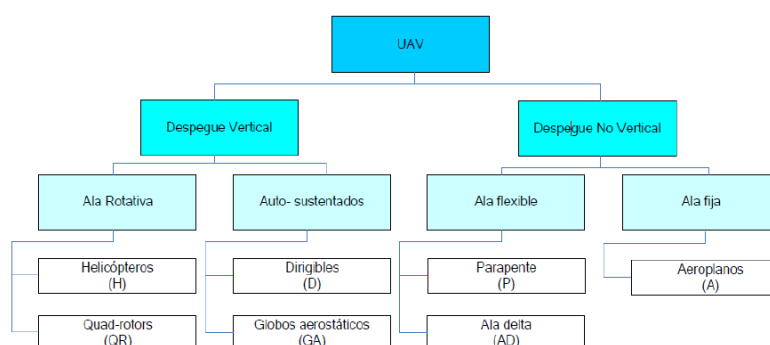


Figura 2. Clasificación de los UAVs según el tipo de despegue

Fuente (Barrientos. A, 2012)

Tabla 1.

Cuadricóptero comerciales en los cuales se basa la investigación.

Cuadricóptero	Características	Precio (U.S.A)
Parrot A.R Drone	Acelerómetro y giroscopio de 3 ejes, altímetro ultrasónico, 1 cámara frontal y 1 cámara interior	\$300.00
AscTec Hummingbird	Acelerómetro, giroscopio y magnetómetro de 3 ejes, sensor barométrico de presión y GPS	\$5000.00
Dragan Fly	Acelerómetro y giroscopio de 3 ejes, sensor barométrico de presión y sistema auto estabilizador para cámaras	\$12000.00
DIY Drones Arducopter	Acelerómetro y giroscopio de 3 ejes y sistema de control Arduino	\$800.00

2.4 CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA DE VIGILANCIA

2.4.1 Quadrotor

En esta sección se presentan las principales características de una aeronave de cuatro rotores, la dinámica de dicho modelo y los diferentes sistemas electrónicos necesarios para el sistema de vigilancia

Un quadrotor como el mostrado en la figura 1, tiene ciertas ventajas al modelo convencional de helicópteros. Dado que los rotores frontal y posterior giran en sentido horario mientras que los otros dos giran en sentido contrario, el efecto giroscópico y las torques aerodinámicas tienden a ser cancelados durante el vuelo.

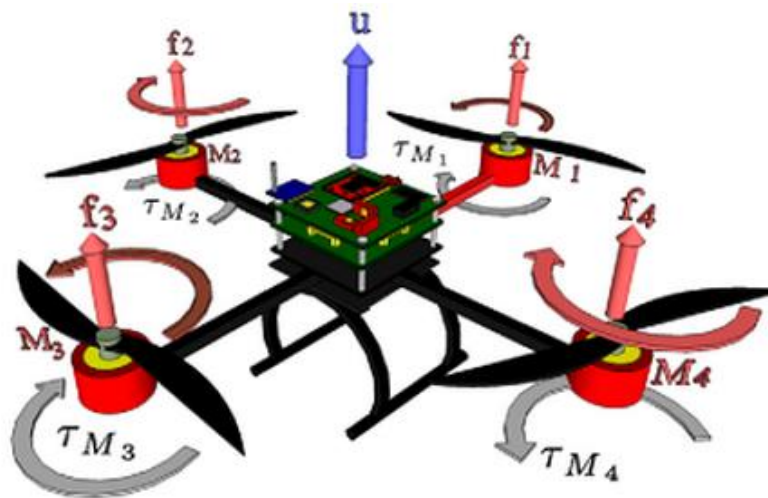


Figura 3. Aeronave de cuatro motores.

Fuente (Diyrones.com,2013)

Estas aeronaves usan el control de la velocidad de giro de cada motor para poder desempeñar los diferentes movimientos necesarios para su maniobrabilidad. Es así como un quadrotor puede realizar un vuelo vertical, un vuelo de desplazamiento y giro sobre su propio eje. El conjunto de todos estos movimientos permiten controlar la altura, la velocidad de desplazamientos y mantener una posición de vuelo fija.

2.4.2 Sistema GPS

El sistema de GPS (Global Position System) permite determinar en todo el mundo la posición de un objeto, una persona o un vehículo con una precisión hasta de centímetros (si se utiliza GPS diferencial), aunque lo habitual son unos pocos metros de precisión. El sistema GPS está constituido por 24 satélites y utiliza la triangulación para determinar en todo el globo la posición con una precisión de más o menos metros.

Se utiliza entonces un módulo GPS que mantenga comunicación constante con el microprocesador y la subestación de control.

2.4.3 Sensores

Los sensores que se utilizan son: Giroscopio, acelerómetro, barómetro y sensores de proximidad infrarrojos.

2.4.4 Transmisión de datos y Video

La transmisión de datos y video se realiza por medio de un módulo Zigbee de Radiofrecuencia. ZigBee es el nombre de la especificación de un conjunto de protocolos de alto nivel de comunicación inalámbrica para su utilización con radio difusión digital de bajo consumo, basada en el estándar IEEE 802.15.4 de redes inalámbricas de área personal (wireless personal area network, WPAN). Su objetivo son las aplicaciones que requieren comunicaciones seguras.

2.4.5 Cámara de Video

La cámara de video viene equipada con servomotores que permiten el movimiento de 350° alrededor del eje perpendicular al terreno y de 170° alrededor de un eje paralelo al terreno.

2.5 DESCRIPCIÓN DEL FUNCIONAMIENTO

2.5.1 Movimiento de guiñada (yaw).

El movimiento de guiñada se refiere al movimiento cuando el vehículo gira sobre su eje vertical. El cuadricóptero logra este movimiento aumentando (o disminuyendo) por igual la potencia de giro de los rotores 1 y 3 y disminuyendo (o aumentando) en igual magnitud los motores 2 y 4. Al disminuir esta potencia aumenta el par motor creando un giro contrario a las hélices que están rotando con mayor potencia. Las potencias de giro deben variar equilibradas para mantener el vehículo estacionario en el aire, es decir, la fuerza total constante. Este movimiento se muestra en la figura.

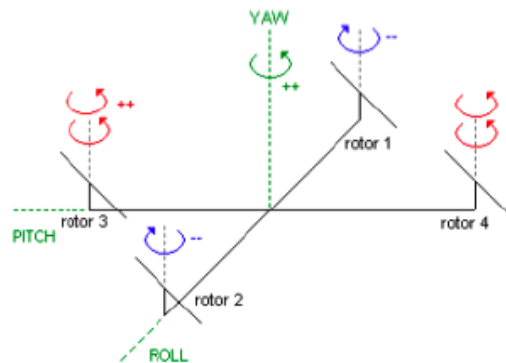


Figura 4. Movimiento de yaw.

Fuente (ardone-flyers.com, 2010)

2.5.2 Movimiento de inclinación (pitch).

Es el movimiento que permite el movimiento hacia adelante y atrás. El vehículo mantiene la potencia en el rotor 1 que es opuesto al sentido deseado, reduce al mínimo la del rotor 3 y deja los otros dos a potencia media, así la sustentación del rotor 1 hace que el vehículo se incline a favor del sentido deseado y se desplace. Esto se puede ver en la figura.

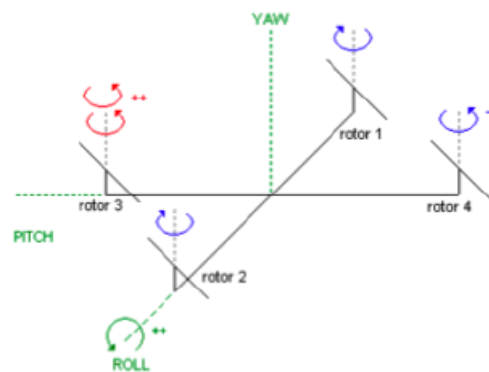


Figura 5. Movimiento de pitch

Fuente (ardone-flyers.com, 2010)

2.5.3 Movimiento de bamboleo (roll).

Es cuando el vehículo se mueve a la izquierda o derecha. Usa el mismo principio que el de inclinación, pero lateralmente, como se puede ver en la figura. La combinación de los tres movimientos mencionados son los que hacen maniobrar al cuadricóptero libremente.

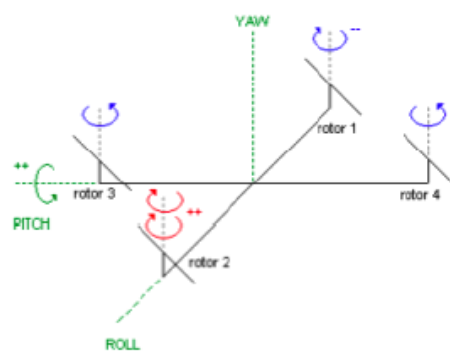


Figura 6, Movimiento de roll

Fuente (ardone-flyers.com, 2010)

2.5.4 Movimiento Vertical.

Por último, se puede hacer ascender, descender o mantener en vuelo estacionario al QA3, haciendo que la fuerza de sustentación generada por los 4 pares motores-hélices sea mayor que la fuerza peso generada por la atracción gravitatoria. Este movimiento se logra variando la potencia de los cuatro motores en igual medida para no modificar los demás grados de libertad. De esta forma la plataforma puede ascender o descender. Este movimiento aparece representado en la figura.

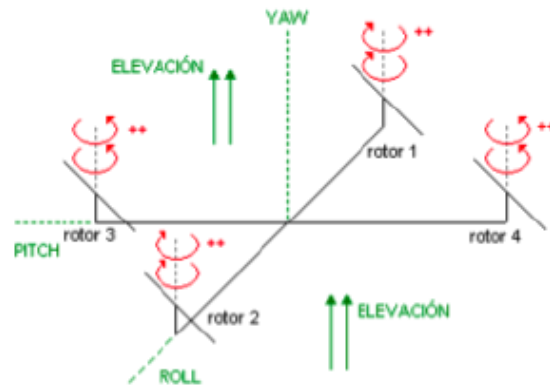


Figura 7. Movimiento Vertical

Fuente (ardone-flyers.com, 2010)

CAPÍTULO III

Diseño del sistema

3.1 DISEÑO MECÁNICO

3.1.1 Diseño

Teniendo en cuenta que actualmente en el mercado existen disponibles estructuras diseñadas para cuadricópteros, tanto las de tipo comercial como las de investigación. En este caso se optó por diseñar una estructura diferente, utilizando Solidworks 2014. Un proceso de diseño mecatrónica que involucra el uso de técnicas de forma secuencial para poder seleccionar un diseño final que presente todas las características deseadas para su funcionamiento.

3.1.2 Modelo de diseño a cinco etapas

Este es uno de los procesos más utilizados en el área de ingeniería para llevar a cabo diseños y llegar a los objetivos principales. El proceso comienza con la definición del problema y el establecimiento de restricciones del diseño y se divide en las cinco etapas que se presentan en la siguiente figura.

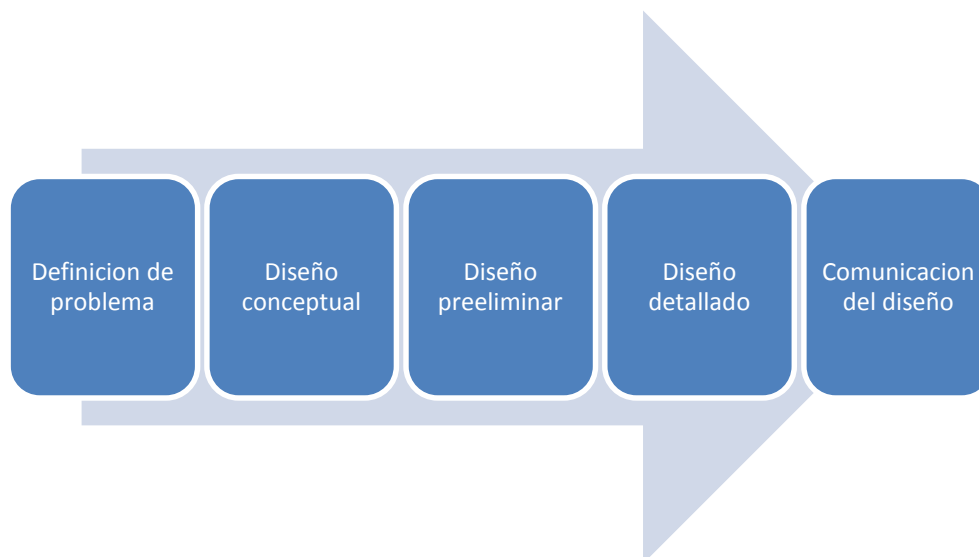


Figura 8. Etapas de diseño

Habiendo planteado estas etapas nos adentramos en la etapa principal del proyecto que conlleva una investigación exhaustiva sobre el tema para identificar y definir el problema en este caso, diseñar y construir un cuadricóptero que cumpla con los

Objetivos de la etapa de definición del problema.

Mediante una investigación basada en los cuadricóptero se llega a la conclusión de que existen en el mercado muchas estructuras disponibles, las de tipo comercial y las de investigación. En este caso se optó por diseñar una estructura diferente utilizando *Software CAD*. Gracias a la investigación sobre artículos y proyectos similares se tiene una idea de cuáles son las estructuras más utilizadas, de qué tipo de material están hechas y sus dimensiones.

3.1.3 Definición del problema

Con los puntos antes mencionados y las consideraciones necesarias se procede a diseñar la plataforma, la cual es el soporte principal del cuadricóptero mediante una lluvia de ideas. Ya definido el problema en la etapa anterior, se procede al diseño de la estructura que soportara los componentes electrónicos con los cuales funciona el cuadricóptero.

Hay muchas estructuras en el mercado que tienen distintas finalidades. Existen algunas diseñadas para la investigación y otras para el uso comercial. No obstante, en la actualidad no existe un estándar sobre la construcción de la estructura de un cuadricóptero.

Debido a la naturaleza de este proyecto se utilizan las bases del diseño mecatrónico. Una vez definido el problema, se establecen los requerimientos del usuario. Posteriormente, se establecen las especificaciones que toda

estructura de un cuadricóptero debe cumplir y las restricciones que se han ido generando para el diseño de esta estructura.

A continuación se mencionan las principales restricciones que tiene la estructura:

- Construido de un material liviano y resistente.
- Diseño que proporcione rigidez al sistema completo.
- Tener un tamaño apropiado.
- Simplicidad mecánica.

3.1.4 Diseño conceptual

Después de definir los objetivos y las restricciones del proyecto, se procede a la etapa de diseño conceptual. En esta etapa se comenzarán a evaluar posibles diseños con el uso de

Técnicas del diseño como las siguientes:

- Árbol de objetivos

3.1.4.1 Árbol de objetivos y carta de comparación por pares

Después de tener claramente especificadas las restricciones de la estructura se procede a la creación de un árbol de objetivos donde se establecen cuáles son los más importantes para los fines del proyecto y que características deben de tener.

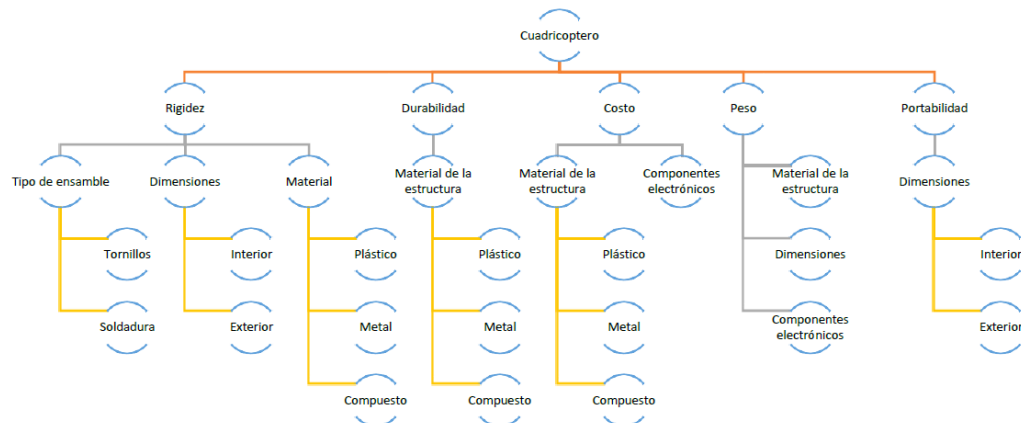


Figura 9. Árbol de objetivos

El árbol de objetivos es una técnica de suma importancia ya que a medida que se va desarrollando se toman en cuenta las numerosas posibilidades que se tienen para llevar a cabo cada objetivo en específico. Después de realizar el árbol de objetivos es necesario determinar la importancia de cada uno, mediante una carta de comparación por pares. Esto es muy útil ya que permite saber cuáles son los objetivos con más importancia para enfocarnos en estos.

3.1.5 Objetivos

Es necesario tener bien definidos cada uno de los objetivos específicos del cuadróptero y conocer las características específicas de cada uno de ellos para poder cumplirlos.

Rigidez

Este es el objetivo principal que debe de cumplir la plataforma. La rigidez se logrará diseñando una estructura adecuada tomando en cuenta el tipo de material, sus dimensiones y sobre todo el tipo de ensamble que tendrá.

Peso

Para el propósito de nuestro proyecto es necesario que el sistema del cuadricóptero tipo UAV sea capaz de elevarse y mantenerse en el aire. Esto convierte al peso de la estructura en un parámetro con el que se tiene que tener mucho cuidado, por eso es necesario diseñar una estructura lo suficientemente ligera para poder elevarse.

Durabilidad

La durabilidad de la estructura depende mucho del material con el que se diseñe la estructura, es por esto que se debe elegir un material con propiedades mecánicas favorables.

Portabilidad

La estructura engloba casi el tamaño y el peso total del sistema cuadricóptero por eso se trabaja en un diseño que permita desplazar la estructura completa de un lugar a otro, por que al momento de realizar las pruebas correspondientes será más fácil trabajar con un sistema portable.

Costo

Se tratará de diseñar la estructura con un material que permita cumplir con los objetivos anteriores y, al mismo tiempo, se elegirá un diseño que sea económico.

Como se ha mencionado anteriormente, existen muchas estructuras disponibles en el mercado y cada una de ellas con características que difieren unas de otras. A continuación se muestran algunas de las estructuras en el mercado que servirán como parámetro para el diseño de la estructura de este proyecto.



Figura 10. Estructuras comerciales

Fuente: (draganfly.com, 2011)

En la comparación anterior se muestra la existencia de estructuras con características distintas que permiten realizar diferentes objetivos para cada cuadricóptero. Por ejemplo, en el *Parrot de AR. Drone* se puede observar como refuerza la estructura original de fibra de carbono en forma de X, con un material tipo espuma para aislar la inercia de las vibraciones de los motores. En el caso del *Starmac II* utilizan barras de aluminio que cruzan la estructura completa que sirven para mejorar la rigidez del sistema.

Por último se realizó una carta morfológica para poder determinar el tipo de material que se utilizará, la forma de la estructura y el tipo de unión de los ejes. Dentro de la carta morfológica es necesario considerar las propiedades mecánicas y eléctricas de los materiales que se pueden utilizar en el diseño. Propiedades específicas como la resistencia a la deformación y la densidad son de suma importancia para la elección del material.

Se eligió como material principal la fibra de carbono debido a que sus propiedades cumplen con nuestros objetivos y restricciones previamente establecidos. Esta fibra compuesta principalmente de átomos de carbono tiene propiedades mecánicas muy similares al acero en cuanto a dureza y resistencia, pero a su vez es muy ligera debido a su baja densidad de 1750 kg/m³. Sus propiedades mecánicas dependen de cómo se entrecruzan sus

láminas de átomos al azar, esto le proporciona una alta resistencia mecánica y un módulo de elasticidad muy elevado. La relación de tensión deformación de la fibra de carbono es muy elevada.

Tabla 2.

Materiales aptos para el diseño

Material	Densidad (kg/m^3)
Fibra de Carbono	1750
Aluminio	2700
Madera	530
Acero	7850

3.1.6 Señal PPM

Como se puede ver en la parte de documentación, en resumen la señal PPM es una señal de baja frecuencia que codifica la posición de las palancas de mando y demás controles en un tren de bits que varía el ancho. Luego esta señal es transformada en radiofrecuencia para que se envíe a distancia al receptor que se encarga luego en su etapa decodificadora en volverla entendible para los servos.

Lo importante a saber en términos de compatibilidad es que algunas radios trabajan con PPM en un modo y otras trabajan en modo invertido. Esto hace que los decodificadores interpreten de manera diferente la información.

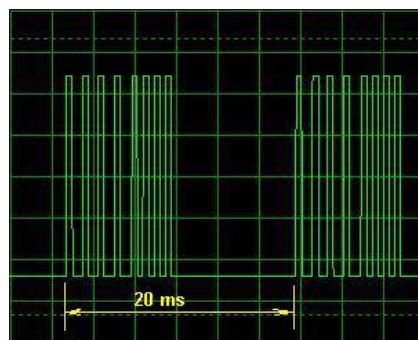


Figura 11. PPM Positivo

3.1.7 Cálculo de la autonomía de vuelo

Se realizara un cálculo aproximado de este tiempo debido a que el mismo depende de los tipos de maniobras que realiza el dispositivo. Primero vamos a suponer que trabajamos a potencia máxima:

$$\mathbf{MOTORESDE400w = 1600w}$$

Esta es la potencia total consumida, despreciando el resto de los componentes.

$$3 \text{ baterías de } 11,1 \text{ V} \times 2100 \text{mAh} = 69,93 \text{ Wh}$$

$$Tiempo = \frac{E}{P} = \frac{69,93}{10} = 45,54 \text{ min}$$

Este tiempo está calculado a potencia máxima, como vemos el cuadricóptero sin llevar carga y volando manteniéndose estático en un punto reduce esta energía consumida a aproximadamente un 25 %.

3.1.8 Motores

Se utiliza motores brushless para aeromodelismo con control electrónico. A diferencia de un motor DC convencional, en un motor brushless la armadura no tiene movimiento y el imán permanente es el que gira sobre su eje. Estos motores son conocidos como outrunners. Para lograr esto es necesario generar tres señales con valor eficaz variable en forma cuasi-sinodal, como se muestra en el siguiente figura.

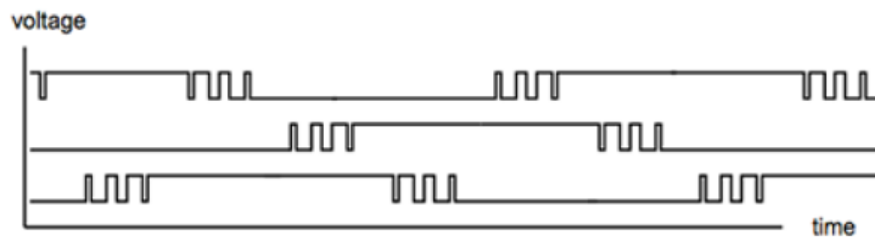


Figura 12. Forma de onda para el control de un motor brushless trifásico

Fuente (T. Krajnik, 2011)

Un parámetro importante de este tipo de motores es el, constante que relaciona la velocidad en RPM del motor sin carga con el valor pico de tensión en las bobinas del motor. Los motores elegidos son los 4108-600KV Turnigy Multistar 22 Pole Brushless Multi-Rotor Motor With Extra Long Leads de la empresa Hobbyking que tienen un $k_v = 600$ RPM



Figura 13. 4108-600KV Turnigy Multistar

Fuente (hobbyking.com, 2012)

Las características de estos motores son:

- KV(RPM/V): 600
- Celdas lipo: 4-6s
- Corriente máxima: 400w
- Amperaje máximo: 26A
- Corriente sin carga: 0.9A/10v
- Resistencia interna: .098ohm
- Numero de polos: 22P24S (22poles 24 stators)
- Dimensiones(Dia.xL):46.6 x 26mm

- Eje del motor: 4mm
- Eje de propulsión: Perno de 6 mm en el cubo o 12mm en agujero para perno de apoyo de propulsión
- Peso: 111g
- Espacio de agujeros de perno: 19mm * 25mm

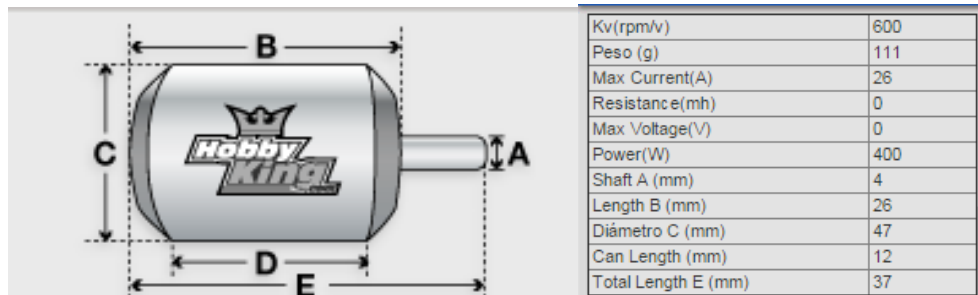


Figura 14. Dimensiones del motor.

