

*ESCUELA DE INGENIERIA MINERA E INDUSTRIAL DE
ALMADÉN*



DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y CONTROL DE UN DRONE AÉREO

UNIVERSIDAD DE CASTILLA - LA MANCHA

GRADO EN INGENIERÍA ELÉCTRICA

Autor: **Emilio José Giménez de los Galanes Espinosa**

Director: **Dr. Javier Alonso Albusac Jiménez**

Curso 2015 - 2016

*"A lo largo del espacio hay energía... Es una
mera cuestión de tiempo hasta que los hombres
tengan éxito en sus mecanismos vinculados al
aprovechamiento de esa energía".*

Nikola Tesla

AGRADECIMIENTOS

Este Trabajo Fin de Grado representa para mí la culminación de muchos años de estudio. Quiero dar las gracias a todos los que han estado a mi lado durante este tiempo y han hecho posible que haya llegado hasta aquí.

En primer lugar, quiero dar las gracias a mis padres y hermanos por su apoyo, paciencia y confianza a lo largo de mi vida. Gracias Matías por tus aclaraciones sobre Arduino.

A María Luisa, mi pareja, por sufrirme en los malos momentos y disfrutar junto a mí en los buenos. Gracias por darme fuerza cuando todo parecía imposible. Ahora nos toca iniciar nuevos proyectos y desafíos juntos.

A mi tío José León, por poner a mi disposición lo que he necesitado.

A mi abuela Carmen (q.e.p.d.), porque sé que habría estado muy orgullosa de mí.

A los padres de mi pareja, por confiar en mí desde el principio.

A Pedro Prado, Vicente Ballesteros y José Luis Tena, por vuestra gran ayuda en los momentos más difíciles. Sin vosotros no hubiera sido posible.

A mis amigos de Daimiel, por seguir ahí a pesar del poco tiempo que os he dedicado.

A mi tutor del TFG, Doctor Javier Alonso Albusac, por darme la oportunidad de realizar este Trabajo Fin de Grado, por su orientación a lo largo de este proyecto así como por su buena disposición a la hora de resolver los problemas que han ido surgiendo durante la elaboración de este trabajo.

A la comunidad educativa de la EIMIA, por todo lo aprendido de ellos.

Al pueblo de Almadén, por hacerme sentir como uno más del pueblo.

Y en general a todos los que me brindaron su apoyo en algún momento de mi carrera, que han sido muchos.

¡Muchas gracias a todos!

Almadén, Enero de 2016

RESUMEN

El presente trabajo fin de grado versa sobre el diseño, construcción y posterior control de un vehículo aéreo no tripulado, concretamente un cuadricóptero eléctrico, con control de estabilidad autónomo, grabación y emisión de vídeo y emisión de telemetrías. Se ha elegido este proyecto debido a su multidisciplinaridad, pues en las diferentes partes que lo componen se han utilizado conocimientos adquiridos en la mayoría de asignaturas cursadas en el Grado en Ingeniería Eléctrica. Hasta conseguir llegar a volar con el cuadricóptero, se ha tenido que realizar una investigación previa, repasando la historia de los vehículos autónomos no tripulados y analizando los diferentes tipos de componentes que forman un cuadricóptero. Además, se han calculado un modelo físico y un modelo matemático, obteniendo las ecuaciones que representan al drone. Una vez analizados todos los componentes, se ha construido el drone, justificando la elección de las piezas adquiridas. Tras la construcción del drone, se ha programado la tarjeta controladora, explicando y justificando la acción de control que ejecuta y realizando una simulación mediante *Simulink*, utilizando las ecuaciones obtenidas en los modelos físico y matemático. Tras configurar los dispositivos que forman el cuadricóptero, se ha procedido a su vuelo, donde se ha puesto a prueba el correcto funcionamiento de todos los dispositivos, además de los diferentes modos de vuelo, incluido el piloto automático. También se ha realizado un estudio económico del proyecto, comparándolo con otros drones similares del mercado. Por último, se ha añadido la normativa vigente en España en el momento que se ha realizado este proyecto.

Palabras clave: **UAV, drone, cuadricóptero, Arduino, Ardupilot.**

ABSTRACT

This final degree project deals about the design, construction and subsequent control of an unmanned aerial vehicle, specifically an electric quadricopter with autonomous stability control, recording and broadcasting video and telemetry issue. This project has been chosen for its multidisciplinary, as in the different component parts have been used knowledge acquired in most subjects studied in the Degree in Electrical Engineering. Until you get to fly the quadricopter, it has had to conduct a preliminary investigation, reviewing the history of autonomous unmanned vehicles and analyzing different types of components that form a quadricopter. In addition, we have calculated a physical model and a mathematical model, obtaining the equations that it representing the drone. After analyzing all the components, it built the drone, justifying the choice of the pieces acquired. After the construction of the drone was programmed controller card, explaining and justifying the control action running and performing a simulation using Simulink, using the equations obtained in the physical and mathematical models. After configuring the devices forming the quadricopter, it has proceeded to flight, where it has been tested the correct functioning of all devices, in addition to the different flight modes, including the autopilot. There has also been an economic study of the project compared with similar drones market. Finally, we added the regulation in Spain at the time that this project has been made.

Keywords: UAV, drone, quadricopter, Arduino, ArduPilot.

ÍNDICE DE CAPÍTULOS

AGRADECIMIENTOS.....	3
RESUMEN.....	4
ABSTRACT.....	5
ÍNDICE DE CAPÍTULOS.....	6
ÍNDICE DE ILUSTRACIONES.....	11
ÍNDICE DE TABLAS.....	15
ÍNDICE DE ECUACIONES.....	17
1. INTRODUCCIÓN.....	20
2. OBJETIVOS.....	23
3. ESTADO DEL ARTE.....	25
3.1. HISTORIA DE LOS DRONES.....	25
3.2. CLASIFICACIÓN DE LOS DRONES.....	31
3.3. MODELO MATEMÁTICO.....	37
3.4. MODELO FÍSICO.....	44
3.4.1. ANÁLISIS CINEMÁTICO.....	45
3.4.2. ANÁLISIS DINÁMICO.....	47
3.4.2.3. FUERZA DE GRAVEDAD.....	47
3.4.2.4. PARES MOTORES.....	48
3.4.2.4.1. EFECTO GIROSCÓPICO.....	49
3.4.2.4.2. PARES MOTOR GENERADOS POR LAS HÉLICES.....	51
3.5. CONTROLADORES AUTOMÁTICOS.....	52
3.5.1. CLASIFICACIÓN DE LOS CONTROLADORES.....	52
3.5.1.1. ACCIÓN DE CONTROL PROPORCIONAL.....	53
3.5.1.2. ACCIÓN DE CONTROL INTEGRAL.....	53
3.5.1.3. ACCIÓN DE CONTROL PROPORCIONAL-INTEGRAL.....	54
3.5.1.4. ACCIÓN DE CONTROL PROPORCIONAL-DIFERENCIAL.....	55

3.5.1.5.	ACCIÓN DE CONTROL PROPORCIONAL-INTEGRAL-DIFERENCIAL	56
3.5.1.6.	EFFECTOS DE LA ACCIÓN DE CONTROL INTEGRAL.....	56
3.5.1.7.	EFFECTOS DE LA ACCIÓN DE CONTROL DIFERENCIAL.....	57
3.6.	MOTORES ELÉCTRICOS:.....	57
3.6.1.	MOTORES DE CORRIENTE CONTINUA (CC):	57
3.6.2.	MOTORES ELÉCTRICOS <i>BRUSHLESS</i> :	58
3.7.	VARIADORES DE VELOCIDAD (ESC).....	60
3.8.	CIRCUITO DE ELIMINACIÓN DE BATERÍA (BEC)	62
3.9.	ALIMENTACIÓN CON BATERÍAS	64
3.9.1.	PARÁMETROS DE UNA BATERÍA	65
3.9.2.	TIPOS DE BATERÍAS RECARGABLES POR SU NATURALEZA INTERNA.....	66
3.9.2.1.	BATERÍAS DE PLOMO-ÁCIDO	66
3.9.2.2.	BATERÍAS DE NÍQUEL-HIERRO (NI-FE)	68
3.9.2.3.	BATERÍAS DE NÍQUEL-CADMIO (NI-CD).....	69
3.9.2.4.	BATERÍAS DE NÍQUEL-HIDRURO METÁLICO (NI-MH)	71
3.9.2.5.	BATERÍAS DE IONES DE LITIO (LI-ION).....	71
3.9.2.6.	BATERÍAS DE POLÍMERO DE LITIO (LIPO)	73
3.10.	ARDUINO.....	79
3.10.1.	ARDUINO UNO	79
3.10.2.	ARDUINO DUE.....	80
3.10.3.	ARDUINO ADK	81
3.10.4.	ARDUINO MEGA 2560	82
3.10.5.	ARDUINO NANO	83
3.10.6.	ARDUINO LEONARDO	83
3.10.7.	ARDUINO YÚN	84
3.10.8.	ARDUINO MICRO	85