Fuente (hobbyking.com, 2012)

3.1.9 Controladores ESC

Los controladores de los motores (ESC, Electronic Speed Controller) permiten regular la potencia suministrada a cada motor. Se alimentan con una tensión formada con celdas NiMh o LiPo. En nuestro caso la tensión es 12v. La salida del ESC debe ser como la mostrada en la figura anterior.

Los ESC seleccionados son los Turnigy Multistar 20 Amp Multi-rotor Brushless ESC 2-4S (OPTO) de la tienda Hobbyking



Figura 15. ESC seleccionado

Fuente (hobbyking.com, 2012)

Las características del ESC son

- Corriente constante: 30A
- Voltaje de entrada: 2-4 cells Lipoly
- BEC: (OPTO)
- PWM: 8 KHz
- Max RPM: 240,000rpm for 2 Poles Brushless Motor
- Tamaño PCB: 41mm x 24mm
- Plugs de descarga: Male 3.5mm Bullet Connector
- Plugs de motor: Female 3.5mm Bullet Connector
- Peso: 25g

3.1.10 Baterías LiPo

Actualmente las baterías de Litio-Polimero son usadas para este tipo de aplicaciones en donde se necesitan elevadas potencias y bajo peso. Estas baterías están formadas por celdas que se pueden agrupar en serie y paralelo para lograrlos voltajes y corrientes necesarios.

Las baterías LiPo necesitan cargadores especiales. Sus celdas no deben ser sobrecargadas ni tampoco deben ser descargadas profundamente. Para mantener la diferencia entre las celdas al mínimo, se debe usar un balanceador. Este balanceador puede estar integrado al cargador o puede estar separado. Por esto las baterías no solamente tienen los bornes normales de una batería, sino que tienen otro conector que nos permite acceder a las celdas individuales para lograr una carga balanceada.



Figura 16. Tenenergy 11.1V 5000mAh 25C LIPO Battery Pack

Fuente (hobbyking.com, 2012)

Características:

- Máxima descarga continua: 125 Amps
- Ráfaga máxima de 150 amperios durante 5 segundos está bien para cada 30 segundos
- Promedio recomendado de carga: 5.0 Amps
- Plugs de descarga: 12 AWG silicon wire, 105mm long.
- Plug de carga balanceada: JST/Align/E-Flite style connector. 24AWG PVC wire, 40mm Long.
- Dimensión: 134 mm x 41mm x 31mm
- Peso: 382g / 13.5oz

3.1.11 Hélices

Para el funcionamiento del QA3 se necesitan que 2 hélices giren en un sentido y las otras 2 en otro sentido, esto hace que si la sumatoria de las 2 velocidades desde las que giran en un sentido es igual a la sumatoria de las que lo hacen en sentido contrario, el torque resultante se cancela.

Las hélices más comunes son las que se usan en el morro del avión, están son conocidas como hélices normales. Hay otro tipo de hélices llamadas empujadoras o pusher en ingles que son las que se utilizan en aeronaves que tienen generan su empuje en la cola. Una posible solución a este problema será girar 180o la hélice sobre su eje y colocarla en el motor. Pero esta solución tiene corto alcance debido a que el empuje generado por la misma hélice cuando gira en su sentido normal es distinto al generado cuando gira en el otro sentido.

Las hélices empujadoras están diseñadas para que el empuje generado por su rotación sea más efectivo cuando giran al revés que una hélice normal. Las hélices en general tienen 2 parámetros que las caracterizan: el paso y el diámetro.

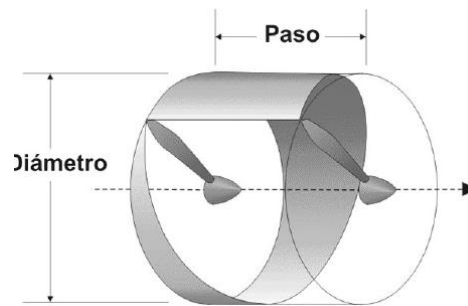


Figura 17. Paso y diámetro de una hélice

El paso se calcula como la distancia que recorrería la hélice en una vuelta si esta se moviese en un medio sólido (semejante a un tornillo) y el diámetro es el del círculo que generan cuando estas rotan. Este diámetro me indica el área del aire que entra en juego en el cálculo del empuje. Las hélices definen el consumo de corriente de los motores, así como el empuje que se puede lograr. Las hélices utilizadas en el cuadricóptero son las recomendadas por el motor, 12x4.5 SF Props 2pc CW and 2pc CCW Rotation.

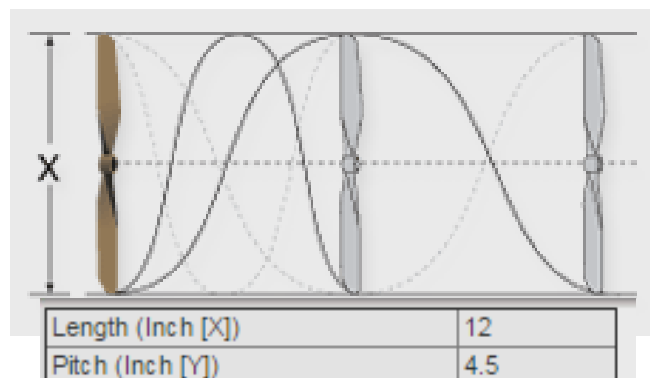


Figura 18. Características de hélices

Fuente (hobbyking.com, 2012)



Figura 19.12x4.5 SF Props 2pc CW and 2pc CCW Rotation

Fuente (hobbyking.com, 2012)

3.1.12 Tren de Aterrizaje

Debido a la alta diversidad a nivel comercial de trenes de aterrizaje y por el costo de material y la complejidad de su manufactura, la empresa Fortuny Technologies tomo la decisión de la adquisición de un tren de aterrizaje apto para la estructura diseñada. El tren de aterrizaje seleccionado cumple con las características respectivas, en este caso tienen una altura correcta para que el soporte de la cámara para la transmisión de datos en tiempo real, no sufra daño alguno al contacto con el piso.



Figura 20.Nylon 150mm High Landing Gear Skid Undercarriage Kit

Fuente (hobbyking.com, 2012)

3.1.13 Selección de la cámara

Requerimientos

En este proyecto fueron requeridas las siguientes características para la cámara de video:

- Liviana
- Zoom Digital
- Estabilización de imagen
- Calidad de imagen

Las cámaras comparadas son las siguientes:

Tabla 3.

Comparación de cámaras

	FCB-EH6500	FCB-EH6300	FCB-EH3410	FCB-EH3310	FCB-EH3150
Imager sensor	1/2.8-type		1/4-type		
Lens	30x	20x	28x	20x	12x
Picture quality	Full HD 1080p (1920 x 1080)		HD 720p (1280 x 720)		
Minimum illumination*	0.5 lx (F1.6, 50%)		0.25 lx (F1.35, 50%)		0.3 lx (F1.6, 50%)
Digital zoom	12x (360x with optical zoom)	12x (240x with optical zoom)	12x (336x with optical zoom)	12x (240x with optical zoom)	12x (144x with optical zoom)
Wide-D (Wide dynamic range)	●	●	●	●	●
Image stabilization	●		●		
StableZoom	●		●		
Auto ICR (Auto IR-cut Filter Removal)	●	●	●	●	●
Spherical privacy zone masking	●	●	●	●	●
Noise reduction	●	●	●	●	●
Slow AE response	●	●	●	●	●

La cámara escogida fue la Sony FCB-EH6500.

Transmisión de video

Requerimientos

Las necesidades técnicas para este proyecto eran como requisito que se transmitiese video análogo y que tuviese los siguientes requerimientos:

- Alcance de 1Km
- Transmisor liviano

Los transmisores de video comparados fueron:

Tabla 4.

Comparación de transmisores

Modelo	Características	Precio (USD)
Boscam ts351	Transmitter frequency:5645-5945MHz;8CH Transmitting Power:200mW/23dBm Transmitting distance:>2000m(open area) Frequency control:built-in frequency and phase lock loop AV input:analog AV signal input ANT connector:SMA(inside the needle) Power supply:6.5-12 volts Current supply:200mA Size:55*26*17mm Net weight:43g Gross weight:52g	70
Pat-530 5.8 ghz	Power Supply:DC 5V-1000mA Range:200m A/V Output Ports:RCA Video Output Level:1Vp-p(PAL/NTSC) Audio Output Level:1Vp-p(Stereo) Video Input Level:1Vp-p(PAL/NTSC) A/V Input Ports:RCA Audio Input Level:1Vp-p(Stereo) 433MHz:-110dBm Sensitivity:-90dBm Carrier Frequency:38KHz IR Transmitting Range:≥5m	76.75
Wireless 5.8 g Full Hdmi Video Transmisor / Receptor	Conexión de entrada:USB Conexión de salida:HDMI Estándar Alcance: 30m	229

Debido al Precio y al alcance se escogió el transmisor y receptor Boscam ts351

Diagrama de conexión

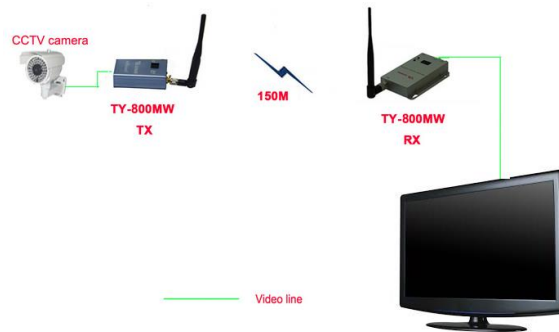


Figura 21. Diagrama de conexión

El transmisor y la cámara van conectados directo al sistema de control y se encienden con la misma señal que activa los motores.

3.1.14 Soporte de cámara

Al igual que con el tren de aterrizaje, debido a costos comerciales y de fabricación, una estructura para soporte de cámara, además que posea una tarjeta controladora para los movimientos en tres ejes como es necesaria para este dispositivo, es muy costoso dentro del país, por lo mismo, la empresa decide la compra de una estructura.

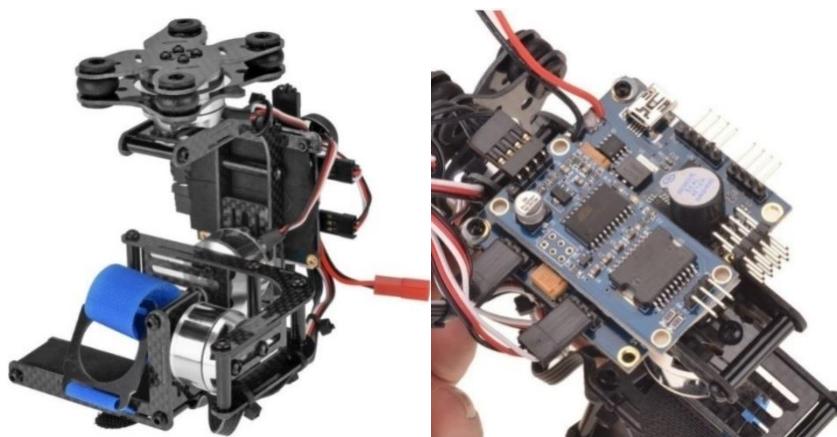


Figura 22. Soporte de cámara

Fuente (amazon.com, 2012)

3.1.15 Diseño preliminar

3.1.15.1 Estructura

Siguiendo el plan de trabajo en esta etapa se comienza el diseño de la plataforma en el software *Solidworks 2014*. Este proyecto se basa en este software para tomar ideas y conceptos del diseño conceptual y convertirlas en un producto terminado en un software CAD. Se utiliza este software debido a sus características como:

- Herramientas de diseño.
- Herramientas de análisis del producto.
- Herramientas de simulación.
- Flexibilidad en los diseños.

Con estas características podremos diseñar y construir un producto bien elaborado y con las particulares deseadas. A continuación se muestran las partes que conforman la estructura del cuadricóptero por separado, así como el material en el que se diseñaron.

3.1.15.1.1 Codificación de partes

- **Brazos**

El diseño de los brazos, es de acuerdo a la longitud que tendrían las hélices, además de que debe sustentar las fuerzas que serán aplicadas sobre los mismos, ya que los brazos serán los soportes de cada motor con su hélice.

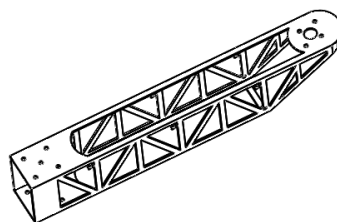


Figura 23. Diseño preliminar de brazo

- **Placa Superior**

La siguiente pieza a diseñar fue la placa superior. El diseño se realizó con la finalidad de que esta placa tuviera el tamaño suficiente para poder alojar a los componentes electrónicos que darían el funcionamiento al cuadricóptero. La placa superior también está diseñada simétricamente para mantener el centro de gravedad en el origen de la estructura. Esto se logró gracias a una previa investigación sobre las dimensiones de los componentes que se utilizarían y de esta forma darle las dimensiones deseadas.

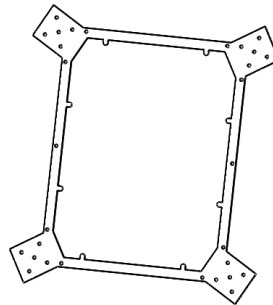


Figura 24. Diseño preliminar de placa superior

- **Placa Inferior**

La placa inferior se diseñó para ser casi una réplica de la placa superior, pero al momento del diseño se observó que no necesitaba tener el mismo tamaño ya que su objetivo no es alojar todos los componentes. Así que se dibujó para ser solo una parte de la placa superior, aunque conservaría su simetría.

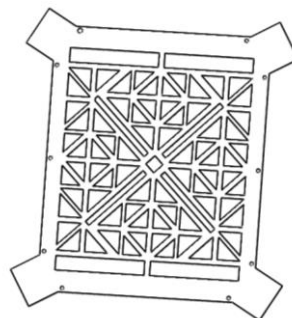


Figura 25. Modelo placa inferior

3.1.15.1.2 Cálculo de ingeniería

En este punto se realiza la derivación matemática de las fuerzas que intervienen en el cuadricóptero, además que se hacen las simplificaciones necesarias de fuerzas debido a la forma de la estructura seleccionada, pero teniendo en cuenta que debe tener un excelente desempeño, después se explican las mediciones realizadas para la obtención incluso de las constantes aproximadas para ser colocadas en el controlador.

La derivación de la dinámica no lineal es realizada en coordenadas inerciales NED y de cuerpo fijo. Denotemos con e_N, e_E, e_P los ejes inerciales, y con x_B, y_B, z_B a los ejes del cuerpo. Los ángulos de Euler de los ejes del cuerpo son ϕ, θ, ψ con respecto a los ejes e_N, e_E, e_P respectivamente, y son referidos como roll, pitch and yaw. Denominamos a γ como el vector de posición desde el origen inercial hacia el centro de gravedad del vehículo (CG), y dejemos que ω_B , sea definido como la velocidad angular en con respecto al eje de referencia del cuerpo.

La dirección actual de la velocidad es referida como e_v en coordenadas inerciales. Los rotores, numerados 1-4, están montados sobre los ejes $x_B, y_B, -x_B$ y $-y_B$, respectivamente, con vectores de posición γ_i con respecto a CG. Cada rotor produce un torque aerodinámico Q_i y un empuje T_i , ambos paralelos al eje de rotación del rotor, y ambos usados para el control del vehículo.

Aquí, $T_i \cong u_i \frac{K_T}{1+0,1s}$, donde u_i es el voltaje aplicado a los motores. En vuelo, T_i , puede variar mucho con respecto a esta aproximación. Los torques, Q_i , son proporcionales al empuje del rotor y están dados por $Q_i = K_r T_i$.

Los rotores 1 y 3 giran en dirección opuesta a los rotores 2 y 4, por esto los torques aerodinámicos se contrarrestaran y pueden ser usados independientemente para el control de yaw. La velocidad horizontal resulta en

un momento en los rotores, R_i , sobre $-e_v$, y una fuerza de arrastre, D_i , en la dirección $-e_v$.

La fuerza de arrastre de cuerpo está definida como D_B , la masa del vehículo es m , la aceleración debido a la gravedad es g , y la matriz de inercia es $I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$.

Un diagrama de cuerpo libre se muestra en la figura siguiente.

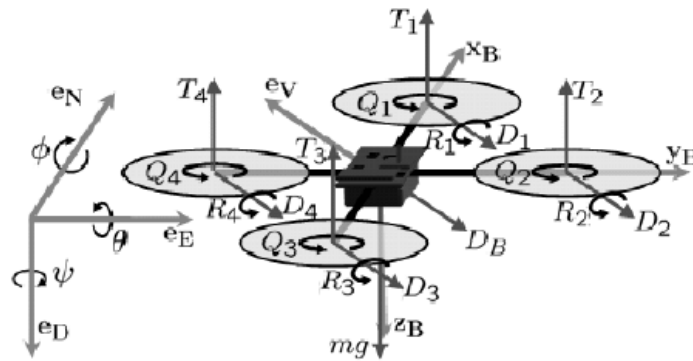


Figura 26. Diagrama de cuerpo libre usado para la derivación

Fuente (C. Nadales, 2009)

La fuerza total, F , y el momento, M , puede ser sumado como

$$F = -D_B \cdot \vec{e}_v + mg \cdot \vec{e}_D + \sum_{i=1}^4 (-T_i \cdot \vec{z}_B - D_i \cdot \vec{e}_v)$$

$$M = \sum_{i=1}^4 [Q_i \cdot \vec{z}_B - R_i \cdot \vec{e}_v - D_i (\vec{R}_i \times \vec{e}_v) + T_i (\vec{r}_i \times \vec{z}_B)]$$

La dinámica no lineal completa puede ser expresada como:

$$F = m\ddot{r}$$

$$M = I\dot{\omega} + \omega_B \times I\omega_B$$

Donde se asume que el momento angular total de los rotores está cerca de cero, porque están en contra rotación.

Descripción

Fuerza de Arrastre del Cuerpo

$$D_B = q_\infty S C_D$$

Empuje

$$T_i \cong u_i \frac{K_T}{1 + 0,1s}$$

Fuerza de arrastre sobre los rotores debido a la velocidad horizontal

$$D_i$$

Momento de arrastre sobre el eje de rotación de los rotores

$$Q_i = K_r T_i$$

Momento de Roll generado en los rotores por la velocidad

$$R_i$$

Fuerza de arrastre en los rotores debido a la velocidad

$$D_i$$

Empuje Total

$$T = \sum_{i=1}^4 T_i$$

Aproximación de la Fuerza y el Momento

Suponiendo que el Cuadricóptero está en vuelo estacionario podemos despreciar D_B y D_i . Con esto nos queda:

Fuerza

$$m\ddot{r} = F = -R_\varphi R_\theta R_\phi T \cdot \bar{z}_B + mg \cdot \bar{e}_D$$

Aproximando las matrices de rotación de los ángulos para ángulos pequeños, tenemos:

$$-R_\varphi R_\theta R_\phi = \begin{bmatrix} 1 & \varphi & \theta \\ \varphi & 1 & \phi \\ \theta & -\phi & 1 \end{bmatrix}$$

$$m\ddot{r} = \begin{bmatrix} 1 & \varphi & \theta \\ \varphi & 1 & \phi \\ \theta & -\phi & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}$$

$$m\ddot{r} = \begin{bmatrix} 0 & -\bar{T} & 0 \\ \bar{T} & 0 & 0 \\ \theta & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ -T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}$$

Momento

También podemos despreciar los momentos de Rolling R_i y $\omega_B \times I\omega_B$. El Torque nos queda:

$$M = I\dot{\omega}_B = \sum_{i=1}^4 [Q_i \cdot \bar{z}_B + T_i(\bar{r}_i \times \bar{z}_B)]$$

$$\begin{bmatrix} I_x \ddot{\phi} \\ I_y \ddot{\theta} \\ I_z \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & l & 0 & -l \\ l & 0 & -l & 0 \\ K_r & -K_r & K_r - K_r & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{bmatrix}$$

3.1.15.2 Selección de materiales

De acuerdo a las características principales que debe llevar estructura por completo, se utiliza el software para selección de materiales CES, en el cual siguiendo los requisitos planteados mecánicamente se procede a la selección

del material idóneo para la fabricación, en este caso nos basaremos principalmente en el precio y la rigidez que tendrá la estructura.

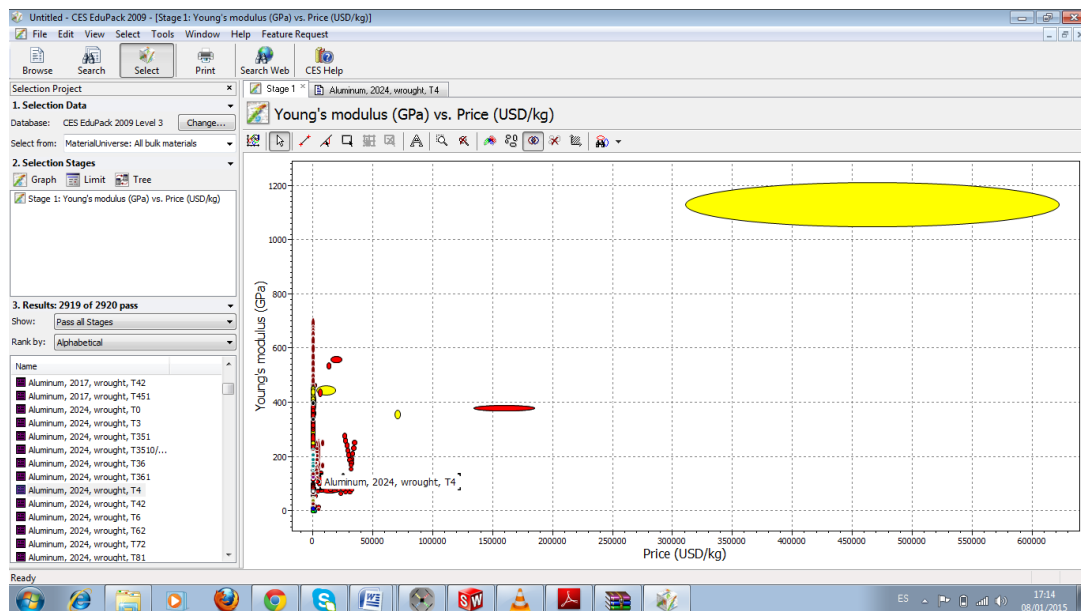


Figura 27. Selección de materiales con software CES

En el eje x de la gráfica se colocó el precio y en él y el módulo de Young del material, de acuerdo a la misma los resultados arrojados nos dejan con dos posibilidades a escoger:

- Aluminio
- Fibra de carbono

Tomando en cuenta la disponibilidad del material dentro del país hemos tomado como decisión final la selección de aluminio para el maquinado completo de la estructura.

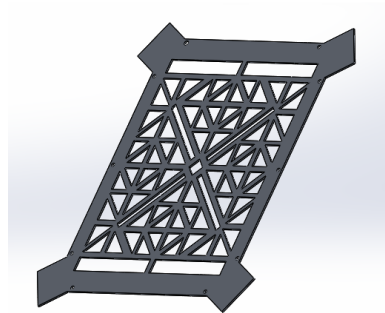
Tabla 5.

Características mecánicas del aluminio

Propiedades	Aluminio
Módulo de elasticidad (kg/cm^2)	700.000
Módulo de rigidez constante (kg/cm^2)	280.000
Módulo de Poisson	0,33
Peso (kg/cm^3)	0,0027
Coefficiente de expansión lineal	23×10^{-6}

3.1.15.2.1 Modelado CAD**Modelo 3D de partes**

Placa inferior

**Figura 28. Modelo de placa inferior**

Brazos

**Figura 29. Modelo de brazo**

Perfil frontal-trasero

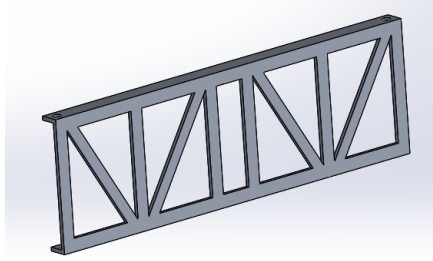


Figura 30. Modelo de perfil

Perfil izquierdo-derecho

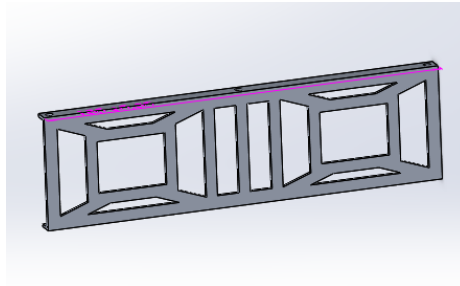


Figura 31. Modelo de perfil lateral

Placa superior

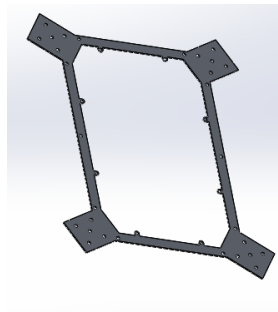


Figura 32. Modelo de placa superior

Ensamble de conjunto

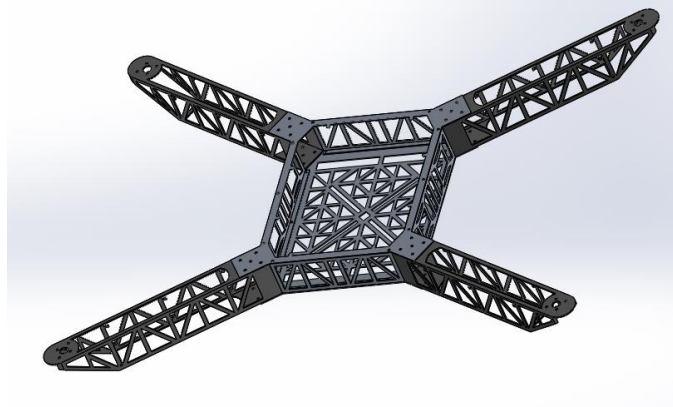


Figura 33. Modelo de ensamble

3.1.16 Calculo del peso total de la nave

Tomando en cuenta los elementos seleccionados para toda la nave, se realiza el cálculo del peso final de todo el dispositivo.

Tabla 6.

Peso final del sistema

Componente	Peso (gr)	Cantidad	Peso total (gr)
Baterías	382	4	1528
ESC	32	4	128
Motor Brushless	111	4	444
Hélice	80	4	320
Estructura total	579,75	1	579,75
Soporte de cámara	385,55	1	385,55
Multiwii	16	1	16
Arduino	34,9	1	34,9
Otros	200	x	200
Peso total (gr)			3636,2

Peso total (kg)

3,6362

3.1.17 Análisis de fuerzas para la aeronave

3.1.17.1.1 Análisis en los brazos

De acuerdo a los resultados obtenidos en la metodología, la mejor opción para soportar los elementos propulsores del cuadricóptero son perfiles de aluminio. Se diseñó una pieza apta para colocar el motor brushless y la hélice.

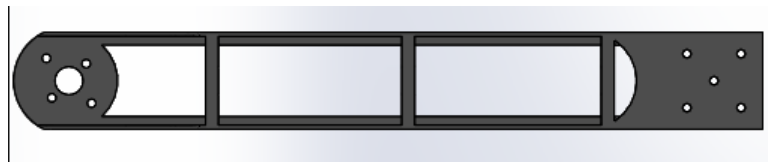


Figura 34. Modelo final de brazo

Para la solución de esta subfunción se consideró cuatro piezas que sean capaces de soportar el peso de los elementos propulsores conformados por el motor brushless y las hélices. El material seleccionado de acuerdo a las características mecánicas como se mencionó anteriormente es el aluminio.

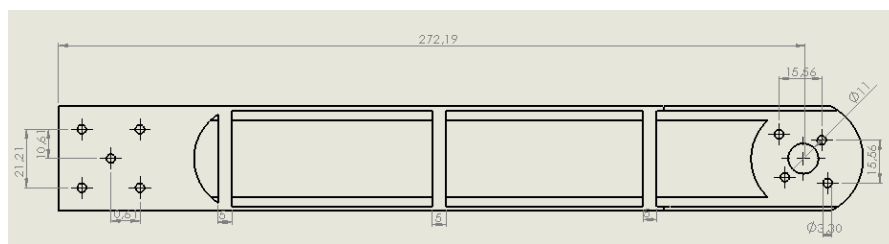


Figura 35. Plano superior de brazo

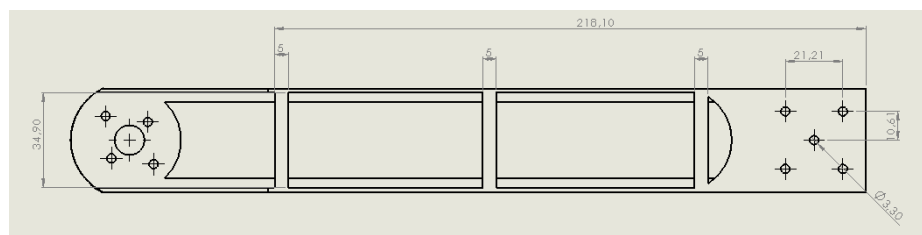


Figura 36. Plano inferior de brazo

Análisis de fuerzas externas

Debido a que el soporte tendrá la función de soportar el peso del motor brushless y su correspondiente hélice, se deben conocer los pesos que componen el mismo:

$$m_{motor} = 0,111 \text{ kg}$$

$$m_{helice} = 0,02 \text{ kg}$$

$$P_1 = (m_{helice} + m_{motor}) \times 9,81 = 1,28 \text{ N}$$

Donde P_B representa la mitad del peso P_1 , debido a que son dos soportes de motor, se comparte la carga:

$$P_B = \frac{P_1}{2} = 0.64 \text{ N}$$

Diagrama de cuerpo libre

El diagrama de cuerpo libre del soporte de los elementos propulsores se muestra a continuación:



Figura 37. Diagrama de cuerpo libre de brazo

Donde cada de las fuerzas son simuladas a continuación para su respectivo análisis mediante el software Software CAD, de tal manera que se comprobaran los resultados de la estructura para soportar las cargas definidas.

3.1.17.1.2 Simulación en elementos finitos

Deformación Von Mises

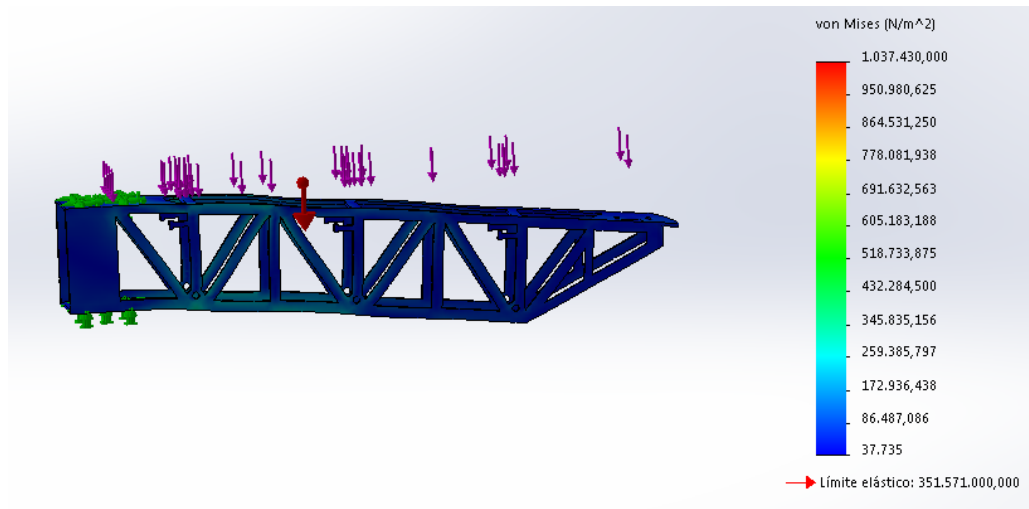


Figura 38. Análisis de Von Mises en brazo

Desplazamiento

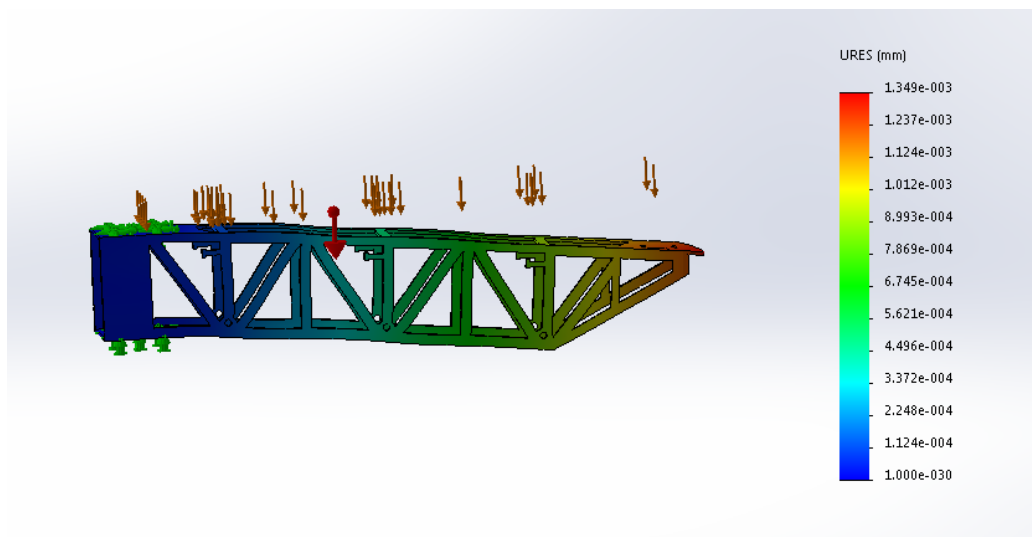


Figura 39. Análisis de desplazamiento en brazo

3.1.17.1.3 Análisis en placa inferior

De acuerdo a los resultados obtenidos en la metodología, la mejor opción para soportar los elementos de controles una placa de aluminio. Se diseñó una pieza apta para colocar todos los componentes necesarios.

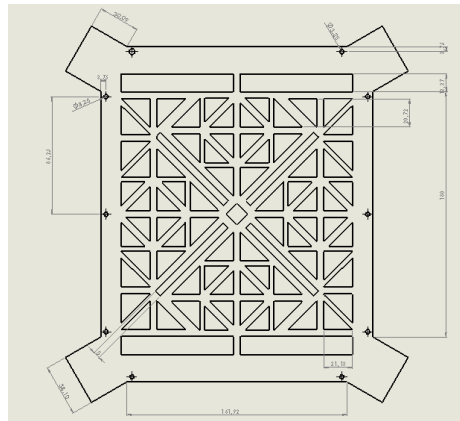


Figura 40. Plano superior de placa inferior

Análisis de fuerzas externas

Debido a que el soporte tendrá la función de soportar el peso de las cuatro baterías, los cuatro ESC, además de la placa controladora como el arduino, se deben conocer los pesos que componen el mismo:

$$m_{baterias} = 1,528 \text{ kg}$$

$$m_{ESC} = 0,128 \text{ kg}$$

$$m_{otros} = 0,1 \text{ kg}$$

$$m_{placa \text{ y } arduino} = 0,03 \text{ kg}$$

$$P_1 = (m_{baterias} + m_{ESC} + m_{otros} + m_{placa \text{ y } arduino}) \times 9,81 = 17,71 \text{ N}$$

Donde P_B representa la mitad del peso P_1 , debido a que son dos soportes de motor, se comparte la carga:

$$P_B = \frac{P_1}{2} = 8.81 \text{ N}$$

Diagrama de cuerpo libre

El diagrama de cuerpo libre de la placa de soporte de los elementos de control se muestra a continuación:

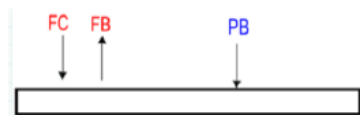


Figura 41. Diagrama cuerpo libre de placa

Donde cada de las fuerzas son simuladas a continuación para su respectivo análisis mediante el software Solidworks, de tal manera que se comprobaran los resultados de la estructura para soportar las cargas definidas.

3.1.17.1.4 Simulación de elementos finitos

Tensiones von Mises

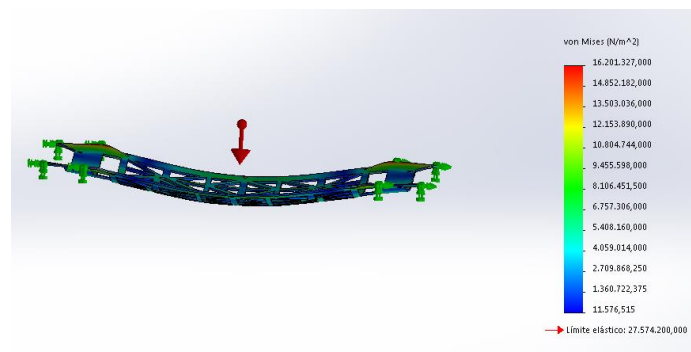


Figura 42. Análisis de Von Mises de placa inferior

Desplazamientos

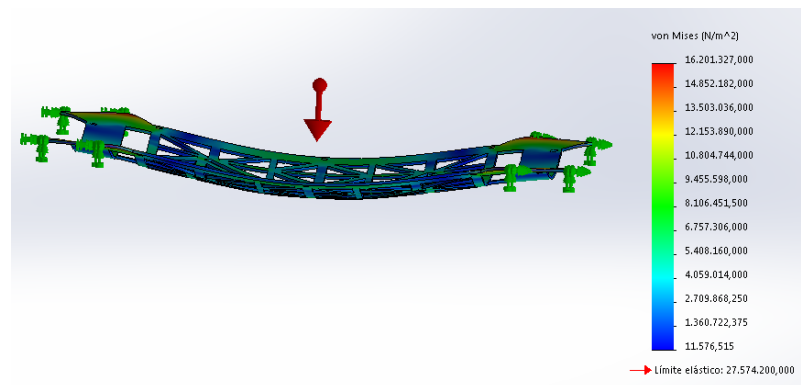


Figura 43. Análisis de desplazamiento en placa inferior

3.1.18 Fabricación de cada pieza

Para la fabricación de cada pieza se tomó en cuenta los objetivos planteados para la aeronave, como se supo manifestar anteriormente el material seleccionado fue el aluminio y de acuerdo al diseño preliminar el espesor de cada pieza permite que soporte las fuerzas y cargas aplicadas tanto a nivel dinámico como estático.

3.1.18.1 Brazos y perfiles laterales

Los brazos empezaron su fabricación a partir de perfiles de aluminio adquiridos de la línea Cedal.

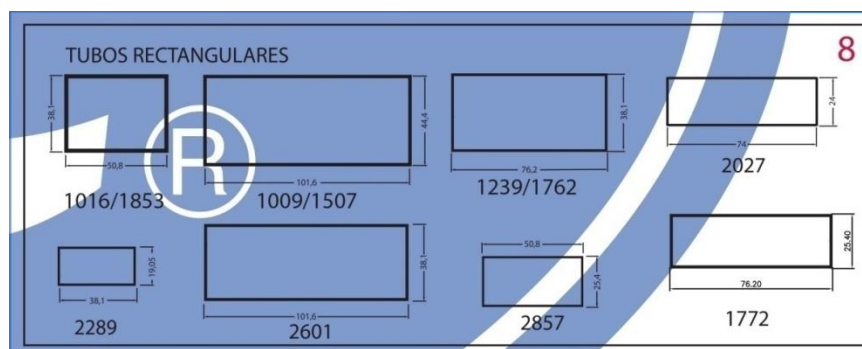


Figura 44. Catálogo cedal

Fuente (Catálogo Cedal,2014)

El tubo rectangular seleccionado fue el 1016, que posee dimensiones adecuadas para el maquinado del diseño de los brazos.

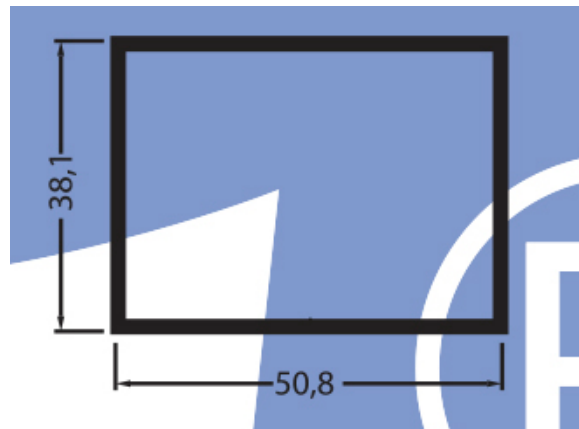


Figura 45. Dimensiones del tubo seleccionado



Figura 46. Tubo rectangular de aluminio

Fuente (cedal.com 2014)

Una vez que se obtuvo la materia prima para la fabricación de los brazos, se procedió al maquinado del mismo. Gracias a que la empresa cuenta con los servicios de un ZenBot, el maquinado del diseño planteado se lo realizó de manera ágil y rápida.

Zenbot

Esta máquina robusta está hecha de polietileno de alta densidad con un sistema de movimiento lineal propietario desarrollado por Zenbot. El sistema

cuenta con rodamientos de bolas precargadas en los carriles de acero de pared gruesa y zinc electroplated. El resultado es un sistema muy rígido con el movimiento ultra suave y cero de decantación. El eje Z cuenta con 16 mm endurecido rieles de acero con rodamientos lineales. El sistema de tracción cuenta con correas dentadas de uretano reforzado con kevlar ancho de 3/8 pulgadas en los 3 ejes, lo que resulta en el movimiento ultra precisa y ardiente rápidos (1.000 pulgadas por minuto). Toda la máquina está atornillada junto con tornillos hallen de cabeza por lo que cada parte es reemplazable. La rejilla en la gran mesa estacionaria hace alineación de la pieza una brisa, y la matriz de acero de 1 / 4-20 insertos roscados hacen que sea sencillo para sujetar la pieza de trabajo a la mesa. Esta máquina es ideal para hacer (circuitos impresos) de PCB, placas, trofeos, modelos de aviones, rompecabezas 3-d, marcos, tapones de moldeo por vacío, signos de Lexan iluminadas, los titulares de la tarjeta de visita, así como proyectos de carpintería más grandes. Tres ejes contorno suave simultánea permite a la máquina ser utilizado como una máquina de prototipado rápido sustractivo.



Figura 47. Zenbot 1216 CNC Router

Fuente (zenbot.com, 2010)



Figura 48. Maquinado de brazos usando zenbot

Brocas

Las brocas utilizadas en un ZenBot son importadas, las cuales fueron adquiridas en Think and Thiker, una tienda estadounidense, las brocas tienen una composición especial para el maquinado en aluminio.



Figura 49. PrecisionBIT 2-Flute Stub End-mills (MN208)

Fuente (think&thnker.com, 2010)

Características

- Geometría -. 2 talón de flauta, 1/8 in (3,18 mm) de vástago, modificada de cola de pescado
- Longitud -. 1.42 en ± 0.010 en (1.50 "OAL disponible).
- Las tolerancias de diámetro:
- 0,1250 en $\therefore 0,0000$ in., En -0.0020.
- 0,0625 a 0,1200 en en $\therefore \pm 0,0010$ in.
- 0,0010 a 0,0624 en en $\therefore \pm 0,0005$ in.
- \varnothing vástago - 0.1248 in (3,18 mm) 0.0000, -0.0002 en..
- Descentramiento Max (TIR) - $<0,0005$ en.
- Max. profundidad de corte - DOC varía según el diámetro de $\pm 0,005$ en típicamente 1,5X dia..
- Vida anticipada - 3,000 pulgadas lineales en 1 onza (33 micras) chapado en cobre
- Materiales - carburo sólido submicrograin
- Anillo Set -0.800 en. (20,32 mm). $\pm 0,004$ pulg. (0,13 mm) (juegos de segmentos específicos de CNC disponibles)
- RPM de operación - operación certificada CNC 20k RPM a 100 mil RPM

Código G

Para la elaboración del código G se utilizó el software de apoyo Mastercam en el cual se definieron herramientas previamente seleccionadas al igual que velocidad y profundidad de maquinado.

3.1.18.2 Placa superior e inferior

Para el maquinado de las placas y de acuerdo al material previamente seleccionado se tomó planchas de aluminio para su maquinado con un espesor de 1,5 mm.



Figura 50. Planchas de aluminio

Código G

Al igual que con las piezas anteriores se generó un código G gracias al software de simulación Mastercam, en donde se especificó la velocidad y profundidad de maquinado par el diseño de ambas placas.

3.2 DISEÑO ELECTRONICO

3.2.1 Especificaciones de diseño

A continuación se presentan todas las especificaciones de diseño consideradas tanto en la parte electrónica en sí, como también en la parte

física para el acople de todos los componentes electrónicos al cuerpo del Cuadricóptero.

Es así como el Cuadricóptero tendrá los siguientes sistemas de Potencia

- Sistema de Control de Vuelo
- Sistema de Control de Velocidad de Rotores
- Sistema central de Control de Posicionamiento y de Navegación.

Sistema de Potencia.

Mediante pruebas realizadas en laboratorio, pudimos determinar que el consumo de corriente por cada motor es de 2.5 A en promedio aproximadamente. Sin embargo, presenta un pico de consumo el momento de encendido de 4 A. Es por consiguiente que se diseñó a partir de este consumo cumpliendo con los siguientes requisitos:

- Soportar al menos 5 A como corriente máxima en el sistema.
- Acoplarse a los controladores de velocidad para los motores.
- Acoplarse a todas las baterías de Li-po.
- Permitir la recarga de baterías sin necesidad de desconectarlas al sistema central.
- Permitir al usuario escoger cuántas baterías desea que alimenten al Cuadricóptero
- Permitir la conexión de las baterías en paralelo.