3.10.9.	ARDUPILOT MEGA 2.6	86
3.11.	GPS.....	87
3.12.	VISUALIZACIÓN DE TELEMETRÍAS (OSD).....	91
3.12.1.	PROTOCOLO MAVLINK.....	92
3.12.1.1.	FORMATO DE LOS PAQUETES.....	93
3.12.1.2.	PROTOCOLO DE MISIONES	94
3.12.1.2.	PROTOCOLO DE PARÁMETROS	95
3.13.	SISTEMA DE VÍDEO FPV	95
3.13.1.	CÁMARA.....	96
3.13.2.	TRANSMISOR DE VÍDEO (VÍDEO TX).....	96
3.13.3.	RECEPTOR DE VÍDEO (VÍDEO RX)	98
3.13.4.	ANTENAS	98
3.13.5.	GAFAS O MONITORES.....	101
3.14.	EMISORA RADIOCONTROL.....	102
4.	ARQUITECTURA DEL DRONE.....	105
4.1.	CHASIS	106
4.2.	TARJETA CONTROLADORA.....	107
4.3.	SISTEMA DE VISUALIZACIÓN DE TELEMETRÍAS	110
4.4.	SISTEMA DE EMISIÓN Y RECEPCIÓN DE TELEMETRÍAS	111
4.4.1.	CÓDIGO FUENTE DE MAVLINK.....	113
4.5.	GPS.....	126
4.6.	SISTEMA DE TRANSMISIÓN DE VÍDEO FPV	128
4.6.1.	TRANSMISOR DE VÍDEO.....	128
4.6.2.	CÁMARA DE VÍDEO.....	129
4.6.3.	CAPTURADORA DE VÍDEO	131
4.7.	BEC	132
4.8.	BATERÍA.....	133

4.8.1.	CARGADOR DE BATERÍAS LIPO	134
4.9.	AVISADOR ACÚSTICO DE BATERÍA BAJA.....	136
4.10.	SENSOR ULTRASÓNICO.....	137
4.11.	MOTORES BRUSHLESS	138
4.12.	ESC.....	140
4.13.	HELICES.....	142
4.14.	EMISORA	143
4.15.	CABLES DE CONEXIÓN Y CONECTORES	144
4.16.	CONSTRUCCIÓN Y PROGRAMACIÓN DEL DRONE	147
4.17.	MISSION PLANNER	155
4.18.	CONFIGURACIÓN DE LA EMISORA	164
4.19.	PROBLEMÁTICAS ENCONTRADAS Y SOLUCIONES ADOPTADAS	167
4.19.1.	CHASIS	167
4.19.2.	TARJETA CONTROLADORA	167
4.19.3.	SISTEMA DE VISUALIZACIÓN DE TELEMETRÍAS	168
4.19.4.	SISTEMA DE EMISIÓN Y RECEPCIÓN DE TELEMETRÍAS.....	168
4.19.5.	GPS	169
4.19.6.	SISTEMA DE TRANSMISIÓN DE VÍDEO FPV.....	169
4.19.7.	BEC.....	169
4.19.8.	BATERÍA	169
4.19.9.	AVISADOR ACÚSTICO DE BATERÍA BAJA	169
4.19.10.	SENSOR ULTRASÓNICO	170
4.19.11.	MOTORES BRUSHLESS.....	170
4.19.12.	ESC	170
4.19.13.	HÉLICES	170
4.19.14.	EMISORA	170
4.19.15.	PROGRAMACIÓN DEL DRONE	171

4.19.16.	VUELO DEL DRONE	171
4.20.	RESUMEN ARQUITECTURA DEL DRONE	171
4.20.1.	RESUMEN DE COMPONENTES	172
4.20.2.	PRINCIPALES CARACTERÍSTICAS DEL CUADRICÓPTERO ..	172
4.20.3.	RESUMEN DE CONSECUCCIÓN DE OBJETIVOS	174
5.	ESTUDIO ECONÓMICO	178
6.	RESULTADOS	182
6.1.	SIMULACIÓN DEL MODELO DEL CUADRICÓPTERO E IMPLEMENTACIÓN DEL REGULADOR AUTOMÁTICO PDI	182
6.2.	VUELO DEL DRONE	190
7.	CONCLUSIONES	198
7.1.	MEJORAS PROPUESTAS	200
ANEXOS		202
ANEXO I.	LEGISLACIÓN SOBRE UAVS	202
ANEXO II.	ESQUEMA ELÉCTRICO DEL CUADRICÓPTERO	220
ANEXO III.	ESQUEMA ELECTRICO DE ARDUPILOT MEGA	221
BIBLIOGRAFÍA		229

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

Ilustración 1. Julius Neubronner.....	25
Ilustración 2. Torpedo Aéreo Kettering.....	26
Ilustración 3. Radioplane OQ-2.....	27
Ilustración 4. AQM-34	28
Ilustración 5. Lanzamiento de drones Chukar desde portaaviones en la Guerra del Golfo	29
Ilustración 6. MQ-9 Reaper	30
Ilustración 7. Drones de vigilancia utilizados por las fuerzas de seguridad.....	31
Ilustración 8. Drone Reconocimiento MC-12	31
Ilustración 9. Drone Blanco Móvil QF-86.....	32
Ilustración 10. Drone de combate X-45.....	32
Ilustración 11. Drone de investigación Boeing 720 simulando un accidente aéreo	32
Ilustración 12. Drone salvamento AH6X Little Bird	33
Ilustración 13. Drone anti incendios Ion Tiger.....	33
Ilustración 14. Drone transporte UH-60 Blackhawk.....	33
Ilustración 15. Movimientos del drone en los tres ejes	39
Ilustración 16. Ángulos de Euler en el cuadricóptero	44
Ilustración 17. Sistemas de referencia EF y BF.....	45
Ilustración 18. Efecto de la precesión en un giróscopo	50
Ilustración 19. Diagrama de bloques del Controlador Proporcional (P)	53
Ilustración 20. Diagrama de bloques del controlador integral (I).....	54
Ilustración 21. Diagrama de bloques del controlador proporcional-integral (PI).....	55
Ilustración 22. Diagrama de bloques del controlador proporcional-diferencial (PD)	55
Ilustración 23. Diagrama de bloques del controlador proporcional-integral-diferencial (PID)	56
Ilustración 24. Diferentes posiciones del rotor frente al estator	58
Ilustración 25. Motor CC Brushless	59
Ilustración 26. Interior de un motor <i>Brushless</i>	59
Ilustración 27. Detalle de un ESC	61
Ilustración 28. Circuito eliminador de Batería	63
Ilustración 29. Batería de plomo-ácido.....	67
Ilustración 30. Batería Níquel Hierro	68

Ilustración 31. Batería Níquel Cadmio	70
Ilustración 32. Batería Níquel-Hidruro metálico	71
Ilustración 33. Batería Li-Ion	72
Ilustración 34. Batería LiPo.....	73
Ilustración 35. Arduino UNO	80
Ilustración 36. Arduino DUE	81
Ilustración 37. Arduino ADK	81
Ilustración 38. Arduino MEGA2560.....	82
Ilustración 39. Arduino NANO	83
Ilustración 40. Arduino LEONARDO.....	84
Ilustración 41. Arduino YUN	85
Ilustración 42. Arduino MICRO.....	85
Ilustración 43. Ardupilot MEGA 2.6.....	86
Ilustración 44. Funcionamiento del GPS	88
Ilustración 45. Receptor GPS	89
Ilustración 46. MAVLink OSD	91
Ilustración 47. Protocolo MAVLink.....	92
Ilustración 48. Comunicación entre un UAV y su estación base	92
Ilustración 49. Formato de un paquete MAVLink	93
Ilustración 50. Cámara CCTV	96
Ilustración 51. Transmisor y receptor FPV	98
Ilustración 52. Antena de polarización circular omnidireccional.....	99
Ilustración 53. Antena de polarización circular direccional	100
Ilustración 54. Antena tracker con estación de tierra	100
Ilustración 55. Gafas FPV	101
Ilustración 56. Emisora RC	103
Ilustración 57. Chasis	106
Ilustración 58. Ardupilot Mega 2.6	109
Ilustración 59. MAVLink OSD	110
Ilustración 60. Módulos de radio para telemetrías	112
Ilustración 61. GPS.....	127
Ilustración 62. Transmisor y receptor de vídeo	128
Ilustración 63. Videocámara de seguridad	130
Ilustración 64. Capturadora de vídeo.....	131

Ilustración 65. BEC	132
Ilustración 66. Batería LiPo.....	133
Ilustración 67. Cargador de baterías LiPo IMAX B6-AC	135
Ilustración 68. Avisador acústico de batería baja	136
Ilustración 69. Sensor ultrasónico de proximidad	137
Ilustración 70. migny 2209/28 1050 kv Outrunner Brushless Motor	139
Ilustración 71. Variador de velocidad.....	141
Ilustración 72. Hélices tripala 9x45"	142
Ilustración 73. Emisora Turnigy 9X.....	143
Ilustración 74. Cable telemetrías ArduPilot	145
Ilustración 75. Cables conexión Arduino	145
Ilustración 76. Conectores XT-60	145
Ilustración 77. Terminal Faston Hembra.....	146
Ilustración 78. Tubo termorretractil.....	146
Ilustración 79. Esquema general (I).....	147
Ilustración 80. Esquema general (II)	147
Ilustración 81. Despiece del chasis.....	148
Ilustración 82. Chasis montado	148
Ilustración 83. Espuma amortiguadora.....	149
Ilustración 84. Detalle de orificios efectuados en el chasis.....	150
Ilustración 85. Esquema de conexión entre dispositivos electrónicos.....	151
Ilustración 86. Conexión de los motores a Ardupilot y sentido de giro de cada uno de ellos	152
Ilustración 87. Cambio de conector de la batería	153
Ilustración 88. Esquema de conexión de dispositivos de emisión de vídeo y telemetrías	153
Ilustración 89. Estado final de los conductores en el módulo de emisión de telemetrías	154
Ilustración 90. Configuración del drone con "Mission Planner" (I).....	156
Ilustración 91. Configuración del drone con "Mission Planner" (II)	157
Ilustración 92. Configuración del drone con "Mission Planner" (III)	157
Ilustración 93. Configuración del drone con "Mission Planner" (IV).....	158
Ilustración 94. Configuración del drone con "Mission Planner" (V)	158
Ilustración 95. Configuración del drone con "Mission Planner" (VI).....	159

Ilustración 96. Configuración del drone con "Mission Planner" (VII).....	159
Ilustración 97. Configuración del drone con "Mission Planner" (VIII)	160
Ilustración 98. Configuración del drone con "Mission Planner" (IX).....	160
Ilustración 99. Configuración del drone con "Mission Planner" (X)	161
Ilustración 100. Configuración del drone con "Mission Planner" (XI).....	162
Ilustración 101. Configuración del drone con "Mission Planner" (XII).....	162
Ilustración 102. Configuración del drone con "Mission Planner" (XIII)	163
Ilustración 103. Panel de control de "Mission Planner"	163
Ilustración 104. Selección del tipo de vehículo	164
Ilustración 105. Selección del sistema de modulación	166
Ilustración 106. Selección del modo de configuración de los sticks	166
Ilustración 107. Modelo matemático del cuadricóptero implementado en Simulink...	182
Ilustración 108. Bloque del modelo del cuadricóptero implementado en una s-function	183
Ilustración 109. Entrada tipo rampa	183
Ilustración 110. Entrada tipo escalón unitario	184
Ilustración 111. Resultado de posición en el eje x	184
Ilustración 112. Resultado de posición en el eje y	185
Ilustración 113. Resultado de posición en el eje z.....	185
Ilustración 114. Modelo del cuadricóptero con el PID, implementado en Simulink ...	186
Ilustración 115. Diagrama de control combinado entre PID y lógica difusa para el cuadricóptero	187
Ilustración 116. Trayectoria recta simulada	188
Ilustración 117. Resultado de posición en el eje x	189
Ilustración 118. Resultado de posición en el eje y	189
Ilustración 119. Resultado de posición en el eje z.....	189
Ilustración 120. Gráfica características del motor	195

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Clasificación de UAVS por la OTAN	37
Tabla 2. Estructura de los paquetes del protocolo MAVLink	93
Tabla 3. Características del chasis	107
Tabla 4. Características ArduPilot Mega 2.6.....	109
Tabla 5. Características módulo MAVLink	111
Tabla 6. Características del módulo de telemetrías	112
Tabla 7. Características del dispositivo GPS.....	127
Tabla 8. Características del transmisor de vídeo	129
Tabla 9. Características de la cámara de vídeo.....	130
Tabla 10. Características de la capturadora de vídeo	131
Tabla 11. Características del BEC	132
Tabla 12. Características de la batería	134
Tabla 13. Características del cargador de baterías	135
Tabla 14. Características del avisador acústico de batería baja.....	136
Tabla 15. Características del sensor ultrasónico.....	138
Tabla 16. Características del motor brushless	140
Tabla 17. Características del variador de velocidad.....	141
Tabla 18. Características de la emisora	144
Tabla 19. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Chasis	167
Tabla 20. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Tarjeta controladora	167
Tabla 21. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Visualización de telemetrías	168
Tabla 22. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Emisión y recepción de telemetrías.....	168
Tabla 23. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. GPS.....	169
Tabla 24. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Batería	169
Tabla 25. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Motores brushless.....	170
Tabla 26. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. ESC.....	170
Tabla 27. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Hélices	170
Tabla 28. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Emisora.....	170
Tabla 29. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Vuelo del drone	171
Tabla 30. Coste de los materiales utilizados en el drone.....	178

Tabla 31. Coste gastos de envío y tasas de importación	179
Tabla 32. Coste mano de obra	179
Tabla 33. Coste total del proyecto	179
Tabla 34. Datos de vuelo: Batería	193
Tabla 35. Datos de vuelo: Motor en vuelo estacionario	193
Tabla 36. Datos de vuelo: Motor a eficiencia óptima.....	194
Tabla 37. Datos de vuelo: Motor a máxima potencia.....	194
Tabla 38. Datos de vuelo: Motorización total	194
Tabla 39. Otros datos de vuelo significativos.....	195
Tabla 40. Comparativa drone proyecto vs. drones mercado	196

ÍNDICE DE ECUACIONES

Ecuación 1	40
Ecuación 2	40
Ecuación 3	40
Ecuación 4	40
Ecuación 5	41
Ecuación 6	41
Ecuación 7	41
Ecuación 8	41
Ecuación 9	41
Ecuación 10	42
Ecuación 11	42
Ecuación 12	42
Ecuación 13	42
Ecuación 14	42
Ecuación 15	42
Ecuación 16	42
Ecuación 17	43
Ecuación 18	43
Ecuación 19	43
Ecuación 20	43
Ecuación 21	43
Ecuación 22	43
Ecuación 23	45
Ecuación 24	46
Ecuación 25	46
Ecuación 26	46
Ecuación 27	46
Ecuación 28	46
Ecuación 29	46
Ecuación 30	46
Ecuación 31	47
Ecuación 32	47

Ecuación 33	47
Ecuación 34	48
Ecuación 35	48
Ecuación 36	48
Ecuación 37	48
Ecuación 38	48
Ecuación 39	48
Ecuación 40	49
Ecuación 41	49
Ecuación 42	49
Ecuación 43	49
Ecuación 44	50
Ecuación 45	51
Ecuación 46	51
Ecuación 47	51
Ecuación 48	51
Ecuación 49	51
Ecuación 50	52
Ecuación 51	52
Ecuación 52	52
Ecuación 53	52
Ecuación 54	52
Ecuación 55	52
Ecuación 56	52
Ecuación 57	53
Ecuación 58	53
Ecuación 59	53
Ecuación 60	54
Ecuación 61	54
Ecuación 62	55
Ecuación 63	56
Ecuación 64	138
Ecuación 65	139

CAPÍTULO 1.

INTRODUCCIÓN

1. INTRODUCCIÓN

Por definición, un **drone** es un vehículo aéreo no tripulado. Esta es una categoría amplia que podría incluir cualquier aeronave, desde un avión a control remoto de juguete hasta un avión comercial o de carga sin piloto, e incluso también un avión militar de ataque o de vigilancia, como se verá en el capítulo 3. También lo conocemos como **UAV** (siglas de Vehículo Aéreo No Tripulado en inglés).

Es por todos conocido el “boom” que ha experimentado el uso de estos dispositivos. Todos los días vemos alguna noticia relacionada con el mundo de los drones.

Y es que, en la actualidad, los drones son utilizados en un gran número de campos, desde la fumigación de parcelas agrícolas hasta la revisión de averías en líneas eléctricas mediante termografía.

Aunque pueda parecer que es algo bastante simple, el vuelo de un **drone** encierra una cantidad importante de aspectos de gran complejidad. A modo de ejemplo, se puede destacar que para hacer cualquier movimiento en el aire, cada motor debe girar a una velocidad distinta de los otros y, además, contando con factores externos como el viento, para terminar haciendo exactamente lo que nosotros queremos.