Sistema de Control de Vuelo

De acuerdo al análisis del dispositivo el sistema de control de vuelo deberá ser un sistema que nos permita controlar de manera rápida y eficiente toda la forma de vuelo del Cuadricóptero, considerando que debe trabajar a un voltaje Standard de 3.3V para la comunicación con el Procesador central.

Sistema de control de velocidad de Rotores.

Debido a que los motores son sin escobillas, es necesario utilizar ESCs (ElectronicSpeedController) que son Controladores Electrónicos de Velocidad

por sus siglas en inglés. El parámetro considerado fue la máxima corriente posible de consumo que deberá pasar por el ESC durante el momento de arranque de los motores, dato tomado del proveedor de los mismos.

Sistema de Control de Posicionamiento y de Navegación

El sistema de Control de Posicionamiento y de Navegación, de acuerdo con todos los datos que se deben procesar y analizar, se utilizó el siguiente procesador y los siguientes sensores:

- Procesador: FreescaleKinetics MK10DX256VLL
- GPS: MST-A2200
- Acelerómetro: FXOS8700
- Barómetro: MPL115A2
- Conversor DC/DC: 78SR3.3
- Conversor DC/DC: 78SR5
- Giroscopio: ADIS16305
- Transmisor-Receptor Bluetooth: Parani ESD-110
- Magnetómetro: MAG3110

3.2.2 Diseño del circuito teórico

El software de Diseño Electrónico utilizado a preferencia es Altium con la licencia de la versión 10.39., por cuestiones de privacidad en cuanto a códigos y librerías de programación.

La gran mayoría de componentes son de montaje superficial, es por esto que se optó por diseñar una librería propia con el empaquetado exacto de cada elemento, apoyándose por supuesto en las librerías predeterminadas para elementos como resistencias, capacitores, etc.

Es así como en la librería propia del proyecto fue ingresado el “footprint” de cada elemento basándose en la hoja de datos distribuida por el proveedor.

El Circuito de control de posicionamiento y navegación teóricofue el siguiente:

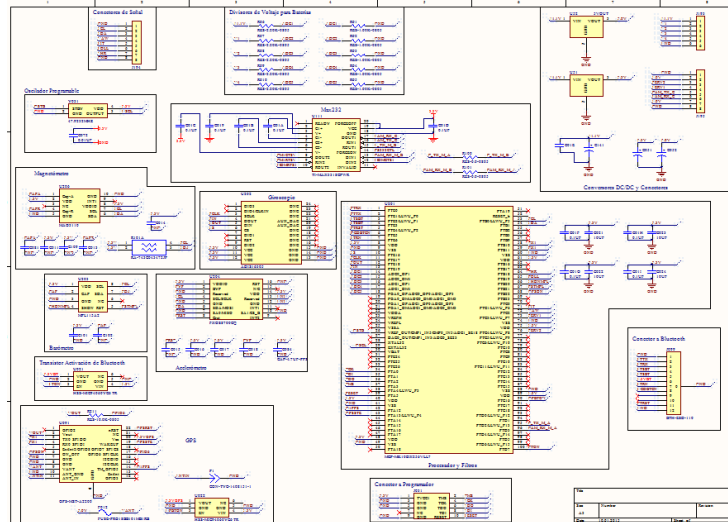


Figura 51. Esquema de circuito Completo

El circuito especificado es el siguiente:



Figura 52. Conector Señales de Control de Vuelo

El conector mostrado en la figura 52, muestra las señales de control de vuelo: YAW, PITCH, ROLL, y THROTTLE.

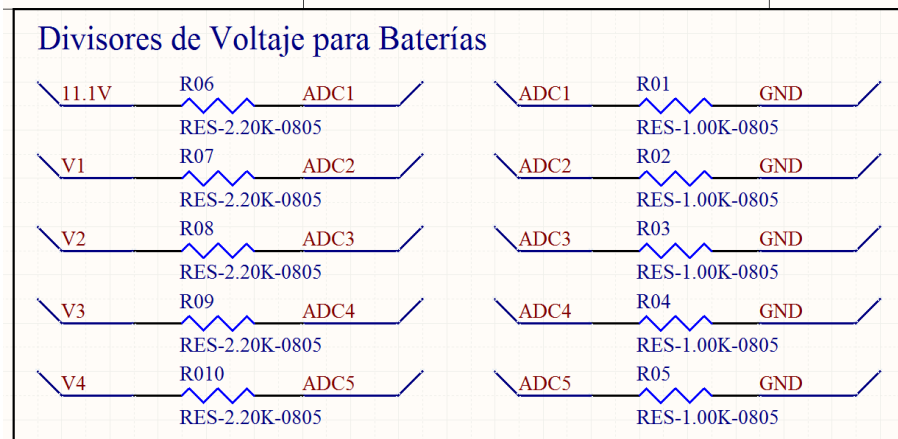


Figura 53. Divisores de Voltaje para Baterías

El circuito mostrado en la figura anterior permite, por medio de los divisores de voltaje, saber cuán cargadas estén las baterías.

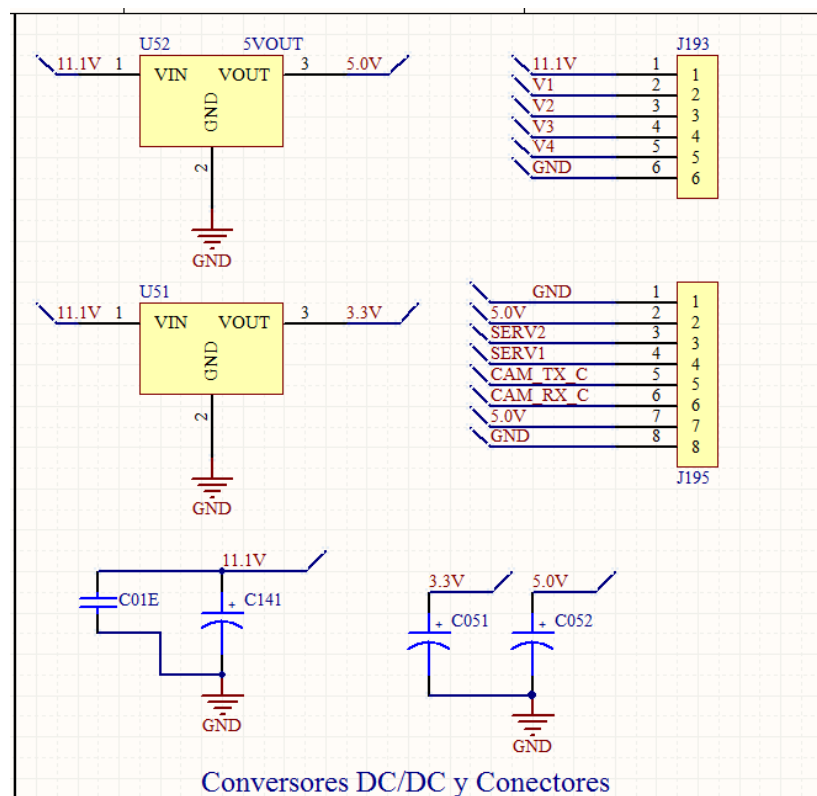


Figura 54. Convertidores DC/DC y conectores

El circuito de la figura anterior muestra los circuitos de los convertidores DC/DC a 3.3V y a 5V, así como sus respectivos filtros capacitivos y dos

conectores. El conector superior de la figura muestra las señales de conexión de las baterías a los divisores de voltaje, mientras que el inferior muestra las señales que van a la Cámara de Video y a los servos controladores del soporte de la misma.

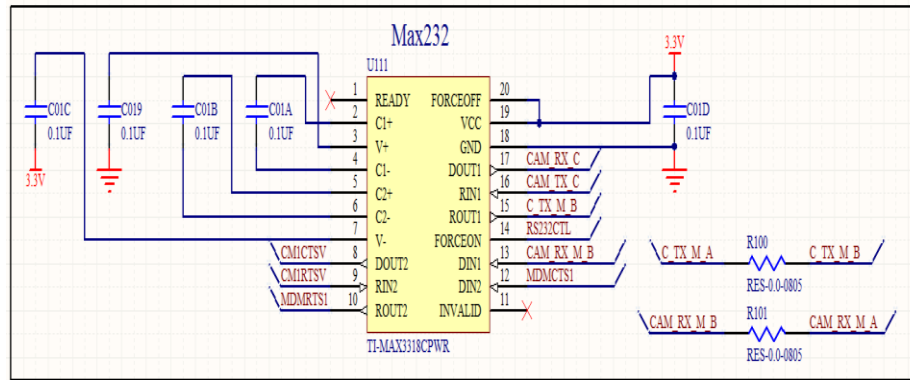


Figura 55. Interfaz Max232

En la figura anterior se puede apreciar el circuito Interfaz Entre qué y qué? Max232 necesario para la comunicación serial entre la cámara y el procesador central. Esta comunicación permite que a la cámara se le pueda especificar el zoom al que se necesita la transmisión de video.

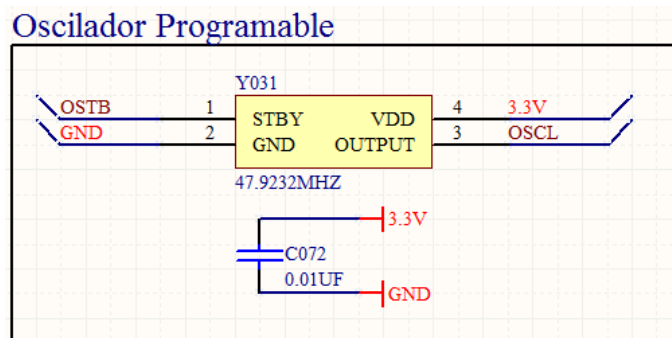


Figura 56. Oscilador Programable

Para asegurar una comunicación efectiva con los sensores, se utiliza un oscilador programable a una frecuencia de 47.9232 MHz. En la figura anterior se muestra el oscilador junto con su filtro.

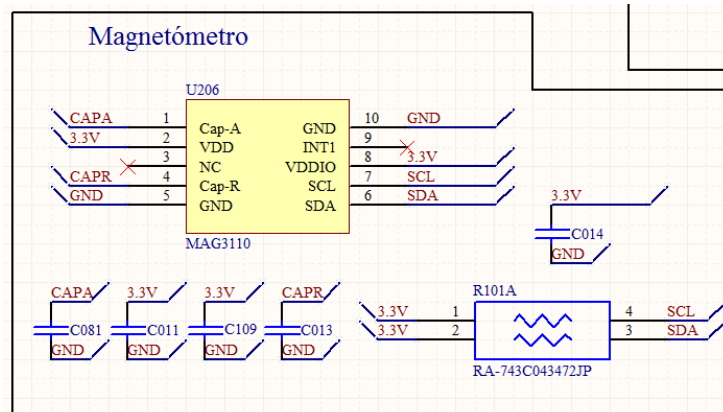


Figura 57. Magnetómetro y resistencias de Pull-Up

En la figura anterior se muestra el magnetómetro con su respectivo circuito de capacitores (Circuito tomado de la hoja de datos distribuida por el proveedor) así como también dos resistencias de Pull-Up para las líneas de comunicación I2C: SDA y SCL.

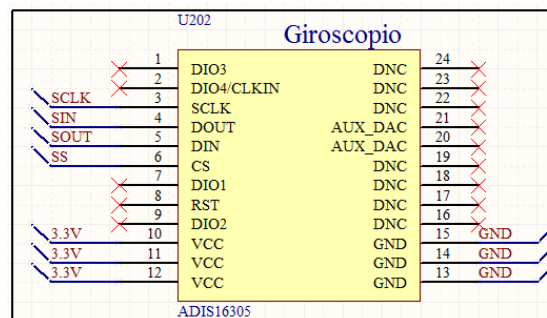


Figura 58. Giroscopio

En la figura anterior se muestra el Giroscopio que se utilizó. Este Giroscopio no presenta ningún tipo especial de circuito más que las señales para la comunicación con el procesador puesto que es un empaquetado que contiene todo lo necesario para poder comunicarse sin problema.

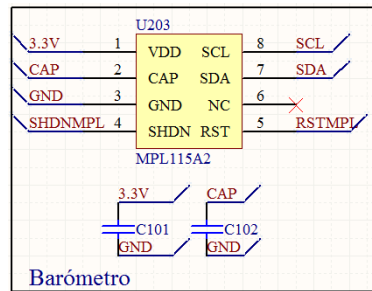


Figura 59. Barómetro

En el circuito anterior se muestra el Barómetro, sensor que nos permitirá saber la altura que tiene el cuadricóptero.

Nota: Para un prototipo a futuro, con mayores prestaciones será necesario un Barómetro en tierra para que se sepa a manera concreta cuál es la altura.

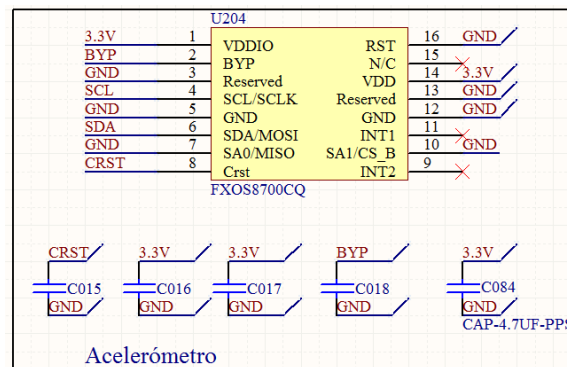


Figura 60. Acelerómetro

En el circuito anterior se puede apreciar el Acelerómetro y su respectivo circuito de funcionamiento tomado de la hoja de datos distribuida por el proveedor.

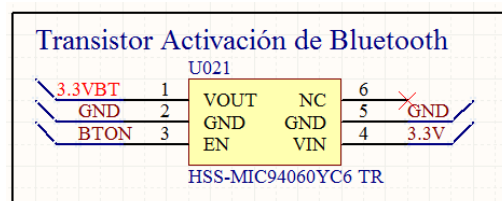


Figura 61. Transistor de Activación de Bluetooth

En la figura anterior se muestra el transistor que nos permitió controlar la activación del módulo Bluetooth.

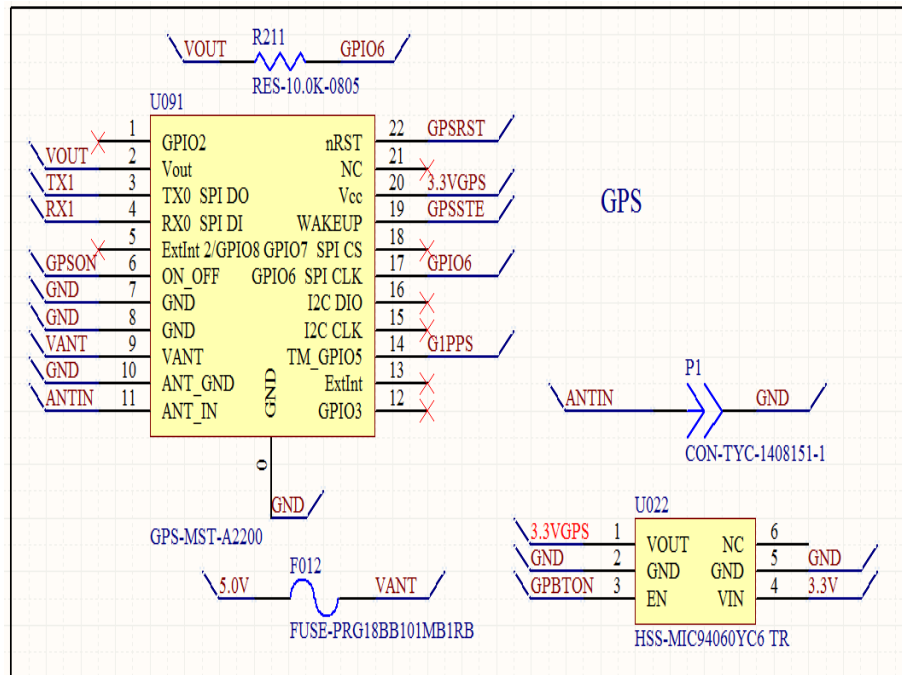


Figura 62. Módulo GPS y transistor de activación del mismo

En la figura anterior se muestra la configuración necesaria para el funcionamiento del módulo GPS junto con su fusible de protección para la antena, el conector de la antena y su transistor que permita la activación del mismo.

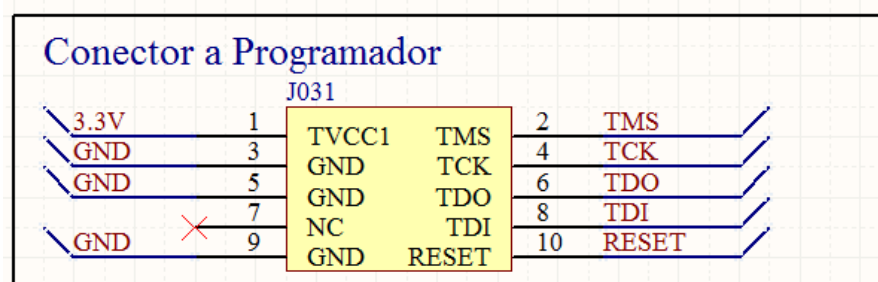


Figura 63. Conector al programador

En la figura anterior se puede apreciar las señales necesarias para la programación del Procesador.

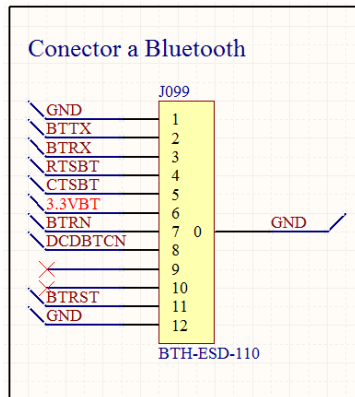


Figura 64. Conector Bluetooth

En la figura anterior se muestra el esquemático el conector que va al Bluetooth con todas las señales requeridas.

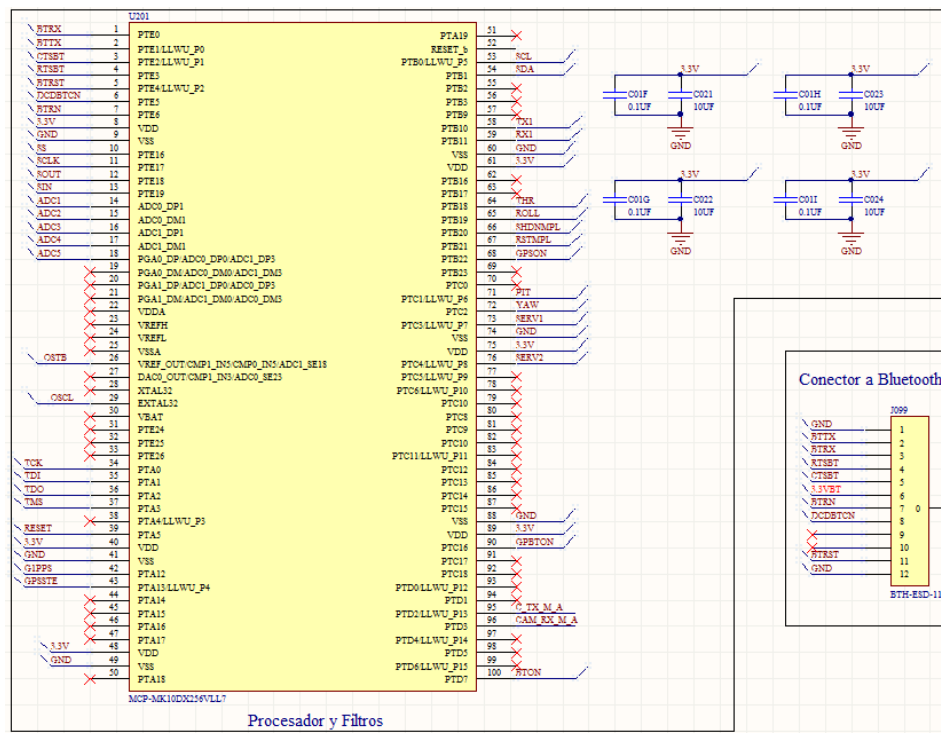


Figura 65. Procesador y Filtró (Esquema Completo)

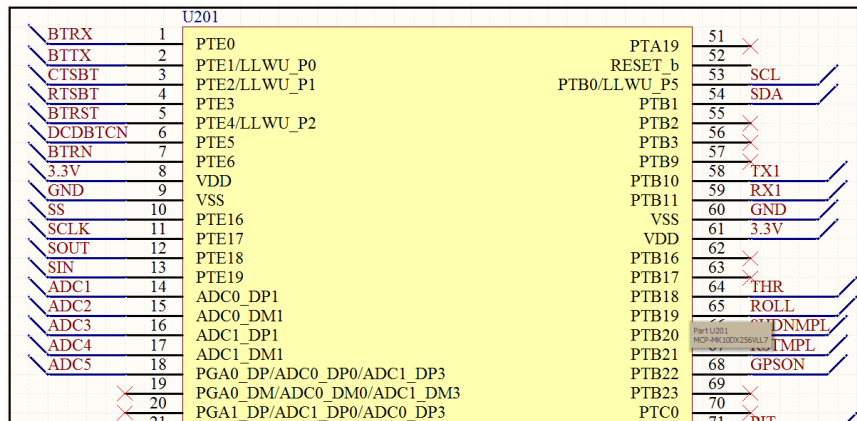


Figura 66. Esquemático Superior del Procesador y sus señales

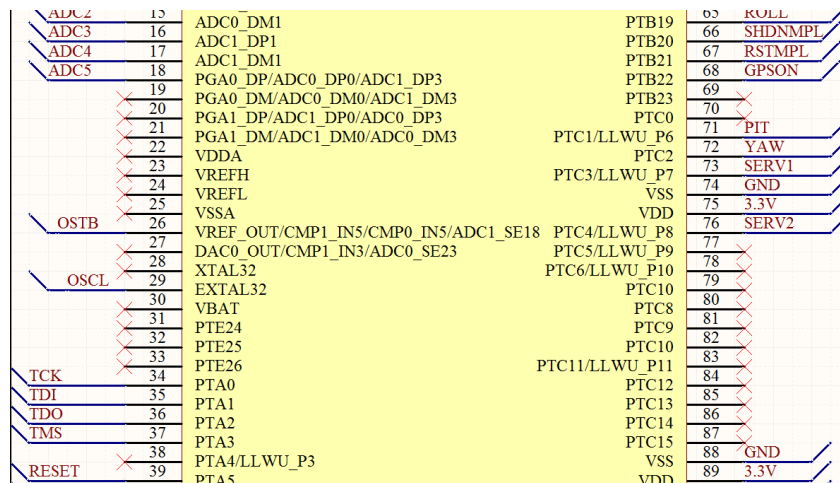


Figura 67. Esquemático central del Procesador

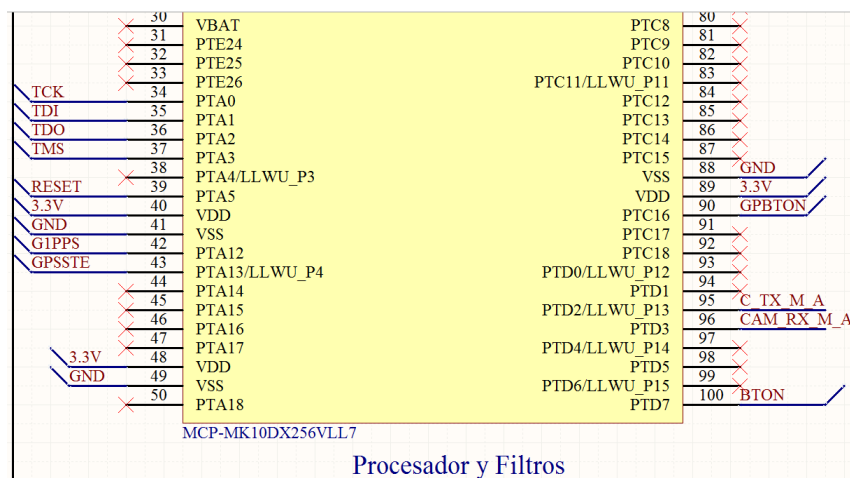


Figura 68. Esquemático inferior del Procesador

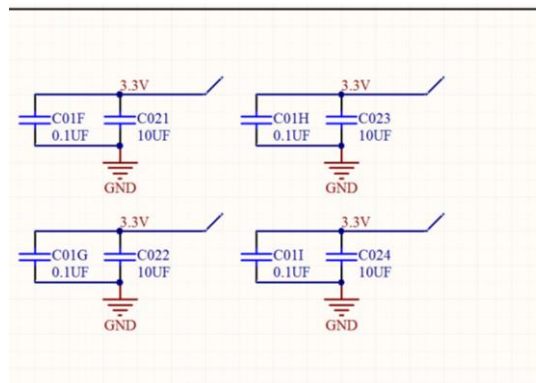


Figura 69. Esquemático de capacitores de Filtro.