Dentro de la gran variedad de drones que existen, y que se verán en el capítulo 3 de este documento, el **drone que se pretende diseñar será un cuadricóptero**, es decir, un drone que contará con cuatro elementos impulsores. Además, cumplirá dos premisas básicas: será totalmente eléctrico y con elementos de código abierto, es decir, tanto su hardware como su software pueden ser modificados por cualquiera para mejorarlos.

También y, como modo de ejemplo, se integrará en su carga de pago (carga que se le añade al UAV para diferentes cometidos) un sistema de vídeo **FPV** (*First Person Viewer*), con el cual se recibirá en directo en la estación base las imágenes tomadas por una cámara *on-board*, junto a las telemetrías propias de una aeronave.

Cabe destacar que al ser un proyecto de investigación, la mayoría del tiempo utilizado en su realización ha ido destinada a la **obtención de los modelos matemáticos y físicos, y al estudio de los diferentes accesorios que forman la arquitectura del drone** y que nos darán la capacidad de volar, dejando como objetivo secundario temas como la calidad

del vídeo o la autonomía de vuelo, que simplemente se pueden mejorar aumentando la inversión económica.

Por último y, tal y como se podrá comprobar al final de este trabajo de fin de grado, me gustaría destacar la **multidisciplinaridad** de este proyecto, que engloba prácticamente la totalidad de las asignaturas cursadas en esta ingeniería.

CAPÍTULO 2.

OBJETIVOS

2. OBJETIVOS

Los objetivos a conseguir en este proyecto son:

- **Diseñar un drone aéreo (cuadricóptero).** Para ello, y tras analizar modelos matemáticos y físicos existentes de estas aeronaves, los aplicaremos al prototipo, diseñando también un controlador automático. En el diseño de un **drone**, influyen muchos factores, como son su peso, carga de pago, elementos que queremos que vayan a bordo, etc. Pero lo principal es la controladora, es decir, “el cerebro” del **UAV**. Para ello se calcularán los modelos matemático y físico, que nos proporcionarán unas ecuaciones que serán utilizadas para el diseño de la controladora.
- **Construir el drone.** Para ello elegiremos cada uno de los componentes que más se adecuen al modelo diseñado, dimensionando motores, variadores de velocidad, hélices y baterías.
- **Programar en una placa Arduino el controlador diseñado, conexionando todos los elementos a sus entradas y salidas.** La placa **Ardupilot** será “el cerebro” del **drone**. Como veremos en el capítulo 3.10, esta placa basada en **Arduino** la debemos programar con nuestro controlador diseñado, y asignar las entradas a nuestra emisora y las salidas a los equipos propulsores.
- **Controlar el drone mediante control remoto y con itinerarios prefijados mediante un GPS.** El **drone** lo podremos controlar a través de nuestra emisora, en vuelo directo, o bien podrá volar en rutas previamente asignadas, probando así el conocido como “autopiloto”.
- **Recibir, mediante el sistema FPV, imágenes de vídeo en directo mediante una cámara integrada en el drone.** Veremos en la pantalla de nuestro ordenador lo que capte en ese momento la cámara de vídeo que incluiremos en el **drone**.
- **Recibir y analizar las telemetrías del vuelo del drone.** Con estos datos podremos comprobar la calidad del vuelo del **drone** diseñado y sus respuestas ante las órdenes que reciba desde la emisora.

CAPÍTULO 3.

ESTADO DEL ARTE

3. ESTADO DEL ARTE

3.1. HISTORIA DE LOS DRONES

Como la mayor parte de las innovaciones tecnológicas de nuestra era, los **drones** surgieron en el ámbito militar. De hecho, la vanguardia en el mundo de los drones es hoy castrense. Sin embargo, el germen de los UAV'S es bastante curioso.

Durante la Primera Guerra Mundial las palomas mensajeras resultaban fundamentales, al carecer de telegrafía con hilos o la radio en las zonas de combate. Pero gracias al ingenio de un boticario alemán, las palomas proporcionaron información precisa del enemigo, al fotografiar las posiciones enemigas por medio de una cámara sujeta a su pecho mediante un arnés.



Ilustración 1. Julius Neubronner

El inventor de este original método de espionaje fue **Julius Neubronner**. Julius utilizaba las palomas para entregar los medicamentos. Hasta que un día se le ocurrió atarles una pequeña cámara con disparador automático a su pecho. El resultado fue todo un éxito, por lo que diseñó un arnés para poder sujetar una cámara más grande y hacer mejores fotos. Tras una patente rechazada, y realizando las modificaciones oportunas, en 1908 patentó su invento. Recibió varios premios en la EXPO de Frankfurt de 1909 [1].

Hacia 1917, **Charles Kettering**, ingeniero de General Motors, desarrolló un biplano no tripulado pre-programado conocido como '**torpedo aéreo Kettering**'. El funcionamiento de este vehículo estaba basado en un mecanismo de relojería, que plegaría las alas en un lugar indicado, cayendo a continuación sobre el enemigo como una bomba. Aunque nunca se llegaron a utilizar en combate, el ejército de EEUU financió la construcción de varios de estos aparatos.



Ilustración 2. Torpedo Aéreo Kettering

Ya en 1933, se produce la primera prueba de un **drone** con resultados positivos en el Reino Unido. El **Queen Bee**, desarrollado a partir del biplano *Fairey Queen*, era controlado por control remoto desde un barco. Este modelo, conocido después como **DH82A Tiger Moth** fue utilizado en la *Royal Navy* como blanco en prácticas de tiro desde 1934 hasta 1943.

Sin embargo, el primer **drone** producido en serie a gran escala fue el estadounidense **Radioplane OQ-2**, alrededor de 1940, que era utilizado como blanco volante para la formación de pilotos.



Ilustración 3. Radioplane OQ-2

Como suele suceder en el ámbito militar, había un gran interés por los vehículos aéreos no tripulados en todas las grandes potencias. De hecho, en la Unión Soviética, en la década de los 30, el diseñador de aviones **Nikitin** desarrolló un **drone planeador** armado con torpedo **PSN-1 y 2** y de tipo 'ala volante'. Se utilizó con dos configuraciones distintas, una como blanco aéreo para entrenamiento de pilotos y otra con automatización completa. A principios de la década de los 40 fue diseñado un torpedero con alcance de 100 kilómetros y una velocidad de 700 km/h, aunque ninguno de estos **drones** fueron fabricados en serie.

Fue en la Segunda Guerra Mundial, cuando ingenieros alemanes comenzaron a investigar varios tipos de armas controladas por radio, como las bombas **Henschel Hs 293** y **Fritz X**, misiles **Enzian** y aviones radiocontrolados con explosivos en su interior. **Fritz X** y **Hs 293** se usaron en varias batallas en el Mar Mediterráneo contra buques de guerra blindados. El primer misil de crucero, conocido como **FAU-1**, contaba con un motor de propulsión a chorro y podía ser lanzado tanto desde aviones como desde tierra.

En Estados Unidos se fabricó en masa el blanco volante **Radioplane OQ-2** para la formación y entrenamiento de pilotos y artilleros. Además, en 1944, fue utilizado por primera vez en el mundo el **UAV** clásico de ataque: el **Interstate TDR**.

Al término de la Segunda Guerra Mundial, las grandes potencias concibieron como su principal fuerza de ataque poderosos misiles nucleares, desarrollando nuevos tipos de misiles guiados o balísticos, por lo que se dejaron a un lado las investigaciones acerca de los **UAV'S**.

Sin embargo, en 1951 Estados Unidos comenzó a fabricar en serie el **AQM-34**, un avión utilizado como blanco móvil, y que fue modificado para ser usado como un aparato de reconocimiento, que, lanzado desde un avión, realizaba un vuelo por una ruta programada. Tras finalizar la ruta descendía en paracaídas. Fue tal el éxito de este proyecto que el **AQM-34** sirvió en la Fuerza Aérea de EE.UU. durante más de 30 años, siendo también suministrado a sus aliados.



Ilustración 4. AQM-34

A principios de los años 70 la **Oficina de Diseños Tupolev**, situada en la URSS, desarrolló **drones** de largo alcance para misiones de reconocimiento, los llamados **Tu-123 Yástreb**, **Tu-141 Strizh** y **Tu-143 Reis**. Sólo fueron fabricados 950 **Reis** que fueron enviados a puntos calientes, como el conflicto árabe-israelí, considerado un punto de no retorno en la historia de los aviones de combate no tripulados. El 1 de mayo de 1960, un avión espía **U-2** pilotado por **Francis Gary Powers** es derribado por las defensas soviéticas, en lo que se reconoció cómo una prueba de la necesidad de usar en estas misiones aviones de reconocimiento no tripulados. A principios de 1960, los vehículos de control remoto fueron utilizados por EE.UU. para supervisar la colocación de los misiles soviéticos en Cuba tras el derribo de otro **U-2** y el fallecimiento de su piloto. Cuatro años después, otro **U-2**, esta vez no tripulado, es derribado sobre China.