En las 5 figuras anteriores se detalla el esquemático del Procesador.

A continuación se detalla el circuito de potencia que permitió que las baterías de Li-po se conecten de manera segura a los ESCs, que les permiten ser cargadas sin necesidad de que sean removidas del cuerpo del cuadricóptero.

La descripción rápida del circuito consiste en una PCB de dos capas. La capa interna permite la conexión hacia las baterías, alimentación de los ESCs, y alimentación del sistema de control. La capa exterior tiene los conectores hacia el cargador de baterías y la fusiblera que permite escoger qué batería alimenta al sistema central y cual se carga.

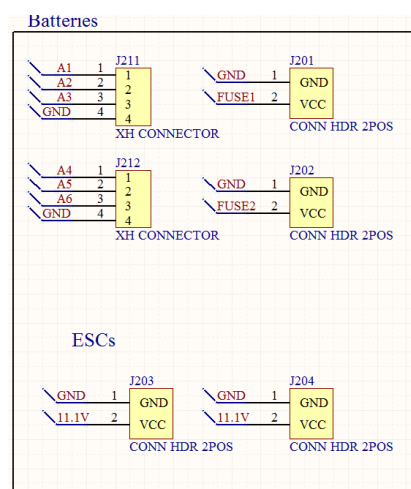


Figura 70. Conectores Internos hacia las Baterías y a los ESCs

En la figura anterior se detalla la forma de conexión de la PCB de las baterías conteniendo la especificación siguiente: Los conectores J211 y J212 son aquellos que se conectan al cargador para poder balancear la carga de las baterías al ser de 3S.

Los conectores J201 y J202 son aquellos que permiten la conexión de las dos líneas de energía de la batería a sus Fusibles correspondiente que funciona a manera de “Jumper” y a manera de fusible, permitiendo que de acuerdo a la posición del fusible (que va en un “Fuse Holder”), la bateríase una al sistema de alimentación central del cuadricóptero o simplemente se conecte al cargador independientemente de las demás baterías.

Los conectores J203 y J204 son aquellos que permiten la alimentación de los ESCs.

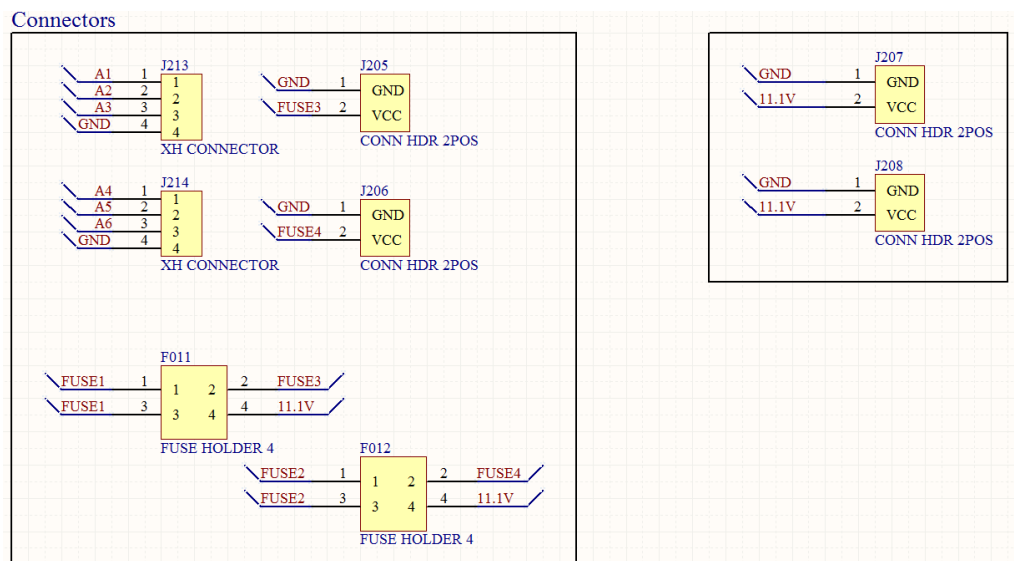


Figura 71. Conectores externos

En la figura anterior se puede apreciar el circuito de conexión del otro lado de la PCB, es decir la parte externa que va hacia afuera del Cuadricóptero, donde F011 y F012 son las fusibleras (“Fuse Holder”) que permiten que se escoja si la batería va a ser cargada o caso contrario va a conectarse en

paralelo a las otras tres. Los conectores J207 y J208 pueden ser usados para conectar con la PCB gemela que va al otro lado del cuadricóptero o que alimenten el sistema de control.

En total se fabricaron 2 de estas PCBs, una fue puesta al frente del cuadricóptero y la otra en la parte trasera. Esta configuración fue escogida pensando en el balanceo de la nave, pues dos baterías se conectaban hacia el frente del cuadricóptero y hacia la parte trasera.

3.2.3 Lista de componentes electrónicos

A continuación se detallan primero la lista de componentes primeramente del sistema de control central y finalmente del sistema de alimentación.

Tabla 7.
Descripción de todos y cada uno de los elementos

Comment	Description	Designator	Footprint	LibRef	Quantit y
0.1UF	CAP CERM .1UF 10% 50V X7R 0805	C01A, C01B, C01C, C01D, C01F, C01G, C01H, C01I, C019	0805	CAP-0.1UF-AUT	9
CAP-0.1UF-AUT	CAP CERM .1UF 10% 50V X7R 0805	C01E, C011, C013, C014, C015, C016, C017, C018	0805	CAP-0.1UF-AUT	8
10UF	CAP CER 10UF 16V X5R 1210	C021, C022, C023, C024	1210	CAP-10UF-IND	4
CAP-100UF-TANT	CAP TANT 100UF 10V 20% 2917	C051, C052	EIA-7343-31-P	CAP-100UF-TANT	2
0.01UF	CAP CER .01UF 100V X7R 0603	C072	0603	CAP-1000PF-AUT- 0603	1
CAP-0.01UF-PPS	CAP FILM 10000PF 16VDC 0805	C081	0805	CAP-0.01UF-PPS	1
CAP-4.7UF-PPS	CAP FILM 10000PF 16VDC 0805	C084	0805	CAP-0.01UF-PPS	1
CAP-1.0UF-AUT	CAP CER 1UF 25V X7R 0805	C101, C102, C109	0805	CAP-1.0UF-AUT	3
CAP-100UF-ALM- 16V-AUT	CAP ALUM 100UF 16V 20% RADIAL	C141	RAD-3508	CAP-100UF-ALM- 16V-AUT	1



Continua

FUSE-	THERMISTOR PTC	F012	0603	FUSE-	1
PRG18BB101MB1	100 OHM SMD			PRG18BB101MB1	
RB				RB	
CON-10PINS-0.127mm	Jtag connector	J031	CON-10x1.27	CON-10PINS-0.127mm	1
BTH-ESD-110	CONN HEADER	J099	ESD110	BTH-ESD-110	1
	FMAL 12PS .1" DL				
	TIN				
CON-JST-B6B-PH-K-S	CONN HEADER PH TOP 6POS 2MM	J193	6B-PH-K-S	CON-JST-B6B-PH-K-S	1
CON-JST-B8B-PH-K-S	CONN HEADER PH TOP 6POS 2MM	J194, J195	8B-PH-K-S	CON-JST-B8B-PH-K-S	2
CON-TYC-1408151-1	CONN MMCX JACK RECEPT RT ANG PCB	P1	CON-MMCX-TH	CON-TYC-1408151-1	1
RES-1.00K-0805	RES 1.0K OHM 1/10W .1% 0805 SMD	R01, R02, R03, R04, R05	0805	RES-1.00K-0805	5
RES-2.20K-0805	RES 22.0K OHM 1/8W 1% 0805 SMD	R06, R07, R08, R09, R010	0805	RES-22.0K-0805	5



Continua

RES-0.0-0805	RES 0.0 OHM 1/8W 5% 0805 SMD	R100, R101	0805	RES-0.0-0805	2
RA-743C043472JP	RES ARRAY 4.7K OHM 4TERM 2RES SMD	R101A	RA-743C043	RA- 743C043472JP	1
RES-10.0K-0805	RES 10.0K OHM 1/8W 1% 0805 SMD	R211	0805	RES-10.0K-0805	1
HSS- MIC94060YC6 TR	IC SMART LOAD SWITCH SC70-6	U021, U022	SOT-363-S	HSS- MIC94060YC6 TR	2
3.3VOUT		U51	78SR3.3/1.5W36 C	OKI- 78SR3.3/1.5W36	1
5VOUT		U52	78SR3.3/1.5W36 C	OKI- 78SR5/1.5W36-C	1
GPS-MST-A2200	GPS MAESTRO SIRF 4 48 CHANNEL	U091	A2200	GPS-MST-A2200	1
TI-MAX3318CPWR	IC TXRX RS-232 460KBPS 20-TSSOP	U111	TSSOP20	TI- MAX3318CPWR	1
MCP- MK10DX256VLL7	Micro Processor Freescale	U201	LQFP-100	MCP- MK10DX256VLL7	1

 Continua

ADIS16305		U202	Connector1.27x1. 27	ADIS16305	1
MPL115A2	Barometer	U203	LGA-8-I/O	MPL115A2	1
FXOS8700CQ	Acelerometer und Magnetometer	U204	QFN-COL16	FXOS8700CQ	1
MAG3110	Magnetometer	U206	DFN-COL	MAG3110	1
47.9232MHZ	BLANK OSCILLATOR ASEM	Y031	OSC-ASEM	OSC-ABR-ASEM- 47.9232MHZ	1

En la tabla anterior se puede apreciar la lista de materiales junto con su descripción parcial del circuito de control

Tabla 9.
Descripción de todos y cada uno de los elementos del sistema de potencia

Comment	Description	Designator	Footprint	LibRef	Quantity
FUSE HOLDER 4		F011, F012	FUSE HOLDER 4	FUSE HOLDER 4	2
CONN HDR 2POS		J201, J202, J203, J204, J205, J206, J207, J208	CONN HDR 2POS	CONN HDR 2POS	8
XH CONNECTOR		J211, J212, J213, J214	XH CONNECTOR	XH CONNECTOR	4

Todos los componentes fueron creados en una librería propia para el proyecto tanto para el esquemático como para los footprints

3.2.4 Simulación y análisis del circuito

Debido a que no hay posible simulación del circuito, se hicieron pruebas en laboratorio con Arduino para poder integrar todos los módulos y sensores. Sin embargo la mayoría de sensores tienen pads de soldadura tan pequeños que solo fue posible hacer pruebas directamente con la PCB ya fabricada.

De las pruebas realizadas en laboratorio, se obtuvo los siguientes resultados:

- Para el control de los ESCs es necesario producir una señal PPM con un periodo de 20ms.
- Las señales que recibe el controlador de vuelo son igualmente señales PPM de igual periodo.
- Para el control de los movimientos de la estructura igualmente se utilizan señales PPM
- El control del soporte de la cámara utiliza motores sin escobillas igualmente.
- Para armar motores, el control de vuelo necesita una señal auxiliar igualmente de PPM
- El control de vuelo implementa un control PID para todos sus movimientos

Con todas estas pruebas, fue necesario tomar ciertos aspectos en cuenta; los cuales son mencionados en las correcciones y mejoras que se le hizo al circuito

3.2.5 Correcciones y mejoras

Las correcciones y mejoras que se le hizo al diseño del circuito de control, para obtener el circuito final que se presentó previamente, variaron

básicamente en los sensores que utilizamos en un principio. Algunos de los sensores utilizados, necesitaban una comunicación serial, y si bien el procesador posee varios puertos de comunicación serial, el procesador trabaja a 3.3V mientras que la mayoría de sensores trabajaba a 5V, lo que requería un integrado que estandarizase ambas señales. Es por consiguiente que del primer diseño, se tuvo que cambiar los sensores con comunicación serial, por sensores que poseían comunicación I2C.

En el segundo diseño el principal problema que se tuvo fue el conector de programación del procesador. Uno de los pines del conector estaba en la posición incorrecta y faltaron las resistencias de Pull-Up para la comunicación con los sensores. Esto hizo que la comunicación con los mismos se perdiera bastante fácil o no funcionase en absoluto. Es por lo tanto que se tuvo que cambiar el diseño para finalmente llegar al último diseño que fue el que se presentó en la sección 1.1.2.

Cabe mencionar que, aunque en un principio las pruebas de vuelo se hicieron con un ArduinoDue R3, se tuvo que optar por el procesador freescale debido a todas las comunicaciones que tenía que administrar. Arduino no ofrece cierto tipo de interrupciones como serial; aunque si bien este tipo de interrupciones son posibles de implementarlas en arduino, interrupciones de tipo I2C no, tampoco las interrupciones de comunicación SPI. Todas estas interrupciones y la forma de manejarlas para lograr una automatización correcta y eficiente, son necesarias.

3.2.6 Diseño del PCB

A continuación se presenta el diseño PCB de las versiones que fueron probadas del control central y que presentaron los problemas anteriormente mencionados:

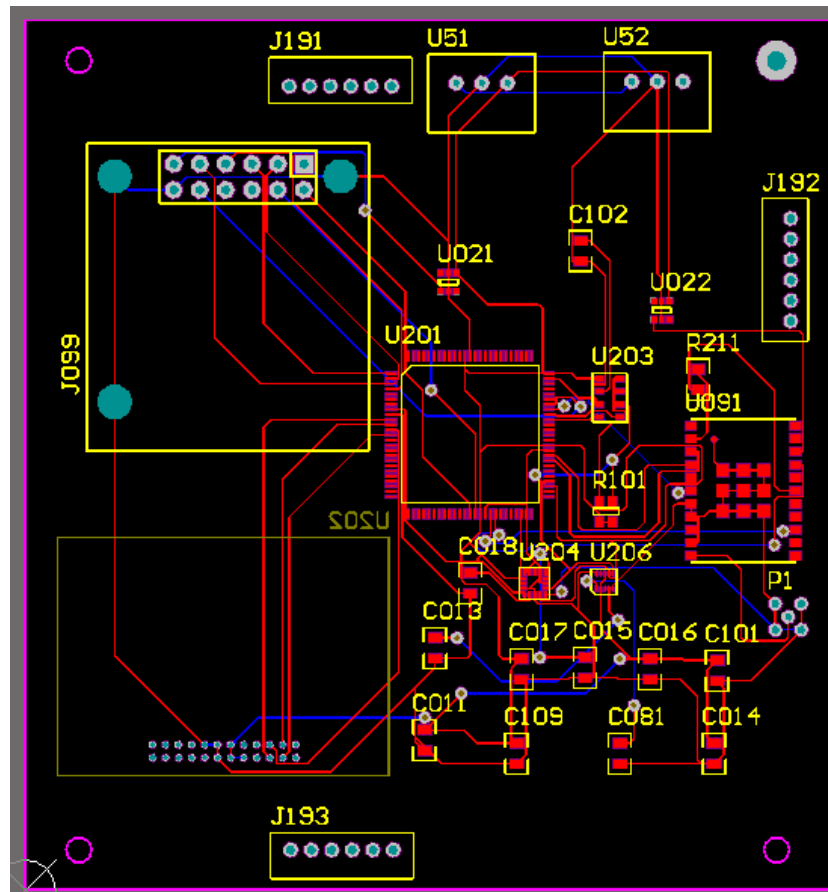


Figura 72. Primer Diseño PCB de pruebas

En la figura anterior se muestra cual fue el primer diseño que se hizo. Tal como se muestra, solo los conectores son “ThroughHole” mientras que todos los componentes electrónicos son de montaje superficial. Por este motivo, la PCB no fue fabricada en el país sino que se la pidió a la fábrica de Microcircuitos en Cali, Colombia.

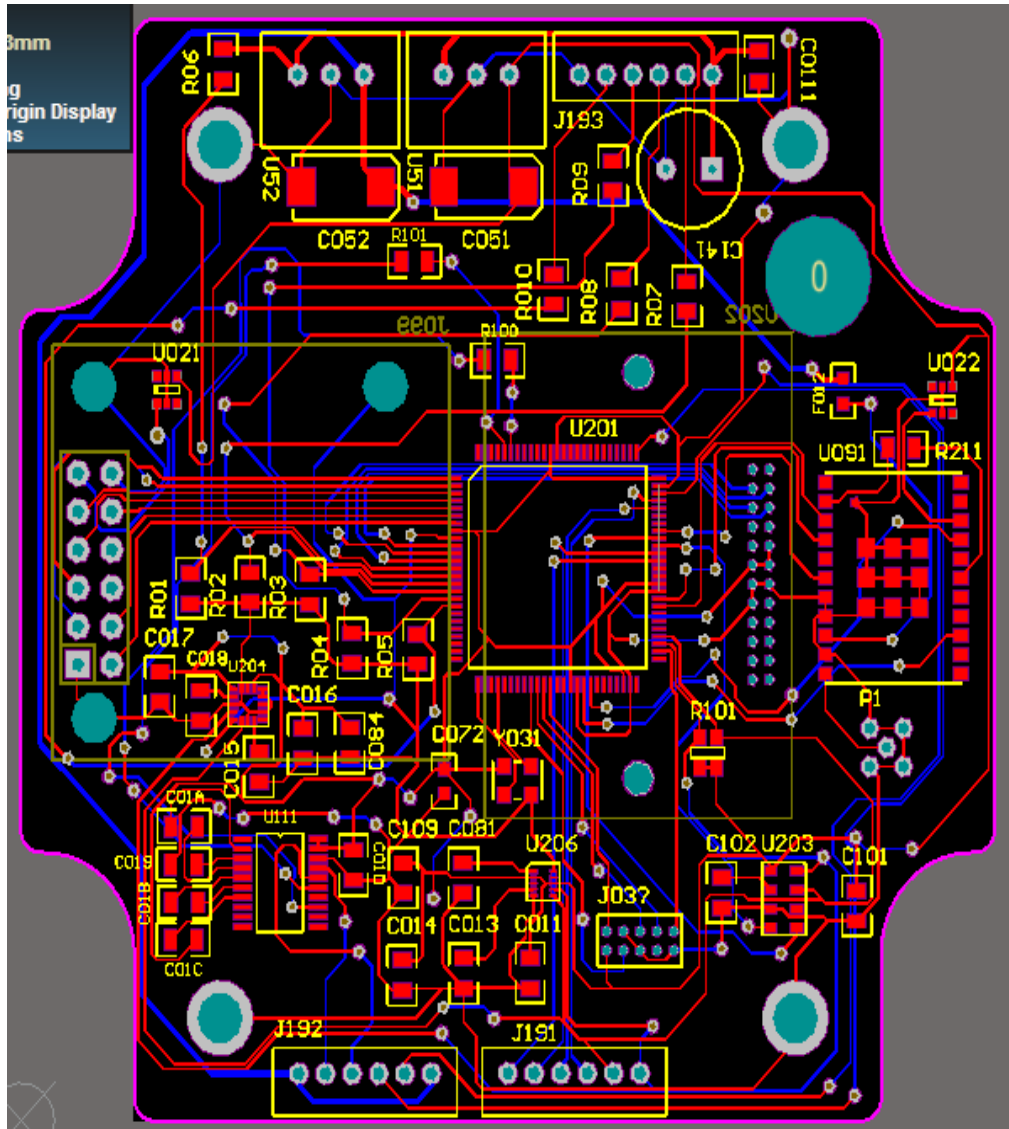


Figura 73. Segundo diseño PCB

En la figura anterior se puede apreciar el segundo diseño PCB. En este diseño hubo un error de conexión del conector de programación y la falta de las resistencias de Pull-Up para la comunicación I2C.

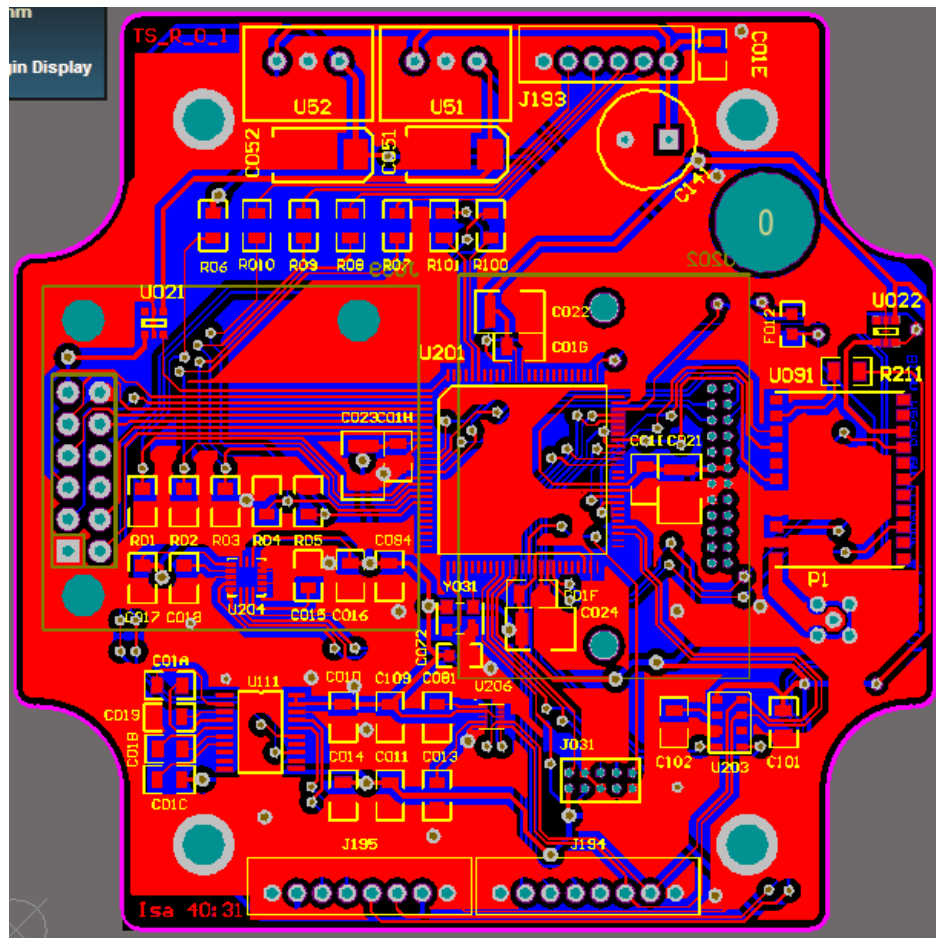


Figura 74. Capa Superior Diseño Final

En la figura anterior se puede observar la capa superior del diseño final del control de posicionamiento y de navegación. En esta capa se posicionan casi todos los componentes electrónicos a excepción del Bluetooth y del giroscopio que van en la parte inferior.