Ya en la década de los 70, Israel usa UAV'S de fabricación norteamericana **BQM-74** en su lucha radioelectrónica durante la guerra del *Yom Kippur*. Además, los UAV'S **Firebee** completaron con éxito 268 misiones en Corea del Norte. Estos aparatos eran lanzados

desde aviones **C-130 Hércules**, cayendo después en el mar con un paracaídas integrado. A partir de 1980, el desarrollo de los **UAV** de reconocimiento se frena, debido al comienzo del uso de satélites.

En la década de los 90, se vuelve a investigar de nuevo en el desarrollo de **drones**. EEUU usa drones **Chukar** como señuelos durante la Guerra del Golfo. En 1994 se produce el primer vuelo de un **Predator**. Se trata del primer **UAV** operativo que usa el sistema de posicionamiento global **GPS** en lugar de estar programado o de usar la línea de visión, por lo que es más fiable. Se implementó al año siguiente, en la guerra en Yugoslavia.



Ilustración 5. Lanzamiento de drones Chukar desde portaaviones en la Guerra del Golfo

En 1998 se desarrolla el **Global Hawk**, **UAV** de gran altitud y largo alcance diseñado para permanecer en el aire mucho tiempo sobre un territorio enemigo. En 2001 se presentó una evolución de esta aeronave, el **MQ-9 Reaper**. Originalmente bautizado como **Predator-B**, el **Reaper** es un avión no tripulado más rápido, más alto y más letal. Alcanza una velocidad de 220 km/h, soporta una carga útil de 1700 kilos y tiene una autonomía de más de 700 km. Está equipado con cámaras infrarrojas, bombas teledirigidas y misiles **Hellfire** [2].



Ilustración 6. MQ-9 Reaper

En la actualidad el uso civil de los **drones** ha experimentado un espectacular aumento. En España se prevé que el mercado crezca exponencialmente en los próximos dos años hasta superar los 600 operadores de aeronaves pilotadas por control remoto con casi 1.200 drones, tal y como ha sucedido en Francia.

Empresas de fotografía y vídeos aéreos, productoras de cine y firmas de vigilancia ya usan drones para abaratar de un 50% a un 90% el trabajo realizado por medios tradicionales. Un sencillo equipo con una cámara de vídeo pesa menos de dos kilos, cuesta 1.500 euros y graba imágenes aéreas para vídeos promocionales que antes se hacían desde un helicóptero tripulado a un precio mucho mayor. La utilidad de los **drones comerciales**, mucho más baratos y ligeros que los utilizados por el Ejército, no ha hecho más que comenzar.

Los aparatos solo pueden grabar hasta 120 metros de altura y los helicópteros deben hacerlo por encima de los 300 metros o pedir permisos para bajar de esa altitud [3].

Son múltiples los usos que en la actualidad se le dan a los **drones**, además de grabación de vídeo, cómo detección de gases mediante sensores, vigilancia de instalaciones, revisión de las palas de aerogeneradores de energía, mantenimiento de líneas de alta tensión para detectar averías mecánicas mediante cámaras térmicas, control de plagas en agricultura, fumigación, entrega de paquetes a domicilio, etc.



Ilustración 7. Drones de vigilancia utilizados por las fuerzas de seguridad

3.2. CLASIFICACIÓN DE LOS DRONES

Dada la cantidad de usos y configuraciones que pueden definir un UAV, encontramos múltiples clasificaciones. Vamos a ver algunas de ellas:

- Clasificación por tipo de misión

Según la naturaleza de la misión a la que se destine el **drone**, los clasificamos por:

- Drones de reconocimiento y observación: **Reaper, MC-12, SIVA, RQ-11 Raven**



Ilustración 8. Drone Reconocimiento MC-12

- Drones utilizados como blancos aéreos: **QF-86, QF-100, QF-16, DIANA**



Ilustración 9. Drone Blanco Móvil QF-86

- Drones de combate: **X-45, X-47**



Ilustración 10. Drone de combate X-45

- Drones para investigación: **Boeing 720**



Ilustración 11. Drone de investigación Boeing 720 simulando un accidente aéreo

- Drones de salvamento: **MULE, AH6X Little Bird**



Ilustración 12. Drone salvamento AH6X Little Bird

- Drones anti incendios: **Ion tiger, Predator, SDSU**

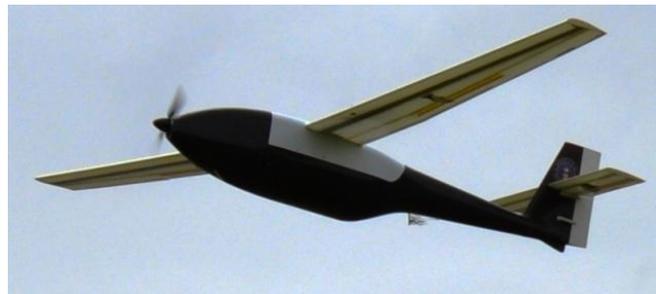


Ilustración 13. Drone anti incendios Ion Tiger

- Drones utilizados para transporte: **MULE, UH-60 “drone”**



Ilustración 14. Drone transporte UH-60 Blackhawk

- Clasificación por el origen de la misión del drone

La naturaleza de la misión es otro de las clasificaciones que se pueden realizar.

- Civil
- Militar

- Clasificación por tamaño del drone

- Grandes: **UH60 “drone”, QF-16, UA-10, Boeing 720**
- Medianos: **MC-12, Reaper, X-47**
- Pequeños: **Boeing X-50, SIVA**
- Micro UAV: **Mosquito, Monocopter**

- Clasificación según la forma de obtener la sustentación

- Más pesados que el aire:
 - o Ala fija
 - Fuselaje convencional: **MC-12, Reaper, SIVA**
 - Ala volante: **X-45, X-47**
 - o Fuselaje sustentador: **MULE**
 - o Ala rotatoria: **Saab Skeldar**
 - o Convertiplanos e híbridos: **VTOL Technologies, Boeing X-50, HADA español, DRH estadounidense, V-STAR, Verticopter, X-Hake, FALS, Vanguard Omniplane, SRC, AD150**
 - o Otros: **AESIR UAV, Monocopter**
- Más ligeros que el aire
 - o Dirigibles UAV: **Airships**
- Híbridos
 - o Cuerpo sustentador + dirigible: **LEMV**

- Clasificación según el tipo de motor

Según la tecnología de los motores utilizados, los podemos clasificar en:

- Alternativo: **SIVA, RQ-11 Raven**
- Turbinas (turbofanés, turbohélices, turboejes): **Reaper, X-45, X-47, DIANA**
- Eléctricos (solares, pila de combustible, pila de hidrógeno): **Ion tiger, NASA Helios.**

- Clasificación según el origen del diseño

Pueden ser diseñados especialmente para la misión o adaptados:

- Dedicado: **X-45, X-47, Ion tiger, Reaper, SIVA**
- Procedente de un avión no tripulado modificado: **AH6X Little Bird, UH-60 “drone”, QF-16, UA-10, MC-12**

- Clasificación según la forma de despegue

Hay varias maneras de lanzar un **drone**. Los diferenciaremos según las siguientes:

- Desde una pista: **MC-12, Reaper, Dominator unmmanned DA-42**
- Lanzado con catapulta u otros medios mecánicos: **SIVA**
- Lanzados a mano: **RQ-11 Raven**

- Clasificación según la duración de la misión

Este punto también determinará sus formas de vuelo y la energía que utilicen para su vuelo.

- Larga duración (LE – Long Endurance)
- Media duración (ME - Medium Endurance)
- Corta duración (SE - Short Endurance)

- Clasificación según cota de vuelo

Los **drones**, según su construcción, estarán específicamente diseñados para operar dentro de una de las siguientes alturas de vuelo:

- Alta cota/Muy alta cota (HA – High Altitude /VHA)
- Media cota (MA-Medium altitude...)
- Baja cota (LA – Low Altitude): **RQ-11 Raven**

- Clasificación según el tipo de control

- Autónomo y Adaptativo: El **UAV** está totalmente gobernado por sus sistemas de abordaje, sin intervención del operador en tierra, y tiene la capacidad de re-planificar su vuelo en función de los cambios producidos en su entorno, gracias a los sensores integrados.
- Monitorizado: El **UAV** opera de forma autónoma. Un operador controla la retroalimentación del **UAV** desde tierra. El operador no controla el **UAV**, pero puede tomar decisiones por él.
- Supervisado: El **UAV** realiza unas pocas operaciones de forma autónoma. El control recae en su gran mayoría sobre el operador.
- Autónomo-no adaptativo: El **UAV** obedece a una rutina pre-programada, no teniendo la capacidad de cambiar esa rutina para adaptarla a los cambios externos.
- Mando directo por un operador (R/C): El **UAV** responde directamente a los mandos de un operador [4].

Teniendo en cuenta todas estas clasificaciones, igual que existe un tipo de licencia de vuelo para cada tipo de avión, la OTAN está tratando de normalizar la licencia para operadores de **UAVS** a través de su agencia de estandarización.

En esta clasificación hay una nueva variable en juego: el peso al despegue. Mediante ésta se determina el nivel de la licencia del operador.

El peso al despegue se conoce por sus siglas en inglés como **MTOW** (*Maximum Take-Off Weight*). Básicamente es la suma de todas las masas que componen el avión: masa en vacío, 100% de la masa de la carga de pago (*payload* o carga útil) y 100% de la masa de combustible, en el caso de drones no eléctricos [5].

Class	Category	Normal employment	Normal Operating Altitude	Normal Mission Radius	Primary Supported Commander	Example platform
CLASS I (less than 150 kg)	SMALL (>20 kg)	Tactical Unit (employs launch system)	Up to 5000 ft AGL	50 km (LOS)	BN/Regt, BG	-Hermes 90 -Luna
	MINI (2-20 kg)	Tactical Sub-unit (manual launch)	Up to 3000 ft AGL	25 km (LOS)	Coy/Sqn	-Aladin -DH3 -DRAC -Eagle -Raven -Scan -Skylark -Strix -T-Hawk
	MICRO (<2 kg)	Tactical PI, Sect, Individual (single operator)	Up to 200 ft AGL	5 km (LOS)	PI, Sect	-Black Widow
CLASS II (150 kg to 600 kg)	TACTICAL	Tactical Formation	Up to 10000 ft AGL	200 km (LOS)	Bde Comd	-Aerostar -Hermes 450 -iView 250 -Ranger -Sperwer
CLASS III (more than 600 kg)	STRIKE/COMBAT	Strategic/National	Up to 65000 ft	Unlimited (BLOS)	Theater COM	
	HALE	Strategic/National	Up to 65000 ft	Unlimited (BLOS)	Theater COM	-Global Hawk
	MALE	Operational/theater	Up to 45000 ft MSL	Unlimited (BLOS)	JFT COM	-Predator A -Predator B -Harfang -Heron -Heron TP -Hermes 900

Tabla 1. Clasificación de UAVS por la OTAN

3.3. MODELO MATEMÁTICO

El modelado matemático de un sistema dinámico lo definimos como el conjunto de ecuaciones que representan el sistema de la manera más parecida a la realidad. Debemos tener en cuenta que **un modelo matemático no es único para un sistema**, es decir, un sistema puede ser representado de varias formas diferentes, obteniendo varios modelos matemáticos diferentes, dependiendo del grado de exactitud que queramos alcanzar.

La dinámica de sistemas, ya sean eléctricos, electrónicos o mecánicos, se describe en base a ecuaciones diferenciales. Tales ecuaciones diferenciales se obtienen a partir de las leyes físicas que gobiernan dicho sistema, como son las leyes de la mecánica clásica de **Newton** para sistemas mecánicos o las leyes de **Kirchoff** para sistemas eléctricos. Una vez obtenido el modelo matemático de un sistema, utilizamos ordenadores y software especializados para estudiarlo y sintetizarlo. Dentro de los modelos matemáticos existe una división muy importante: sistemas lineales y sistemas no lineales.

Un sistema es **lineal** si podemos aplicar el principio de superposición. Este principio establece que la respuesta producida por la aplicación simultánea de dos o más funciones de entradas diferentes es la suma de las dos o más respuestas individuales. De esta manera, para el sistema lineal, la respuesta a varias entradas la calculamos evaluando una entrada a la vez y sumando los resultados.

Un sistema es **no lineal** si no se puede aplicar el principio de superposición. Por tanto, un sistema no lineal no puede ser tratado por separado ante la aplicación de varias entradas para luego sumar los resultados. Cabe destacar que la mayoría de problemas de la vida real se modelan como sistemas no lineales. Los procedimientos para encontrar soluciones de un sistema no lineal son muy complicados, por lo que, para resolverlos intentamos **linealizarlos**. En ingeniería de control, la operación normal del sistema puede ocurrir alrededor de un punto de equilibrio, y las señales pueden considerarse señales pequeñas alrededor del equilibrio. Sin embargo, si el sistema opera alrededor de un punto de equilibrio y si las señales son pequeñas, es posible aproximar el sistema no lineal mediante un sistema lineal. Dicho sistema lineal es equivalente al sistema no lineal, considerado dentro de un rango de operación limitado.

Nuestro cuadricóptero posee cuatro rotores montados en forma de cruz para realizar los movimientos de desplazamiento y elevación. **Para controlar estos movimientos variamos la velocidad angular de cada uno de los cuatro rotores.** Un cuadricóptero realiza tres tipos de movimiento: **alabeo** (*roll*), **cabeceo** (*pitch*) y **guiñada** (*yaw*).

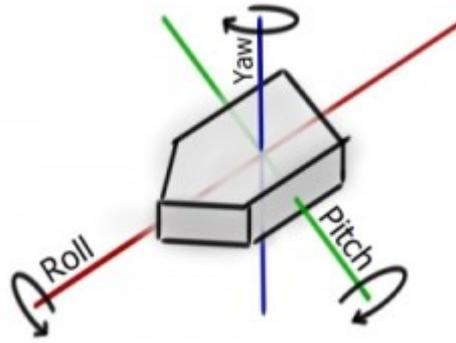


Ilustración 15. Movimientos del drone en los tres ejes

Movimiento de alabeo (*roll*)

El movimiento de alabeo nos permite realizar movimientos a izquierda y derecha. El movimiento lo definimos por el ángulo de giro ϕ .

Movimiento de cabeceo (*pitch*)

El movimiento de cabeceo nos permite realizar movimientos adelante y atrás. El movimiento lo definimos por el ángulo de giro θ .

Movimiento de guiñada (*yaw*)

El movimiento de guiñada nos permite girar sobre el eje vertical. El movimiento lo definimos por el ángulo de giro ψ .

En un cuadricóptero, dos motores giran en sentido antihorario y los otros dos motores opuestos en sentido horario, logrando así cancelar los momentos aerodinámicos y los efectos giroscópicos.

El momento de *pitch* lo obtenemos aumentando la velocidad de los motores traseros a la vez que reducimos la velocidad de los motores delanteros. El momento de *roll* lo conseguimos aumentando la velocidad de los motores de un lateral mientras reducimos la velocidad de los motores del lado contrario. El momento de *yaw* lo conseguimos aumentando la velocidad de dos motores delantero y trasero opuestos a la vez que reducimos la velocidad de los dos motores restantes.

Para realizar el modelo matemático del cuadricóptero, lo consideramos como un cuerpo sólido de masa m en un sistema de referencia I , sujeto a una fuerza total u y a tres momentos τ_ϕ , τ_θ , τ_ψ . Despreciamos la flexibilidad de las hélices, ya que la dinámica de los motores es relativamente rápida. Las coordenadas generales del modelo del cuadricóptero vienen dadas por:

$$q = (x, y, z, \phi, \theta, \psi) \in \mathbb{R}^6$$

Ecuación 1

Donde $\xi = (x, y, z)$ denota la posición del centro de masas del cuadricóptero respecto a la tierra y $\eta = (\phi, \theta, \psi)$ son los ángulos de Euler e indican la orientación del cuadricóptero. Para la obtención de este modelo hemos utilizado las ecuaciones de **Euler-Lagrange**, ya que relaciona la energía cinética de un cuerpo con su energía potencial. Por lo tanto, tenemos que la energía cinética de traslación del cuerpo viene dada por

$$E_{CT} = \frac{1}{2} m \dot{\xi} \dot{\xi}$$

Ecuación 2

donde m es la masa del cuadricóptero y $\dot{\xi}$ es la velocidad lineal en cada uno de los ejes.

La energía cinética de rotación viene dada por

$$E_{CR} = \frac{1}{2} * \dot{\eta} \mathbb{J} \dot{\eta}$$

Ecuación 3

siendo \mathbb{J} la matriz de inercias del cuadricóptero y $\dot{\eta}$ la velocidad angular en cada uno de los ejes.