En las siguientes imágenes se especificarán cada parte del diseño PCB y de los elementos, se mostrará la circuitería sin los planos de tierra.

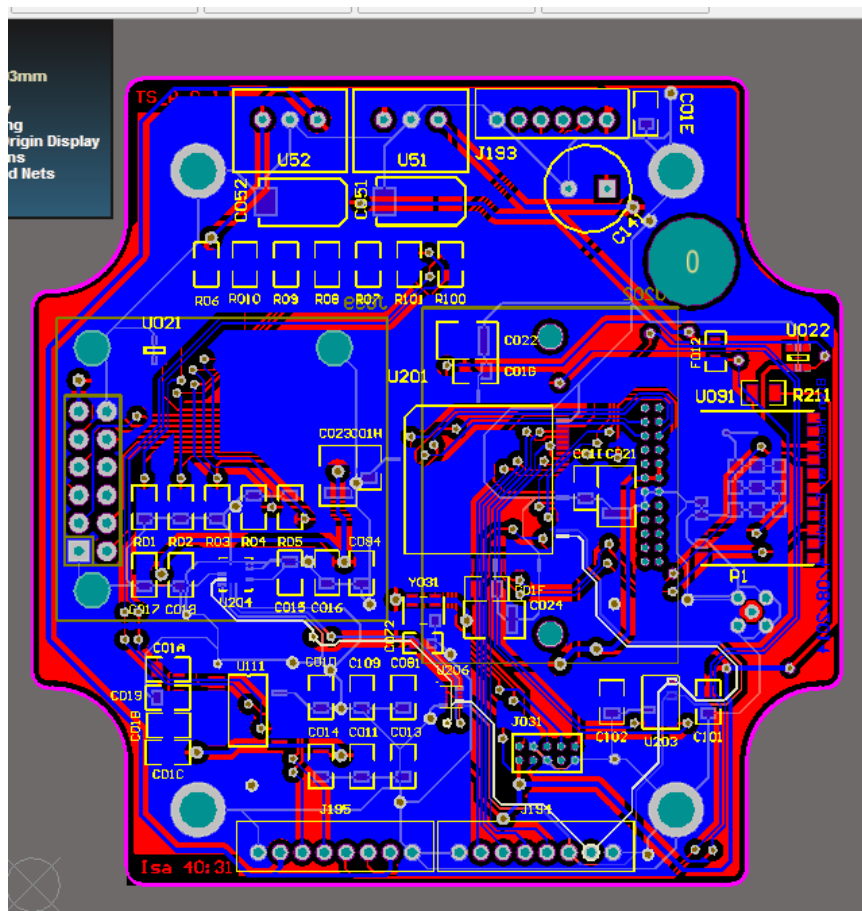


Figura 75. Capa Inferior de la PCB

En la figura anterior se puede apreciar la capa Inferior de la PCB final con el plano de tierra. El plano de tierra se muestra azul.

En la figura a continuación se muestra La PCB sin los planos de tierra.

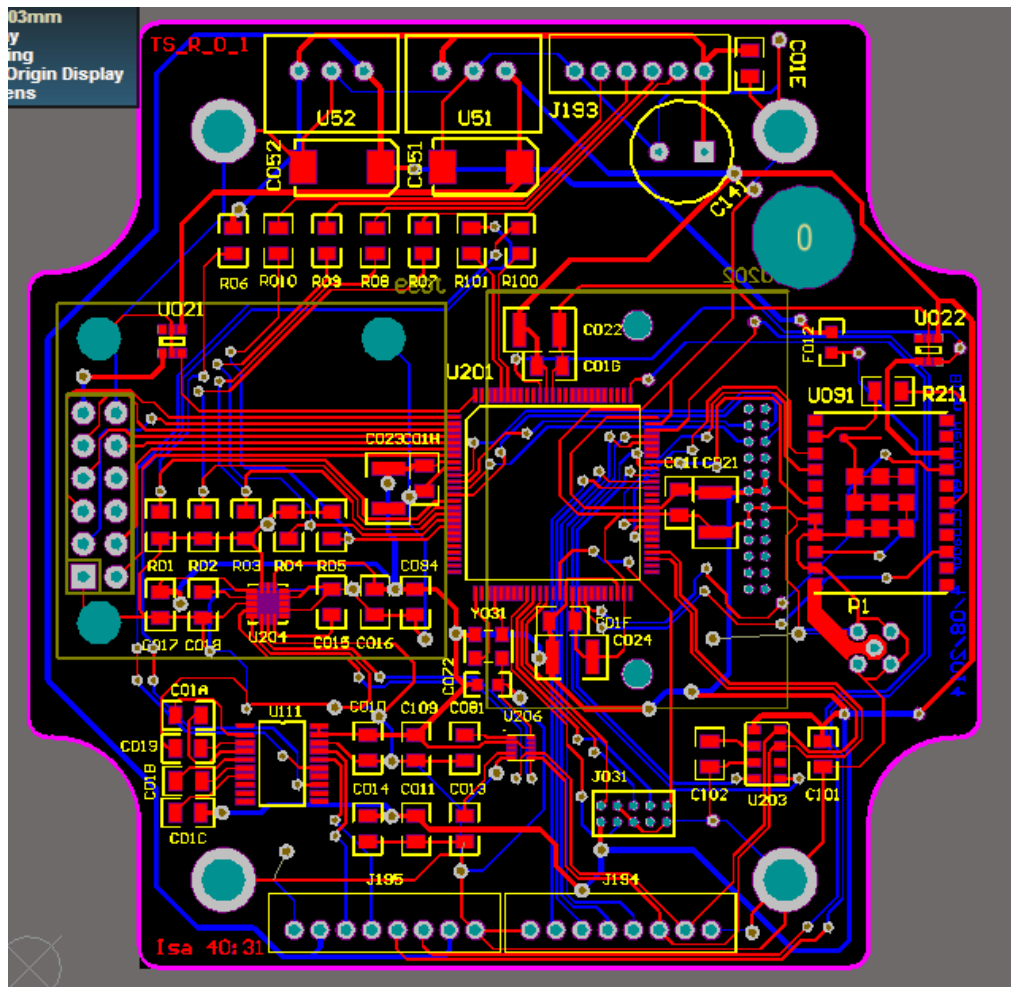


Figura 76. Diseño Final de PCB sin planos de Tierra

Se puede apreciar todos y cada uno de los componentes. En este diseño las fallas y errores de diseño fueron totalmente corregidos.

En las siguientes imágenes se detallarán los componentes en el diseño

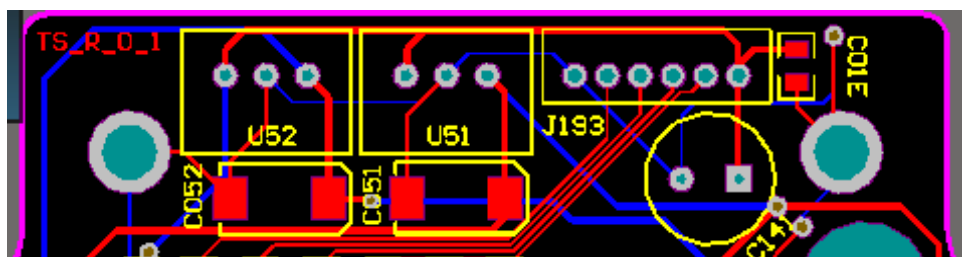


Figura 77. Parte superior de componentes

En la figura anterior se aprecian los siguientes componentes:

- U52: Conversor dc/dc a 5V.
- U51: Conversor dc/dc a 3.3V
- J193: Conector para saber la carga de cada batería
- C01E: Capacitor de ruido
- C141: Capacitor de ruido
- C052: Capacitor para estabilización de voltaje a 5V
- C051: Capacitor para estabilización de voltaje a 3.3V

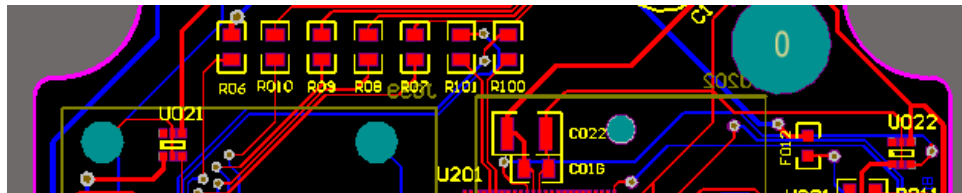


Figura 78. Parte Superior de componentes

En la figura anterior se aprecian los siguientes componentes:

- R06: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- R010: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- R09: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- R08: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- R07: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- R101: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- R100: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- C022: Capacitor para ruido para el procesador
- C016: Capacitor para ruido para el procesador
- F012: Fusible para la antena de GPS
- U022: Transistor de activación de GPS
- U021: Transistor de activación de Bluetooth

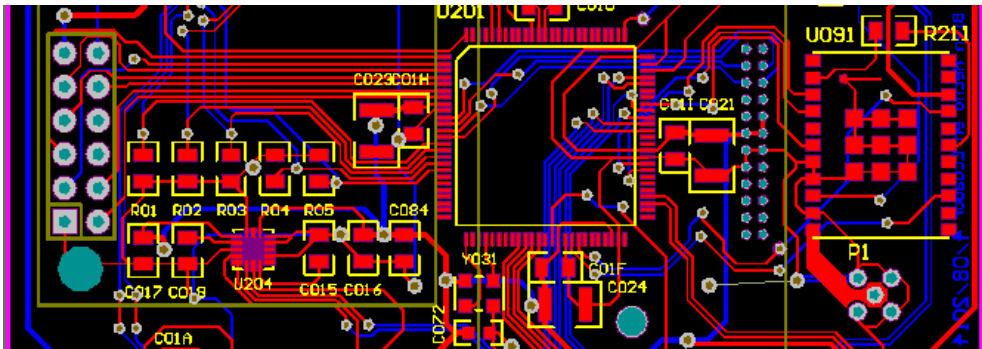


Figura 79. Parte central del diseño

En la figura anterior se pueden apreciar los siguientes componentes:

- R01: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- R02: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- R03: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- R04: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- R05: Resistencia de divisor de voltaje para conocer la carga de batería
- C017: Capacitor de ruido
- C018: Capacitor de ruido
- U204: Acelerómetro
- C015: Capacitor de ruido
- C016: Capacitor de ruido
- C084: Capacitor de ruido
- C023: Capacitor de ruido
- C01H: Capacitor de ruido
- C072: Capacitor de ruido
- Y031: Oscilador
- C01F: Capacitor de ruido
- C024: Capacitor de ruido
- C011: Capacitor de ruido
- C021: Capacitor de ruido
- P1: GPS
- U201: Procesador

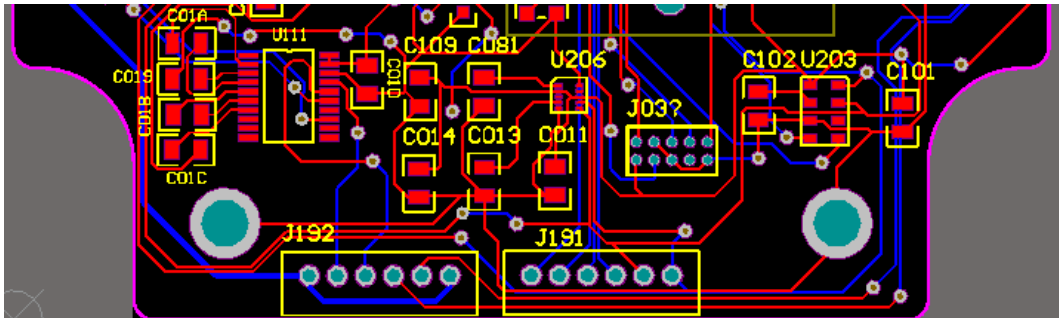


Figura 80. Parte Inferior del circuito

En la figura anterior se puede observar los siguientes componentes

- C01A: Capacitor de ruido
- C019: Capacitor de ruido
- C01B: Capacitor de ruido
- C01C: Capacitor de ruido
- U111: Max232
- C010: Capacitor de ruido
- C109: Capacitor de ruido
- C081: Capacitor de ruido
- C014: Capacitor de ruido
- C013: Capacitor de ruido
- C011: Capacitor de ruido
- U206: Magnetómetro
- J03: Conector de Programación
- J192: Conector a Cámara y Soporte
- J191: Conector a Controlador de Vuelo
- C102: Capacitor de Ruido
- C101: Capacitor de Ruido
- U203: Barómetro

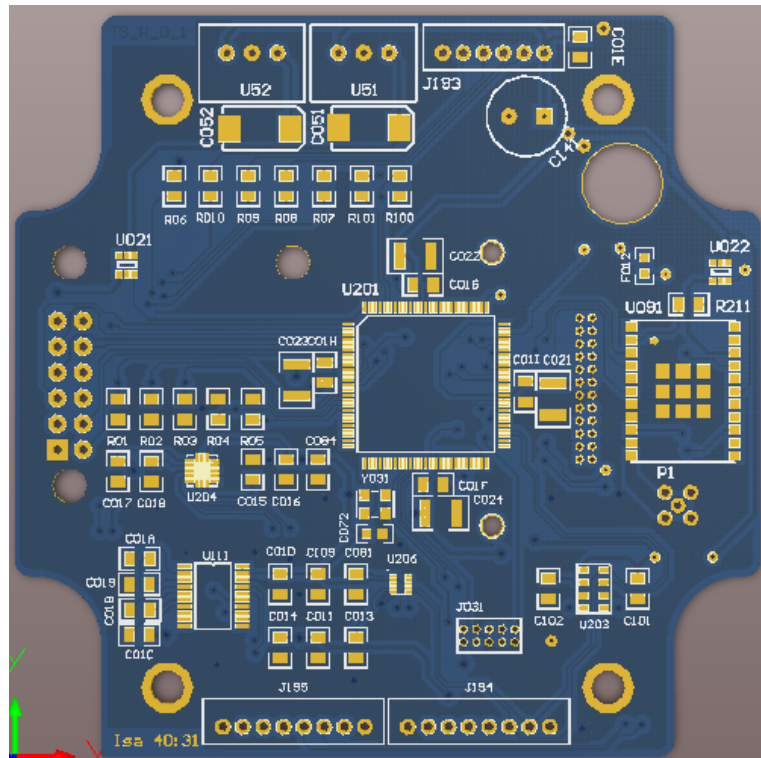


Figura 81. Simulación 3D de la PCB (Capa Superior)

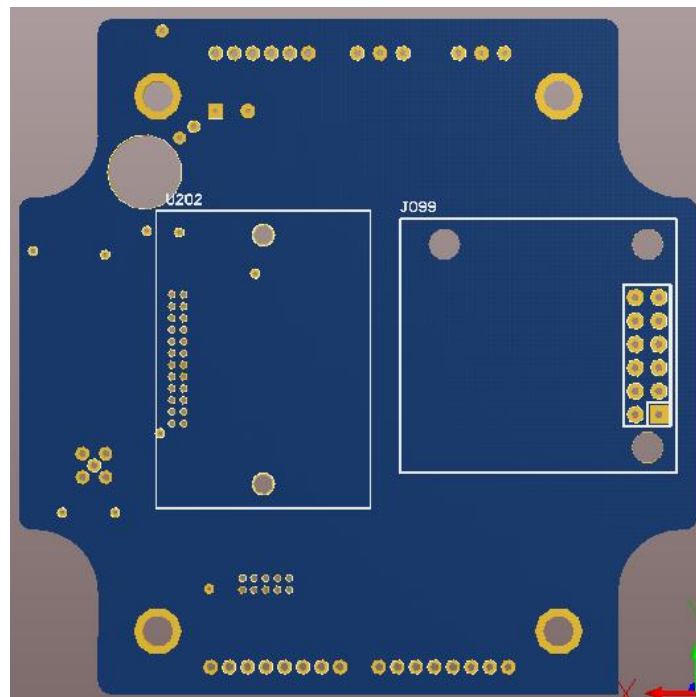


Figura 82. Simulación 3D de la PCB (Capa Inferior)

En la capa inferior se pueden apreciar el montaje de dos componentes los cuales son:

- J099: Conector a Bluetooth
- U202: Giroscopio

3.2.7 Fabricación del PCB

La Fabricación de la PCB se hizo por medio de la empresa de Microcircuitos en Cali:

La placa Fabricada se puede apreciar en la siguiente fotografía

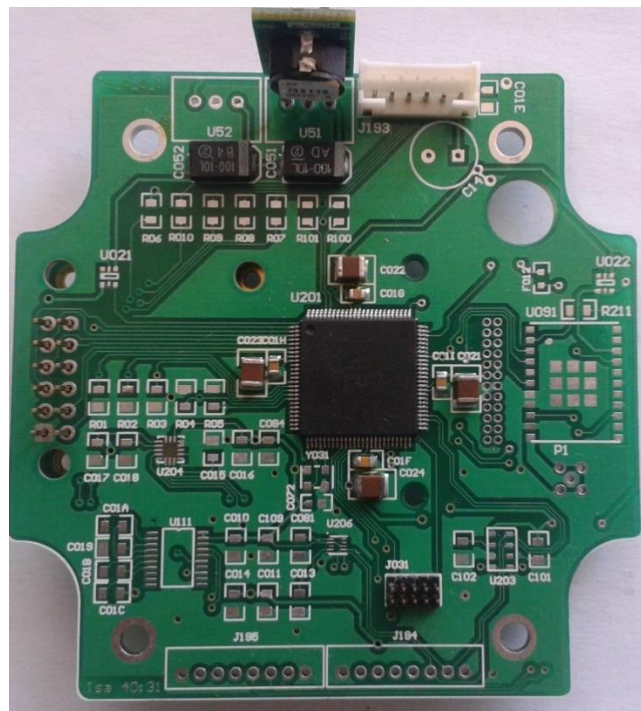


Figura 83. PCB con procesador, y elementos montados

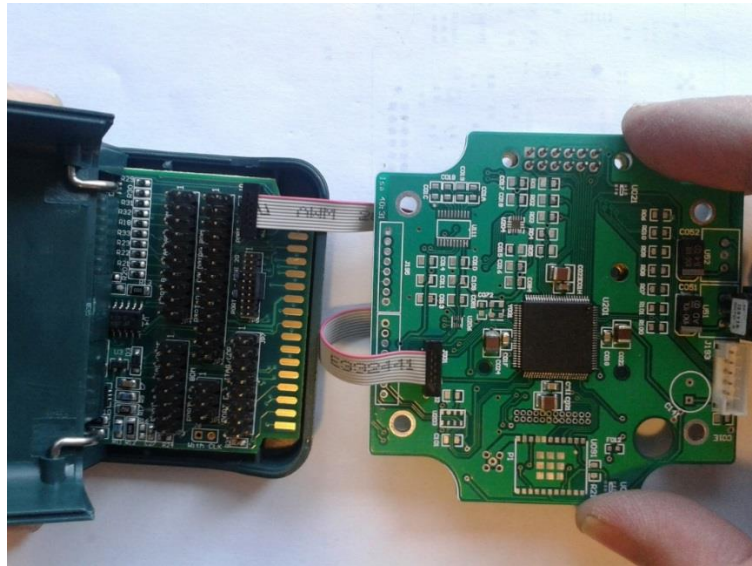


Figura 84. PCB conectada al programador

3.2.8 Montaje de los componentes electrónicos.

El Montaje de los elementos se lo hizo en laboratorio a mano, sin usar Stencil debido a que el Stencil solo será usado una vez que se empiece a producir en masa

A continuación se detallan las imágenes del montaje de los elementos:

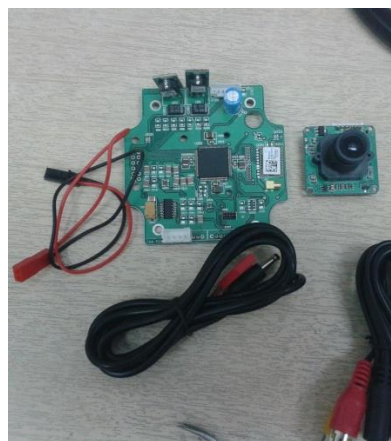


Figura 85. Placa PCb con los componente tanto de cámara como accesorios



Figura 86. Emisor y Receptor

3.2.9 Pruebas y resultados

Las pruebas que se hicieron fueron las siguientes:

- Prueba de montaje de Procesador:
En dicha prueba, se montó el procesador como se pueden apreciar en últimas imágenes de la sección 1.7
- Prueba de montaje de Elementos:
Se probó que todos los elementos coincidieran con los pads diseñados y que no presentasen ninguna irregularidad
- Pruebas de Continuidad:
Se realizó pruebas de continuidad en las líneas más críticas que fueron las de I2C, SPI y serial.
- Pruebas de Consumo:
Las pruebas de consumo eléctrico arrojaron los siguientes resultados

Tabla 10.

Tabla de pruebas

Prueba	Consumo (mA)	observaciones
Montaje solo procesador	5	Ninguna
Procesador y Bluetooth	10	Ninguna
P. + GPS + Bluetooth	25	Ninguna
P. + Sensores	35	Ninguna
P. + Secuencias de Programación	35 - 40	Ninguna
Procesador + Controlador de Vuelo (Multiwii) + Sistema de Potencia	35 – 65	Ninguna

En todas las pruebas los resultados fueron positivos y sin mayor problema. Las pruebas de comunicación del Bus I2C, SPI y Serial se exponen en la sección de Pruebas.

3.3 SISTEMA DE CONTROL

El sistema de control general es la sinergia de 4 controladores relacionados entre sí. Los cuales son:

- Control de Vuelo: Control que se encarga de los 4 movimientos del cuadricóptero (yaw, pitch, roll y throttle)

- Control de Altura: Control que dirige a la aeronave a las posiciones correctas de yaw, pitch y roll manteniendo un empuje constante en el cuerpo de la aeronave.
- Control de Posicionamiento: Control que alcanza y mantiene una posición tridimensional deseada sin que haya variación en el ángulo de yaw.
- Control de Trayectoria: Control sobre el centro de masa para el seguimiento de un camino calculado en 2 dimensiones sin variar ni velocidad ni aceleración a lo largo del mismo.

En esta sección presentamos los métodos usados para los 2 últimos controladores: de posicionamiento y de trayectoria. Los controladores de vuelo y altura fueron implementados por la Multiwii y se presenta de forma técnica.

3.3.1 Control de vuelo

Para el control de vuelo se utilizó la placa de control Multiwii 328p Mini Pro. La controladora está disponible en la tienda de hobbyking.

3.3.1.1 Especificaciones

La controladora Multiwii 328P Mini Pro tiene las siguientes especificaciones técnicas:

- Microcontrolador Atmega328P
- ITG3205 Giroscopio de 3 Ejes
- BMA180 Acelerómetro
- BMP085 Barómetro
- HMC5883L Magnetómetro
- Salida para el control de Cámara
- Fuente de poder de 3.3V regulada separada para sensamiento

- Conversor lógico de nivel

Especificaciones físicas:

- Dimensiones : 50x50x12 mm
- Montaje: Montaje estándar estilo MK. Agujeros de 45x45 mm
- Peso



Figura 87. Multiwii 328p Mini Pro

Fuente (multiwii.com, 2012)

3.3.1.2 Diagrama de conexión

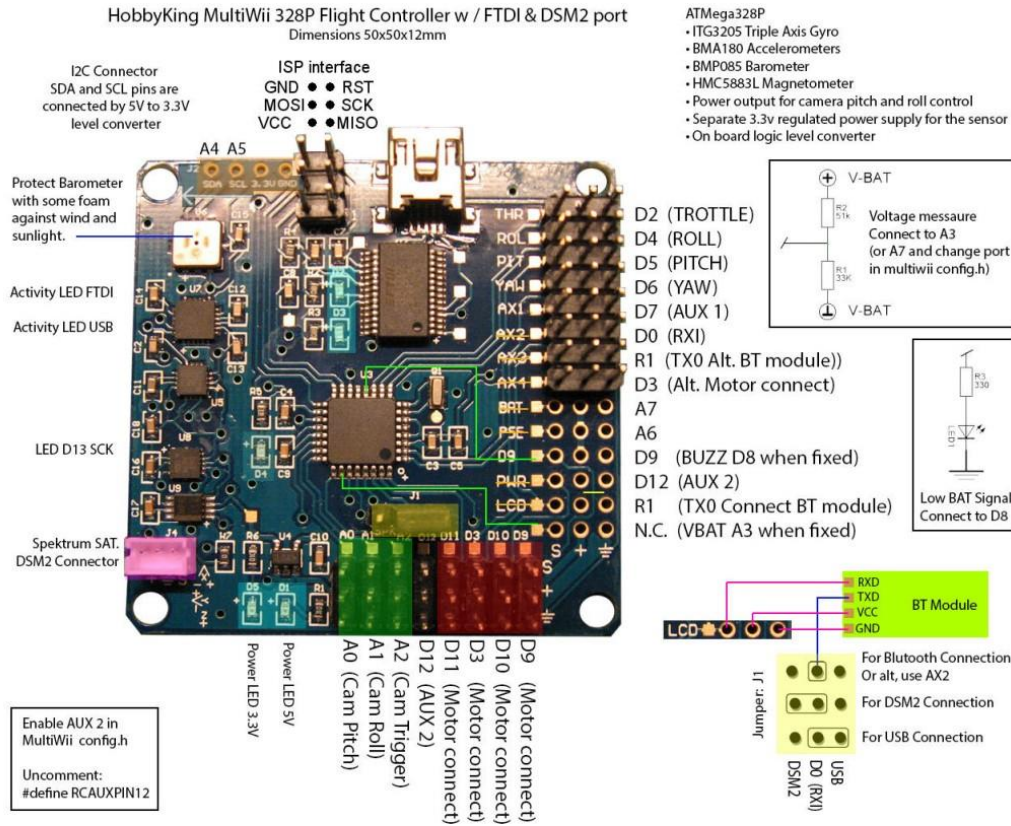


Figura 88. Diagrama de conexión

Fuente (multiwii.com, 2012)

3.3.2 Funcionamiento

La tarjeta Multiwii es normalmente usada en aeronaves a radio control. Viene programada con un controlador PID para los diferentes movimientos de vuelo. En la figura anterior se especifica las conexiones. En la parte derecha de la figura se pueden ver los pines de conexión de throttle, roll, pitch y yaw.

- Throttle: Movimiento de elevación
- Roll: Movimiento de Inclinación
- Pitch: Movimiento de Cabeceo
- Yaw: Movimiento de Guiñada.

Cada pin de conexión le indica al Atmega328p, cuál movimiento o combinación de ellos realizar y la potencia con la que debe realizarlos.

Las señales de entrada son pulsos PPM con un periodo de 20ms. Dentro de ese periodo, los 10 primeros milisegundos especifican la potencia que se desea para realizar el movimiento respectivo



Figura 89. Señal de PPM

Fuente (J. Pierre, 2008)

Por medio de esta señal se puede controlar los movimientos del Cuadricóptero.

Del conector J194 de la PCB de control central se conectan las 4 señales necesarias para que la Multiwii controle todo el vuelo de la aeronave.

3.3.2.1 Configuración

La controladora Multiwii 328p viene programada paramada para realizar un control PID de los tres principales movimientos: guiñada, inclinación y cabeceo. Por lo tanto es necesario configurar las constantes PID que permitan manejar a la aeronave de manera correcta.

Para la sintonización de las constantes es necesario el uso del programa MultiwiiConf_2_1 disponible en la página de Hobbyking en la sección de archivos.

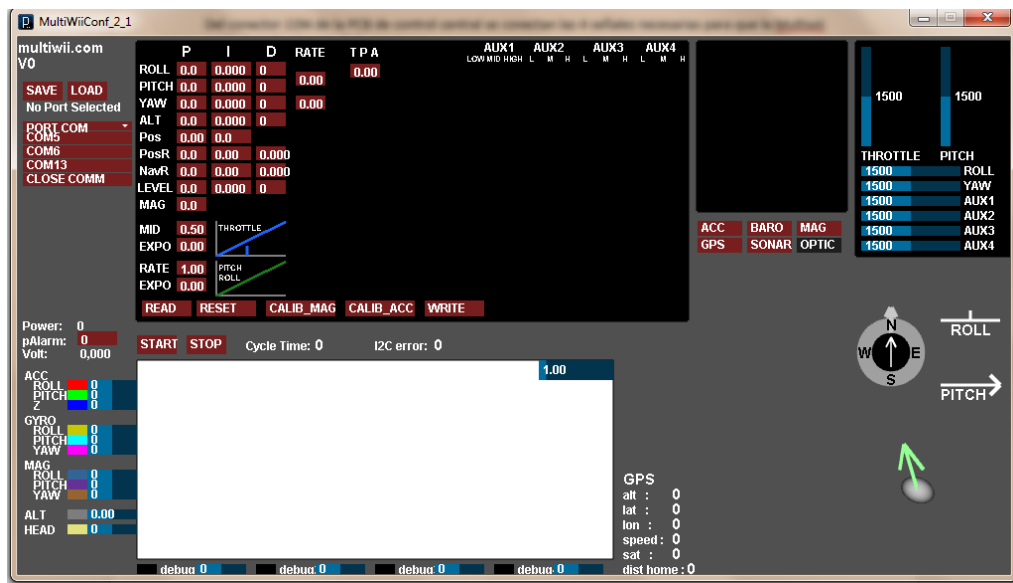


Figura 90. Interfaz de MultiwiiConf_2_1

A continuación la explicación de cada parte del programa de configuración.

RC rate and RC expo

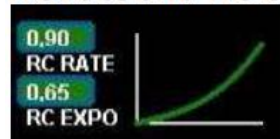


Figura 91. RC rate y RC expo

RC rate: define la sensibilidad de la aeronave ante los comandos de Pitch y Roll que vienen del control central. Si la aeronave es muy reactiva el parámetro original debe ser disminuido. Se aumenta el valor en caso contrario.

RC expo: define la una zona más suave cuando los comandos de Pitch y Roll están en el centro. Es posible tener una mejor precisión y amplitud con esta opción cuando los comandos están en la mitad.

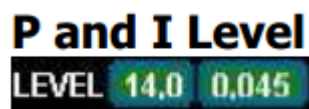


Figura 92. Nivel de P e I

Este parámetro define la influencia del acelerómetro propio de la multiwii cuando la opción de vuelo "Stable" está activada.

PITCH/ROLL/YAW PID and rate

	P	I	D	RATE
ROLL	4,0	0,030	15	0,00
PITCH	4,0	0,030	15	0,00
YAW	8,0	0,000	0	0,00

Figura 93. Constantes de movimientos

En este punto se puede cambiar las constantes de control k_p , k_i , k_d de acuerdo a cómo reacciona la aeronave.

La constante k_p es la que influye mucho más en el control y es la primera que debe ser determinada. En la sección de la determinación de constantes de control de vuelo

La opción de RATE es la que define qué tanta influencia tienen los propios sensores de la tarjeta. Mientras más alto el valor entre 0 y 1, la aeronave tendrá mayor dependencia de los comandos que vengan del controlador central. Por esta misma razón, los valores se dejaron en 0 para que la controladora pueda realizar un control independiente.

ALT and VEL PID

ALT	0,0	0,000	0
-----	-----	-------	---

Figura 94. PID de altura

Las constantes que aquí sean puestas influirán en el control de altura que tenga la multiwii.

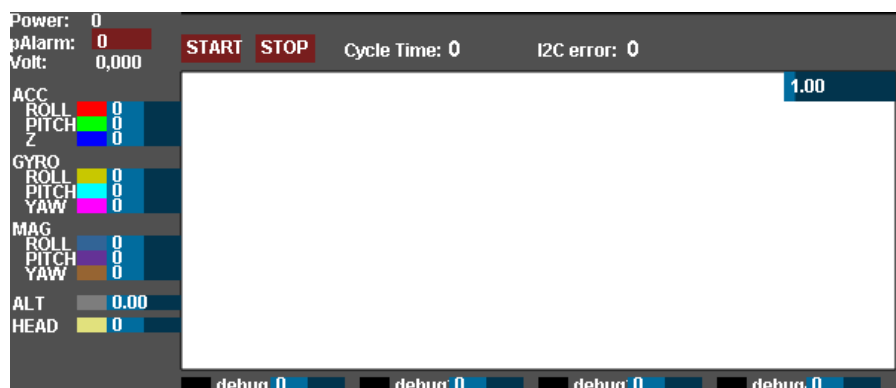


Figura 95. Señales de Sensamiento

Las señales de sensamiento se muestran en el recuadro blanco cuando la controladora está conectada a un computador.



Figura 96. Sensores activos

En la figura anterior se puede ver las curvas de los valores que arrojan los sensores desde la multiwii.

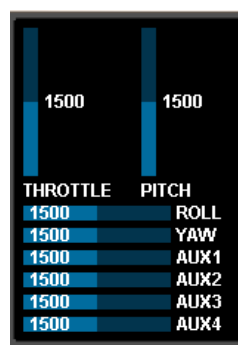


Figura 97. Señales PPM

Las señales de PPM también se muestran en el entorno de configuración de la multiwii. En la figura anterior se muestra la digitalización de las señales de control PPM que recibe la controladora.

Las Señales de PPM se digitalizan desde el número 1850 hasta el 2100 indicando el ángulo de incidencia respecto al movimiento que se comande desde el control central. En la siguiente tabla se muestran los movimientos respecto a los valores que se digitalicen.

Tabla 11.

Movimientos

Movimiento	Valores		
	<1500	1500	>1500
Pitch	Movimientohaciaadelante	Neutro	Movimientohaciaatras
Roll	Movimientohaciaizquierda	Neutro	Movimientohaciaderecha
Yaw	Movimientoensentido horario	Neutro	Movimientoensentidoantihorario

3.3.3 Modos de vuelo y Armado de Motores

La controladora tienen los siguientes modos de vuelo:

- Acro: Es el modo de vuelo por defecto en caso de que ningún modo sea seleccionado. Es el modo de acrobacia donde la incidencia de los sensores es nula, tal que todos los movimientos son explícitamente comandados.
- Angle: Es el modo de vuelo que mantiene siempre estable a la aeronave si las constantes del PID están correctamente sintonizadas.
- Horizon: Es el modo de vuelo que mezcla la estabilidad de vuelo del modo angle y la acrobacia
- Baro: Cuando es activado este modo de vuelo, la multiwii ejecuta un control de altura
- Mag: es el modo de vuelo que mantiene el posicionamiento del movimiento de guiñada sin cambio alguno

Los demás modos solo son posibles con otras versiones de Multiwii.

La selección de los modos de vuelo se hace por medio de una señal auxiliar y para su configuración se necesita escoger en qué punto se activa cada uno según la MultiwiiConf

	AUX1			AUX2			AUX3			AUX4		
	LOW	MID	HIGH	L	M	H	L	M	H	L	M	H
ARM			█									
ANGLE			█									
HORIZON												
BARO												
MAG												
HEADFREE												
HEADADJ												

Figura 98. Selección de Modo de vuelo

Cuando una opción está seleccionada, el recuadro se pinta de blanco. En la figura anterior el modo angle está seleccionado cuando la señal auxiliar 1 esté en alto.

Los motores pueden armarse o desarmarse de acuerdo a la opción seleccionada. En este caso, los motores empezarán a funcionar cuando la señal auxiliar esté en alto y si la señal de Throttle esté en bajo. Si la señal de Throttle no está en bajo, los motores no llegan a armarse.

3.3.4 Sintonización de constantes

La sintonización de constantes se realiza mediante el siguiente procedimiento

1. Poner los valores por defecto en los 3: yaw, pitch y roll. Los valores por defecto son los siguientes: $P=4$, $I=0.35$, $D=15$
2. Asegurar la aeronave de forma que pueda realizar los movimientos de pitch y roll sin volar. Es recomendable atar la aeronave con cuerdas a una altura prudente del suelo.
3. Aumentar el Throttle hasta que la aeronave empiece a volar
4. Una vez que la aeronave esté volando sujeta, empezar a aumentar el valor de la constante P en pitch y roll
 - a. El incremento en P debe ser de 0.5
 - b. Cada vez que se aumente el valor, debe probarse la reacción de la aeronave en Pitch y Roll.

- c. Incrementar el valor hasta que en los movimientos de Pitch y Roll la aeronave empiece a vibrar. Cuando empiece a vibrar se llega al punto máximo de control. A partir de este valor se disminuye el valor hasta que la aeronave se mueva de forma deseada.
5. Repetir el mismo procedimiento para las otras dos constantes.
6. En el caso de Yaw, de los valores obtenidos en Pitch y Roll, incrementar P en 2 unidades, I en 0.15 y disminuir D en 5.

Los valores que por experimentación se obtuvieron para un Vuelo controlado y estable fueron los siguientes

Tabla 12.

Constantes de Movimientos

Movimiento	P	I	D
Pitch	7.6	0.030	23
Roll	7.4	0.030	23
Yaw	9.8	0.45	0

3.3.5 Control de Altura

El Control de altura fue realizado por la Multiwii 328p Mini Pro. Para que la controladora pueda realizar dicho control, es necesario activar el modo de vuelo Baro El controlador de altura es PID y para sintonizar las constantes es necesario ejecutar el siguiente procedimiento:

1. Sujetar la aeronave de igual manera que se hizo para la sintonización de las constantes en el control de vuelo
2. Los valores de las constantes por defecto del modo de vuelo Baro son los siguientes: P=10; I=0.01; D=7

3. El valor más representativo es P. Se hace despegar la aeronave hasta que alcance un metro y medio de altura y se debe aumentar el valor de P hasta que la aeronave mantenga su altura
4. A medida que P aumenta, la controladora se guía más por los valores del barómetro que por la señal de Throttle.
5. Los valores de I y D deben ser encontrados hasta lograr un vuelo realmente estable.

Los valores que fueron hallados mediante la experimentación siguiendo el procedimiento anterior, fueron los siguiente: $P=17.$; $I=0.1$; $D=13$.

3.3.6 Control de trayectoria

El control de trayectoria se realiza mediante el siguiente procedimiento:

- El control central de la aeronave un vector entre la posición actual y la posición recibida desde la estación.

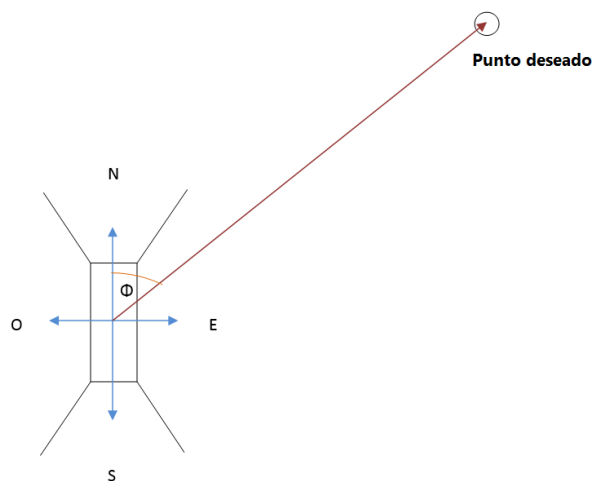


Figura 99. Cálculo de vector de trayectoria

- Mide el ángulo ϕ
- Realiza control PID de la señal de Yaw mediante la siguiente fórmula:

$$x(t) = KP * e(t) + KI \int e(t) + KD \frac{d(et)}{dt}$$

Donde:

KP = constante proporcional

KI = constante integral

KD = constante derivativa

El algoritmo de programación es el siguiente:

$$U(n) = KP * e(n) + KI * \left[\frac{(e(n) + e(n-1))}{2} * Ts + U(n-1) \right] + KD * \left(\frac{e(n) - e(n-1)}{Ts} \right)$$

En donde:

U(n) = el valor de PPM que se envía del control central a la Multiwii

KP = constante proporcional

e(n) = última muestra tomada del sensor

KI = constante Integral

e(n-1) = penúltima muestra

Ts = período de muestreo

U(n-1) = penúltimo valor de control

Kd = constante derivativa

- Verifica altura y ángulo corregido
- Inclina la aeronave en el ángulo de Pitch. El ángulo por experimentación que se pudo determinar que permite un correcto desplazamiento y mantenimiento de altura es de 22°
- Mientras se desplaza, verifica cada medio segundo, su altura y su ángulo de yaw. Cada verificación se corrige mediante el algoritmo PID. Si el ángulo ha cambiado debido a perturbaciones, se calcula el ángulo de inclinación de roll mediante el mismo algoritmo.

El algoritmo de programación anteriormente ejemplificado se verifica hasta que el cálculo de del vector sea igual a cero. En dicho momento inicia el control de posicionamiento.

Todos los códigos de programación están anexados, considerando que se utilizaron funciones propias de la empresa incluidas en librerías propias.

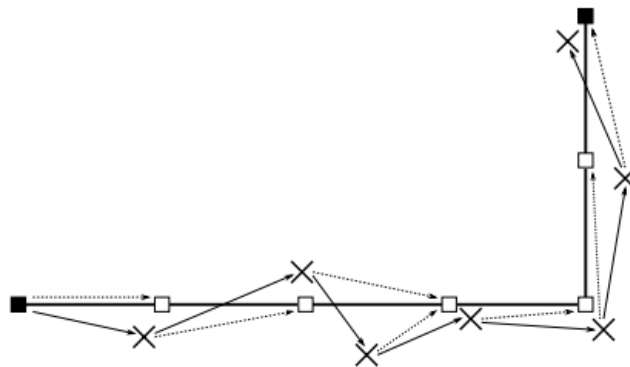


Figura 100. Ejemplo de seguimiento de trayectoria con perturbaciones

3.3.6.1 Control de Posicionamiento

El control de posicionamiento sigue el mismo control anterior. La diferencia es que corrige los ángulos de pitch y roll en vez de yaw en el siguiente procedimiento:

- Una vez llegado al punto geográfico especificado, se calcula el vector de error de posición.
- Se calcula el ángulo mediante el algoritmo de control PID.
- Se corrige la posición de acuerdo al vector de error, enviando la señal a pitch y roll.
- Se controla la altura
- Se controla la posición hasta que se reciba la señal de otra posición o de retorno al lugar de despegue.

3.4 MONTAJE

El montaje se lo realiza una vez que se tuvieron todas la piezas listas, idénticas al modelo previamente simulado. Las uniones y montajes de la estructura en si se la realizo con remaches, ya que estos son fijos y no se corre el peligro de un desprendimiento.



Figura 101. Remaches metálicos para el ensamble



Figura 102. Brazo de aeronave



Figura 103. Brazos de aeronave

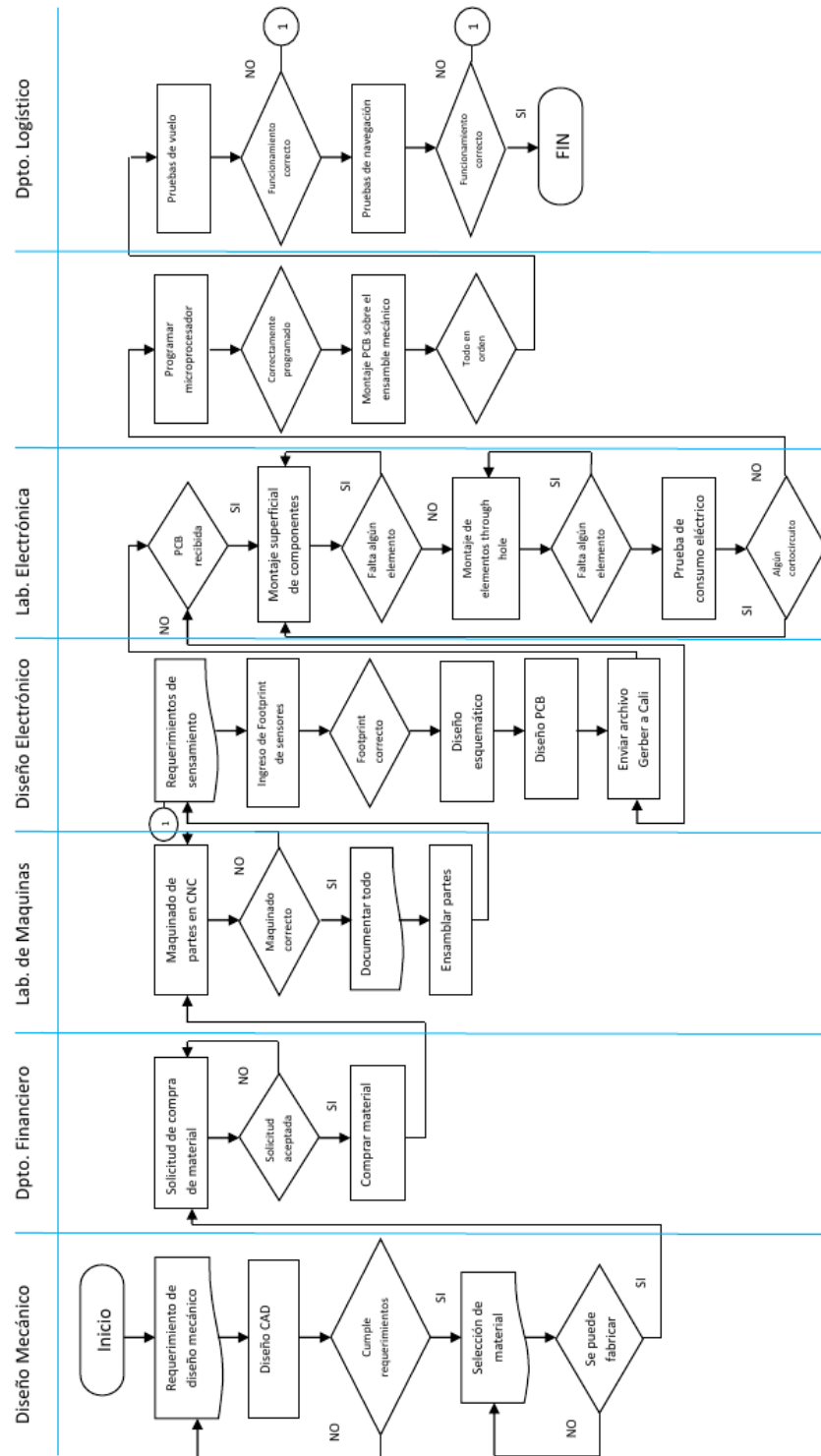


Figura 104. Diagrama de flujo de montaje



Figura 105. Brazos y perfiles laterales.



Figura 106. Estructura completa con placas superior e inferior

3.5 PRUEBAS

3.5.1 Pruebas de vuelo del cuadricóptero ensamblado.

El cuadricóptero originalmente está diseñado para realizar vuelos mediante un control y manejo de una multiwii además de un PCB para los controles y un receptor bluetooth, el mismo ha sido modificado para que pueda ser comandado desde un computador y que cumpla las órdenes dadas por un algoritmo para de esta forma poder realizar el seguimiento de su trayectoria.

Al realizarse el ensamblaje del cuadricóptero, como se puede observar en la Figura, se puede notar que se tuvo que economizar mucho tanto en espacio como en peso para que el cuadricóptero pueda elevarse, cabe destacar que las placas fueron realizadas con elementos de montaje superficial para lograr reducir el tamaño de la misma para de esta manera lograr lo indicado anteriormente.



Figura 107. Partes constitutivas del cuadricóptero.