La energía potencial del cuadricóptero la expresamos cómo

$$E_P = mgz$$

Ecuación 4

siendo z la altura a la que se encuentra el cuadricóptero en el espacio. Con estas expresiones de la energía, calculamos el Lagrangiano de la siguiente manera:

$$L(q, \dot{q}) = E_{CT} + E_{CR} - E_P = \frac{1}{2} m \dot{\xi}^T \dot{\xi} + \frac{1}{2} \dot{\eta}^T J \dot{\eta} - mgz$$

Ecuación 5

El modelo del cuadricóptero lo obtenemos mediante el método de **Euler-Lagrange** con la fuerza externa generalizada

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} - \frac{dL}{dq} = \mathcal{F}$$

Ecuación 6

Conocemos la **transformada de Fourier** $\mathcal{F} = (F_\xi, \tau)$, dónde F_ξ es la fuerza de traslación y τ son los momentos generalizados aplicados al cuadricóptero por la entrada de control. La fuerza depende principalmente de las entradas de control μ y τ , por lo que lo reescribimos así:

$$\hat{F} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mu \end{bmatrix}$$

Ecuación 7

siendo μ la fuerza de sustentación

$$\mu = f_1 + f_2 + f_3 + f_4$$

$$f_i = k_i \omega_i; \quad i = 1,2,3,4; \quad k_i > 0; \quad \omega_i = \text{velocidad angular motor}$$

Ecuación 8

La fuerza de traslación la calculamos de la siguiente forma:

$$F_\xi = R_{abc}^{NED^T} \hat{F}$$

Ecuación 9

Siendo $R_{abc}^{NED^T}$ la matriz de rotación y $\hat{F} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mu \end{bmatrix}$

Las matrices de rotación sobre cada uno de los ejes son las siguientes:

$$R_{z,\psi} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Ecuación 10

$$R_{y,\theta} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}$$

Ecuación 11

$$R_{x,\phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}$$

Ecuación 12

Por lo tanto, tenemos la siguiente ecuación:

$$R_{abc}^{NED^T} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \phi + \cos \psi \sin \theta \sin \phi & \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \sin \theta \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi & -\cos \psi \sin \phi + \sin \theta \sin \psi \cos \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

Ecuación 13

Desarrollando y simplificando llegamos a:

$$F_{\xi} = \mu \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \cos \phi \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

Ecuación 14

Los momentos generalizados los expresamos de la siguiente manera:

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_{\psi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4 \\ \Delta f_{2,4} * l \\ \Delta f_{1,3} * l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4 \\ (f_2 - f_4)l \\ (f_1 - f_3)l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\psi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix}$$

Ecuación 15

Siendo:

Momento de guiñada (*yaw*): $\tau_{\psi} = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4$

Ecuación 16

Momento de cabeceo (*pitch*): $\tau_{\theta} = \Delta f_{2,4} * l$

$\Delta f_{2,4}$ =diferencia de fuerza de sustentación entre los motores 2 y 4.

l = distancia desde el motor 2 o 4 hasta el centro de gravedad

Ecuación 17

Momento de alabeo (*roll*): $\tau_\phi = \Delta f_{2,3} * l$

$\Delta f_{1,3}$ = diferencia de fuerza de sustentación entre los motores 1 y 3.

l = distancia desde el motor 1 o 3 hasta el centro de gravedad

Ecuación 18

Puesto que estas ecuaciones no incluyen términos cruzados en la energía cinética, podremos combinar $\dot{\xi}$ y $\dot{\eta}$, dando lugar a que la ecuación de **Euler-Lagrange** quedaría cómo una ecuación dinámica para $\dot{\xi}$ y otra ecuación dinámica para $\dot{\eta}$.

$$m\ddot{\xi} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} = F_\xi$$

Ecuación 19

Sustituyendo en las ecuaciones anteriores y particularizando para cada eje, obtenemos:

$$m\ddot{x} = -u \sin \theta$$

Ecuación 20

$$m\ddot{y} = u \cos \theta \sin \phi$$

Ecuación 21

$$m\ddot{z} = u \cos \theta \cos \phi - mg$$

Ecuación 22

Por lo tanto, el modelo matemático del cuadricóptero queda definido por las ecuaciones 15, 20, 21 y 22:

$$m\ddot{x} = -u \sin \theta$$

$$m\ddot{y} = u \cos \theta \sin \phi$$

$$m\ddot{z} = u \cos \theta \cos \phi - mg$$

$$\begin{bmatrix} \tau_\psi \\ \tau_\theta \\ \tau_\phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\psi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix}$$

Siendo $u, \tau_\psi, \tau_\theta, \tau_\phi$ las entradas de control [6] [7] [8].

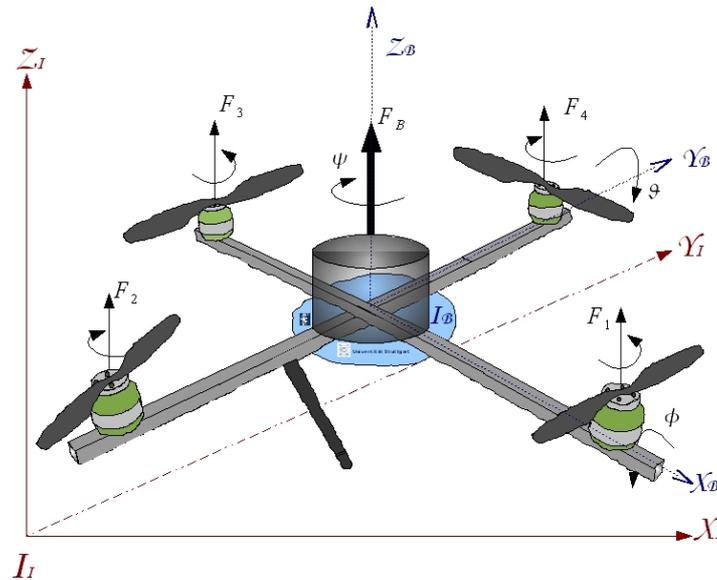


Ilustración 16. Ángulos de Euler en el cuadricóptero

3.4. MODELO FÍSICO

A continuación se estudiarán las fuerzas y los pares motores que afectan al movimiento del cuadricóptero. Para ello, se utilizan también las ecuaciones derivadas de las leyes de **Newton** y de **Euler**. Hay que indicar que las fuerzas generan aceleraciones lineales y los pares motores generan aceleraciones angulares, por lo que las analizaremos por separado.

Cabe destacar que se van a utilizar dos sistemas de referencia distintos, al ser un sistema con 6 grados de libertad.

Tenemos un sistema de referencia fijo en tierra, que llamaremos EF (*Earth fixed Frame*), que es fijo en posición y orientación. Escogemos los ejes X, Y, Z como los ejes de este sistema, $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ como las velocidades y $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ como las aceleraciones para cada eje. Los ángulos de Euler, al igual que en el modelo matemático, serán *roll* (ϕ), alrededor del eje X, *pitch* (θ), alrededor del eje Y, y *yaw* (ψ), alrededor del eje Z. También tomaremos $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ como las velocidades y $\ddot{\phi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}$ como las aceleraciones para cada ángulo.

El segundo sistema de referencia que definimos, será un sistema fijo en la estructura del cuadricóptero, que llamaremos BF (*Body fixed Frame*). Este sistema de referencia tiene la particularidad de que es fijo respecto al cuerpo del drone, pero es móvil respecto al sistema de referencia EF, tanto en posición como en orientación.

El centro de coordenadas de BF lo ubicamos en el centro de gravedad de la aeronave, siendo su eje X el eje longitudinal del drone, con dirección hacia el frente, su eje Y el eje transversal del drone, con dirección hacia la izquierda, y el eje Z en la vertical, con dirección hacia arriba. Las velocidades serán u, v, w y las velocidades angulares las notaremos como p, q, r .

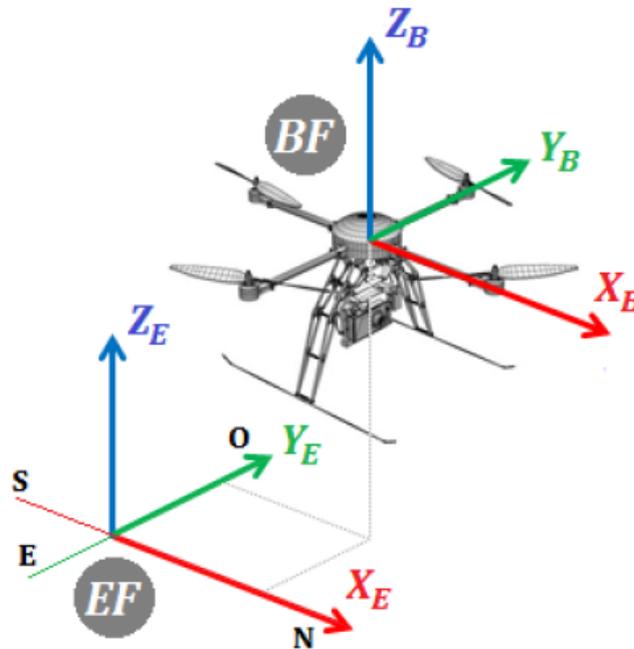


Ilustración 17. Sistemas de referencia EF y BF

3.4.1. ANÁLISIS CINEMÁTICO

En este punto analizaremos el movimiento del cuadricóptero, obviando las fuerzas que generan dicho movimiento. En principio vemos que de los seis grados de libertad que tiene el movimiento del drone, tres definen el movimiento lineal del drone y los tres restantes definen el movimiento angular de la aeronave.