El peso del cuadricóptero con los dispositivos adicionales, es decir del tren de aterrizaje y el soporte con la cámara contrastado con el peso del cuadricóptero sin estas placas se muestra en la Tabla siguiente:

Tabla 13.

Tabla de pesos de prueba del sistema

PESO DEL CUADRICÓPTERO SIN DISPOSITIVOS ADICIONALES	3,05 kg
PESO DEL CUADRICÓPTERO CON DISPOSITIVOS ADICIONALES	3,63 kg

Diferencia entre los pesos del cuadricóptero original y el acondicionado es de 0.58 kg.

Otra prueba que se realizó es del tiempo de vuelo durante el cual las hélices del cuadricóptero conservan su forma original sin deformarse ni pandearse, éste es un punto crítico para el vuelo ya que si las hélices no se encuentran en un estado óptimo el cuadricóptero no podrá elevarse, en ese estado las hélices son totalmente rectas y sin protuberancias en sus bordes.



Figura 108. Hélices antes del primer vuelo



Figura 109. Hélices después de 15 horas de vuelo

El tiempo de vuelo óptimo acumulado de un juego de 4 hélices muestreado en diferentes juegos de hélices se detalla en la Tabla siguiente:

Tabla 14.

Tiempo de vuelo útil de hélices

	TIEMPO DE VUELO ACUMULADO
JUEGO 1	8 horas 56 min
JUEGO 2	9 horas 15 min
JUEGO 3	10 horas 34 min
JUEGO 4	15 horas 17 min

Cada juego de hélices fue nuevo, alineado y balanceado con el cual el cuadricóptero volaba de la mejor manera y luego del tiempo de vuelo que se indica en la Tabla anterior se presentaron anomalías en el comportamiento del mismo, de esta tabla se puede estimar un tiempo medio de vida útil de las hélices del cuadricóptero. Durante un tiempo de vida útil estimado de 8 horas y 56 minutos de vuelo el cuadricóptero se comporta de una forma óptima en la cual se puede realizar el seguimiento de trayectoria óptima, ya que de otra forma el cuadricóptero tiene comportamientos anómalos que no permiten el correcto desenvolvimiento del algoritmo de control.

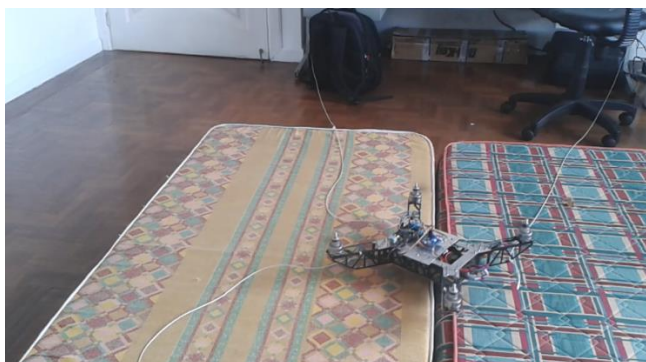
3.5.2 Pruebas de calibración y armado de motores

Figura 110. Cuadricóptero sujeto para pruebas

Antes de las pruebas en campo abierto y una vez que pasaron las pruebas de peso y de hélices, las pruebas de calibración de motores tanto para el control de PID en todos los movimientos se montó sujeciones y una base para evitar los golpes del sistema total.

3. 5. 3 Prueba de vuelo y adquisición de imagen

Se sobrevoló el área elegida en varios intentos; las primeras veces se realizó con la protección construida al cuadricóptero, posteriormente esta fue removida obteniendo así un mejor desempeño en el vuelo; gracias a esto el cuadricóptero logró una mayor altura. Finalmente se realizó la adquisición de imágenes aéreas por medio del cuadricóptero.

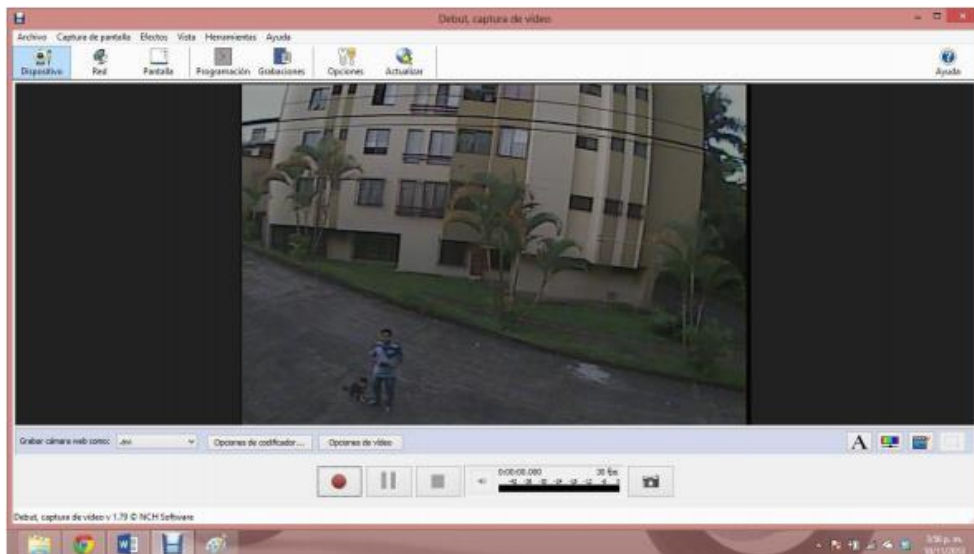


Figura 111. Toma de imágenes a 7 metros de altura con cuadricóptero

La figura anterior muestra la prueba del vuelo del cuadricóptero con la protección, esta se realizó en campo abierto cerca de las instalaciones de la empresa.



Figura 112. Imágenes tomadas a 9 metros de altura



Figura 113. Imágenes tomadas a 6 metros altura



Figura 114. Imágenes tomadas a 15 metros de altura



Figura 115. Sistema de vigilancia a 15 metros de altura

La figura anterior muestra un poco de la capacidad de vuelo del cuadricóptero, en esta prueba se llegó a una altura considerada en 15m, esto fue posible gracias al desarme de la protección del cuadricóptero y la instalación de una batería más ligera, lo que redujo considerablemente su peso. Aún no se ha determinado la altura máxima que puede alcanzar por motivos de seguridad y comunicación.

3.6 RESULTADOS

Después de haber sido fijada la estructura por completo, se procedió a la implementación de todos los elementos adicionales, en este caso motores, hélices, baterías, ESc y placas controladores con sus respectivas sujeciones, llegando al resultado final.



Figura 116. Estructura Completa con elementos adicionales.



Figura 117. Soporte de cámara acoplado a la estructura

CAPITULO IV

ANÁLISIS ECONÓMICO Y FINANCIERO

Se pudo lograr la construcción de un dispositivo de costo moderado y altas prestaciones en comparación con conversiones económicas existentes en el mercado. La principal ventaja de este dispositivo es su arquitectura, ya que la misma al poseer distintos módulos, permite el desmontaje de los mismos en caso de reparaciones o cambio de repuestos. Todos los elementos del dispositivo están disponibles en el mercado, esta arquitectura también es la que mejor se adapta al ámbito de la investigación, debido a que en este entorno se necesita tener control sobre todos los parámetros del sistema en el cual se hacen pruebas y para esto es necesario que los circuitos estén disponibles.

4.1 PRESUPUESTO DE INVERSIÓN

Tabla 15.

Presupuesto de Inversión

Lista de Componentes				
Ítem	Cantidad	Costo \$	Total \$	Proveedor
PCB con componentes	1	275	275	Fabricada
Multiwii Pro	1	67,5	67,5	Hobbyking
Juego de hélices	1	5	5	Hobbyking
Motores	4	31,86	127,44	Hobbyking
ESC	4	7,99	31,96	Hobbyking
Estructura	1	60	60	Fabricada
Batería	3	74,99	224,97	Hobbyking
Cargador de baterías	1	49,99	49,99	Hobbyking
Shield Xbee	1	25,35	25,35	Hobbyking
Cámara	1	450	450	Amazon
Soporte de Cámara	1	223,99	223,99	Amazon
tren de aterrizaje	1	40,5	40,5	Amazon
Total Dólares		1581,7		

4.2 COSTO OPERATIVO

Son aquellos desembolsos realizados por el establecimiento en la obtención de servicios y materiales de oficina, para la operación del establecimiento, y se los ha clasificado de la siguiente forma:

- Trabajos de reparación y mantenimiento
- Fletes y gastos de transporte
- Energía eléctrica comprada
- Combustibles y lubricantes

Comisiones pagadas a terceros.- Son los pagos que realiza el establecimiento a vendedores, comisionistas y agentes que, sin ser personal de planta del establecimiento, realizan trabajos por los cuales reciben comisiones.

Alquileres.- Son los pagos que efectúa el establecimiento por arrendamiento de terrenos, edificios, oficinas, maquinarias, vehículos, etc., utilizados en la actividad que desarrolla.

Publicidad.- Son los pagos por concepto de publicidad y propaganda, realizados por el establecimiento. Incluyen las muestras gratis a clientes.

Gastos de viajes, viáticos y movilizaciones.- Se refieren a los pagos realizados por el establecimiento en concepto de gastos de hospedaje, alimentación y movilización de los empleados que tienen que realizar viajes, fuera de su lugar habitual de trabajo, a nombre del establecimiento.

Primas de Seguro (robo, incendio y otros sobre bienes). Son los pagos que realiza el establecimiento para proteger, contra cualquier tipo de siniestro, las instalaciones, equipo, muebles y enseres.

Honorarios profesionales (jurídicos, contables y otros profesionales no de planta).- Se refieren a los pagos que reciben los profesionales que no

tienen relación de dependencia con el establecimiento, pero que realizan eventualmente trabajos para el mismo.

Comunicaciones (correo, teléfono, telégrafo, télex, etc.).- Son los pagos que realiza el establecimiento por todos aquellos servicios de comunicación utilizados.

Agua.- Es lo pagado por consumo de agua.

Trabajos de fabricación hechos por terceros.- Son los pagos que realizó el establecimiento en beneficio de las empresas que ejecutaron labores de producción de bienes, con materia prima de aquel establecimiento.

Materiales de oficina (útiles y materiales de oficina cuya duración es menor de un año).- Son los pagos que realiza el establecimiento por todos aquellos útiles de oficina empleados.

Gastos financieros: lo correspondiente a comisiones, dividendos y demás cargos y pagos por realiza

Todos estos gastos han sido considerados en porcentual al gasto de la empresa con respecto a lo utilizado para la elaboración de este proyectado por el periodo de 10 meses.

Tabla 16.

Costos operativos

Gasto Operativo	Costo (\$)
Trabajos de reparación	100.00
Trabajos de mantenimiento	300.00
Fletes y gastos de transporte	250.00
Energía eléctrica comprada	270.00
Combustibles y lubricantes	60.00
Comisiones pagadas a terceros	50.00
Alquileres	450.00
Publicidad	30.00
Gastos de viajes, viáticos y movilizaciones	25.00
Agua	50.00

4.3 Análisis de Costo/Beneficio

4.3.1 Análisis Comparativo

Para el análisis del costo/beneficio se optó por la comparación del sistema de vigilancia planteado con uno disponible en el mercado en el exterior, ya que de esta manera podremos resaltar las características que hacen único a nuestro sistema de vigilancia.

4.3.1.1 Cuadricóptero WL Toys V959 con Cámara



Figura 118. Cuadricóptero WL Toys V959 con Cámara

Fuente (techmez.com, 2015)

El V959 es un Cuadricóptero con cámara que destaca por su atractivo diseño de construcción y estilo. Su relación calidad – precio es una de las mejores en el mercado de drones, avalada por muchos usuarios contentos con su adquisición.

Cuenta con una cámara integrada que puede ser controlada desde la emisora. Este cuadricóptero está listo para volar una vez desempaqueado de la caja y permitirá a su propietario disfrutar de horas de vuelo.

Algunas características importantes:

- Cuenta con una función especial para mantener el equilibrio y estabilidad del cuadricóptero

- Tan solo necesita 1.5 horas para cargar su batería.
- Posee una autonomía de vuelo de 10 minutos y un alcance de 50 metros.
- Para capturar vídeo y fotos tiene un transmisor de 2.4G.

4.3.1.2 DJI Phantom 2 Vision Cuadricóptero con cámara FPV integrada



Figura 119. DJI Phantom 2 Vision

Fuente (techmez.com, 2015)

Es uno de los mejores modelos de cuadricóptero con cámara montado en kit que existe en el mercado. La marca reconocida DJI es sinónimo de calidad y ofrece sensaciones de vuelo excelentes a cualquier tipo de usuario.

En cuanto al precio, no es de los drones más baratos debido a todas las características que posee y que lo hace un modelo único en el mercado.

Algunas características importantes:

- Integra una potente cámara de 14 MP y con capacidad para grabar vídeo a 1080p.
- Incluye baterías de larga duración e intercambiables con indicador de carga.
- Permite vídeo en streaming a través de WIFI.

4.3.1.3 DJI Phantom Aerial UAV Drone Cuadricóptero para GoPro



Figura 120. DJI Phantom Aerial UAV

Fuente (techmez.com, 2015)

Con respecto al DJI Phantom 2 Vision, este modelo ofrece la ventaja de ser más económico y de poderle adaptar más adelante una cámara profesional GoPro.

Algunas características importantes:

- Vuelo con seguridad por tener tecnología de posicionamiento por GPS.
- Posibilidad de adquirir una cámara como la GoPro después de realizar la compra de este cuadricóptero.
- Funciona perfectamente con GoPro modelos Hero2, Hero3 y Hero 3+.

4.3.1.4 UDI U818A 2.4GHz 4 Canales



Figura 121. UDI U818A 2.4GHz 4 Canales

Fuente (techmez.com, 2015)

El modelo UDI U818A por su bajo precio y calidad en materiales se puede considerar un top en el mercado de cuadricópteros, dirigido a usuarios principiantes. Dispone de buenos informes y calificaciones por parte de usuarios de Amazon.

Algunas características importantes:

- Dispone de cámara FPV para la grabación de vídeos y captura de fotos en vuelo.
- Tiene 4 canales de función para proporcionar un vuelo fácil y estable.
- Batería de alta capacidad y potentes motores permiten que este cuadricóptero vuele más tiempo y de manera más eficiente.
- Distancia remota de vuelo de 30 metros.
- Su diseño permite un montaje sencillo y realizar reparaciones sin dificultad

De acuerdo a todas estas características planteadas presentamos una tabla de costos de los mismos a continuación:

Tabla 17.

Tabla de modelos de cuadricópteros en el mercado

Modelo	Costo (\$)
Cuadricoptero WL Toys V959 con Camara	350.00
DJI Phantom 2 Vision Cuadricoptero con camara FPV integrada	1400.00
DJI Phantom Aerial UAV Drone Cuadricoptero para GoPro	2500.00
UDI U818A 2.4GHz 4 Canales	4700.00

Tomando en cuenta que el control de todas estas aeronaves es a control remoto, y ninguna cuenta con un software de rastreo y posicionamiento

automático en comparación a nuestro sistema de vigilancia se realiza una tabla de costo beneficio:

Tabla 18.

Costo/beneficio

Modelo	Costo	Sistema de Navegación diseñado	Costo/Beneficio
Cuadricoptero WL Toys V959 con Camara	350.00	1581.70	1231.7
DJI Phantom 2 Vision Cuadricoptero con camara FPV integrada	1400.00	1581.70	381.7
DJI Phantom Aerial UAV Drone Cuadricoptero para GoPro	2500.00	1581.70	919.30
UDI U818A 2.4GHz 4 Canales	4700.00	1581.70	3118.3

Con respecto a la tabla anterior podemos concluir que el costo beneficio es mucho mayor en comparación con los modelos de drones antes mencionados, y aún más recalcando que el material de la estructura diseñada para este sistema de navegación se encuentra disponible en el mercado, con un tiempo de autonomía mucho más elevado, y siendo netamente de producción nacional con un diseño propio.

CAPITULO V

Conclusiones y Recomendaciones

CONCLUSIONES

- Durante el acercamiento a los vehículos aéreos no tripulados, se hizo conciencia de las innumerables prestaciones que estos pueden ofrecer; este proyecto sienta bases y herramientas para continuar la creación de aplicaciones que los estudiantes de la carrera de Ingeniería en Mecatrónica pueden explorar, la integración de diferentes tecnologías hacen que el desarrollo de estos vehículos sea una rama sinérgica a las diferentes ingenierías.
- El cuadricóptero se adecuó perfectamente a las necesidades del proyecto, lo que permite concentrarse en el sistema de control de seguimiento autónomo y la instrumentación a implementar, ya que su estabilidad de vuelo es buena debido a la tecnología de navegación embebida en el cuadricóptero.
- El cuadricóptero tiene un diseño tanto electrónico como mecánico lo suficientemente robusto como para soportar golpes y caídas moderadas, que se presentan al ser manejados por usuarios sin la suficiente experiencia. Cualquier anomalía que se presente, sin haber puesto en riesgo la integridad del mismo, es producto de fallas aerodinámicas resultado de choques, caídas o deformación de las hélices.
- La etapa de pruebas y verificación de cada subsistema del cuadricóptero resultó de gran importancia y ayuda para entender mejor su funcionamiento y corregir los errores de diseño que se realizaron inicialmente. De esta manera, a la hora de ser integrados se tiene un mayor nivel de confiabilidad de que van a funcionar correctamente.

- El desarrollo de un proyecto multidisciplinario como el presente, requiere de mucho tiempo de planificación, desarrollo, seguimiento y control necesarios para obtener un prototipo con las características y especificaciones definidas
- Los motores sin escobillas mostraron un desempeño superior al esperado, al trabajar en conjunto con sus respectivos controladores electrónicos de velocidad. Estos motores poseen una relación potencia efectiva/peso mucho más elevada que su contraparte con escobillas.
- La elección y balanceo correcto de las hélices de los motores, además que la forma seleccionada de la estructura resulta fundamental para el buen funcionamiento del sistema, ya que provoca menos vibración en el sistema, y un vuelo más estable.

RECOMENDACIONES

- Es importante dar mantenimiento preventivo a las partes constitutivas del cuadricóptero para asegurar un vuelo estable, este mantenimiento se puede enfocar en el enderezamiento de las hélices y en poner aceite en el eje del motor para evitar que la fricción desgaste la guía del mismo.
- El buen uso de las baterías LiPo, tanto en su carga como descarga, asegura una vida útil prolongada de lo contrario éstas empiezan a inflarse y reducir su capacidad de carga, tornándose en un punto nocivo para la salud y para el ambiente.
- La adquisición de imágenes abre puertas a herramientas como el procesamiento digital de imágenes y la automatización de estos vehículos, gracias a este proyecto se logra adquirirlas desde un cuadricóptero con un alcance teórico de 1000 metros radiales en campo abierto, imagen que es captada en el computador y se deja dispuesta a cualquier tipo de tratamiento digital, la adquisición es asistida por una cámara Sony de alto desempeño y prestaciones

mínimas para realizar vuelos no tripulados, se implementa la comunicación del mando para poder pilotar desde cualquier dispositivo que sea reconocido como tal por el computador.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] A., A. (s.f.). *Vehículos aéreos no tripulados, descripción y capacidades para*. Obtenido de <http://www.escriint.cl/php/contenido/UAV%20CORREGIDO.pdf>
- [2] *Ar Drone Flyers*. (s.f.). Obtenido de Foro arregla tus propias hélices: <http://www.ardrone-flyers.com/forum/viewtopic.php?f=13&t=3375>
- [3] *Ascending Technologies*. (s.f.). Obtenido de Cuadricóptero Hummingbird: <http://www.asctec.de/uav-applications/research/products/asctechummingbird/>
- [4] Barrientos A., D. C. (2012). Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. *Proyecto de Titulación*. España: Universidad Politécnica de Madrid.
- [5] Brito J., V. D. (2009). Design of a Quadrotor Prototype. *Proyecto de titulación*. Portugal: Universidad Técnica de Lisboa.
- [6] *Defense Program Acquisition News "Unmanned Aerial Vehicles News"*. (s.f.). Obtenido de <http://www.defenseindustrydaily.com>
- [7] *Draganfly Innovation*. (s.f.). Obtenido de Cuadricóptero Dragan Flyer: <http://www.draganfly.com/uav-helicopter/draganflyer-x4p/>
- [8] *Dty Drones*. (s.f.). Obtenido de El Arducóptero: <http://code.google.com/p/arducopter/wiki/ArduCopter>
- [9] *E-Radicontrol*. (s.f.). Obtenido de Foro de circuitos electrónicos de radio frecuencia: <http://www.e-radiocontrol.com.ar>.
- [10] *FlightGlobal*. (s.f.). Obtenido de Blog acerca de UAVs micro: <http://www.flightglobal.com>.
- [11] *Foro Defensa Chile*. (s.f.). Obtenido de Chile Adquiere UAV Pioner de combate: <http://foro-chiledefensa.foro-chile.net>.
- [12] *Giro Club Pamplona*. (s.f.). Obtenido de Historia del autogiro, máquina de los hermanos Richet : <http://www.autogiroescuela.com>
- [13] *Hoja de Datos*. (s.f.). Obtenido de Atmel Atmega 164P: <http://www.atmel.com/Images/doc7674.pdf>
- [14] *Hoja de Datos*. (s.f.). Obtenido de Xbee Pro Series 1: http://www.digi.com/pdf/ds_xbeemultipointmodules.pdf.

- [15] *Hoja de Datos* . (s.f.). Obtenido de Receptor infrarrojo TSOP32438: <http://ec.mouser.com/ProductDetail/Vishay-Semiconductors/TSOP32438SS1V/?qs=sGAEpiMZZMsj2w6QBC0lctknjYSQM97y>
- [16] *IAPPS S.A.* (s.f.). Obtenido de Características del Parrot A.R. Drone: <http://iapps.scenebeta.com/noticia/ar-drone-el-cuadrocoptero-teledirigidopor-tu-iphone-ipod-touch-ipad>
- [17] *International Defence Update Magazine*. (s.f.). Obtenido de Blog acerca UAVs mini: <http://defense-update.com>.
- [18] K., O. (2002). *Sistemas de Control en Tiempo Discreto*. México: Editorial Prentice Hall Hispanoamericana.
- [19] Krajnik T., V. V. (2011). *AR-Drone as a Platform for Robotic*. United States.
- [20] Mayorga, R. (2009). Sistema de Navegacion para Vehiculos Aereos Cuadricopteros. *Proyecto de titulacion en Ingenieria Tecnica Aeronautica*. España: Universidad Politecnica Superior de Cataluña.
- [21] Nadales, C. (2009). Control de un Quadrotor mediante la plataforma Arduino. *Proyecto de titulación en Ingeniería Técnica de Telecomunicaciones*. España: Universidad Politécnica Superior de Cataluña.
- [22] Nat. (s.f.). *Nation States*. Obtenido de Foro de tecnología UAV: <http://forum.nationstates.net>
- [23] Parrot. (s.f.). *Especificaciones Cuadricóptero Parrot A.R. Drone*. Obtenido de <http://www.parrot.com>
- [24] Pierre J., C. F. (s.f.). *The Navigation and Control technology*. Obtenido de <http://cas.ensmp.fr/~petit/papers/ifac11/PJB.pdf>
- [25] *Techmez*. (s.f.). Obtenido de Foro nuevas tecnologías en UAV: <http://www.techmez.com>.
- [26] *The Forum of the Americas, Diálogo*. (s.f.). Obtenido de “Vehículos Aéreos no tripulados para vigilar las costas ecuatorianas”: http://www.dialogoamericas.com/en_GB/articles/rmisa/features/region_al_news/2011/10/17/ecuador-unmanned-aircraft

ANEXOS