Los componentes lineales del drone los representamos en la siguiente ecuación:

$$\dot{\Gamma}_E = R_{\Theta} V_B$$

Ecuación 23

En la que $\dot{\Gamma}_E$ denota el vector de velocidades lineales respecto al sistema de referencia EF, y V_B denota vector de velocidades lineales respecto al sistema de referencia BF, siendo su desarrollo vectorial el siguiente:

$$\dot{\Gamma}_E = [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T$$

Ecuación 24

$$V_B = [u \quad v \quad w]^T$$

Ecuación 25

La matriz de rotación R_Θ la usamos para rotar las magnitudes dadas en el sistema de referencia BF al sistema de referencia EF. La matriz de rotación R_Θ la definimos en el punto anterior (modelo matemático), y se caracteriza por ser ortogonal, es decir, su inversa es igual a su transpuesta $R_\Theta^{-1} = R_\Theta^T$.

$$R_\Theta = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \phi + \cos \psi \sin \theta \sin \phi & \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \sin \theta \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi & -\cos \psi \sin \phi + \sin \theta \sin \psi \cos \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

Ecuación 26

La cinemática angular la definimos con la ecuación

$$\dot{\Theta}_E = T_\Theta \omega_B$$

Ecuación 27

En la que $\dot{\Theta}_E$ denota el vector de velocidades angulares respecto al sistema de referencia EF, y ω_B denota el vector de velocidades angulares respecto al sistema de referencia BF.

$$\dot{\Theta}_E = [\dot{\varphi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T$$

Ecuación 28

$$\omega_B = [p \quad q \quad r]^T$$

Ecuación 29

La matriz de transferencia T_Θ la utilizamos para proyectar las velocidades angulares del sistema de referencia BF al sistema de referencia EF.

$$T_\Theta = \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} & \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{bmatrix}$$

Ecuación 30

3.4.2. ANÁLISIS DINÁMICO

Según la segunda ley de Newton, toda fuerza aplicada sobre un cuerpo genera una aceleración

$$F_B = m\dot{V}_B$$

Ecuación 31

Siendo F_B el vector de fuerzas aplicadas sobre el drone en el sistema de referencia BF, m la masa del drone y \dot{V}_B el vector de aceleraciones lineales con respecto al sistema de referencia BF.

Esta ecuación la podemos representar de manera general como sigue:

$$F_B = m\dot{V}_B + \omega_B \times (mV_B)$$

Ecuación 32

Y de forma expandida:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} + wq - vr \\ \dot{v} + ur - wp \\ \dot{w} + vp - uq \end{bmatrix}$$

Ecuación 33

donde podemos observar la consecuencia en el movimiento que generan las fuerzas aplicada al drone, compuestas por los efectos de la fuerza de la gravedad y por el empuje que generan los rotores.

3.4.2.3. FUERZA DE GRAVEDAD

La fuerza de gravedad solo afecta a las componentes lineales de las ecuaciones, puesto que la dirección de su vector es siempre vertical, y su sentido hacia abajo. El empuje producido por las hélices únicamente genera una aceleración en Z.

$$F_B = G_B + T_B = \begin{bmatrix} m g \sin \theta \\ -m g \cos \theta \sin \varphi \\ -m g \cos \theta \sin \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m g \sin \theta \\ -m g \cos \theta \sin \varphi \\ -m g \cos \theta \sin \varphi + T \end{bmatrix}$$

$$= m \begin{bmatrix} \dot{u} + wq - vr \\ \dot{v} + ur - wp \\ \dot{w} + vp - uq \end{bmatrix}$$

Ecuación 34

Por lo que, despejando las aceleraciones lineales representadas en la ecuación 34, obtenemos las ecuaciones que nos dan el modelo dinámico lineal del cuadricóptero:

$$\dot{u} = vr - wq + g \sin \theta$$

Ecuación 35

$$\dot{v} = wp - ur - g \sin \varphi \cos \theta$$

Ecuación 36

$$\dot{w} = uq - vp - g \cos \varphi \cos \theta + \frac{T}{m}$$

Ecuación 37

3.4.2.4. PARES MOTORES

Los pares motor generan sobre la aeronave una aceleración angular. Lo podemos ver en la siguiente ecuación:

$$\tau_B = I \dot{\omega}_B$$

Ecuación 38

En la que τ_B representa el vector de pares motor que actúan sobre el cuadricóptero en el sistema de referencia BF, I es la matriz de inercia del cuadricóptero y $\dot{\omega}_B$ representa el vector de aceleraciones angulares en el sistema de referencia BF.

Al igual que en el punto anterior, utilizamos la ecuación extendida:

$$\tau_B = I \dot{\omega}_B + \omega_B \times (I \omega_B)$$

Ecuación 39

A continuación vamos a definir las matrices y vectores anteriores, teniendo en cuenta las siguientes premisas: el origen del sistema de referencia BF lo tomamos en el centro de gravedad del drone y sus ejes serán los ejes de inercia del cuadricóptero.

Definimos la matriz de inercia del drone:

$$I = \begin{bmatrix} I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix}$$

Ecuación 40

Siendo I_{XX} la inercia rotacional total respecto al eje x, I_{YY} la inercia rotacional total respecto al eje y e I_{ZZ} la inercia rotacional total respecto al eje z.

Expandiendo la ecuación y expresándola en sistemas de ecuaciones, obtenemos:

$$\tau_x = I_{XX} \dot{p} + q r (I_{ZZ} - I_{YY})$$

Ecuación 41

$$\tau_y = I_{YY} \dot{q} + p r (I_{XX} - I_{ZZ})$$

Ecuación 42

$$\tau_z = I_{ZZ} \dot{r} + p q (I_{YY} - I_{XX})$$

Ecuación 43

A continuación analizaremos las fuerzas que ejercen los pares motores sobre el drone y que efectos se producen como consecuencia de las aceleraciones angulares.

3.4.2.4.1. EFECTO GIROSCÓPICO

Este efecto físico se da en cuerpos en rotación, produciendo la precesión y la inercia giroscópica. La precesión es el efecto que se produce en un cuerpo en rotación cuando se le aplica una fuerza sobre él en una dirección distinta a la del giro, dando como resultado un nuevo giro con el eje perpendicular al primer giro y a la dirección de la fuerza aplicada.

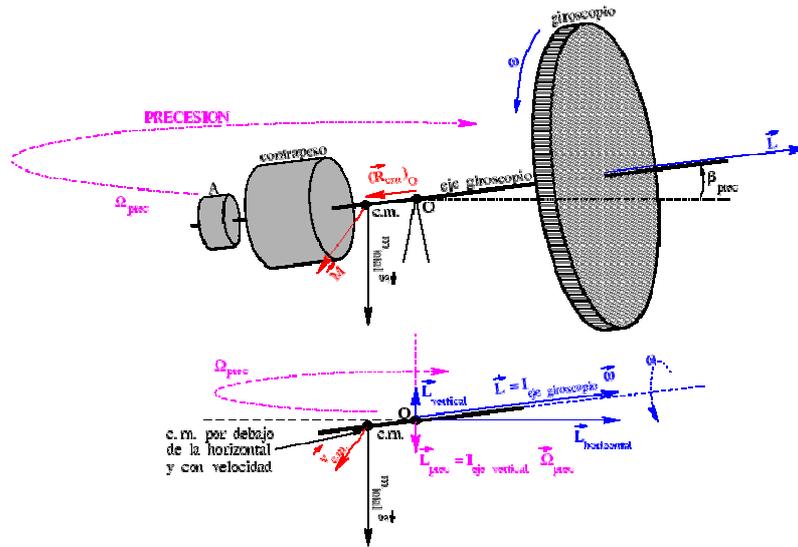


Ilustración 18. Efecto de la precesión en un giroscopio

La inercia giroscópica la definimos como la resistencia que ejerce un cuerpo en rotación a girar respecto a un eje distinto al de su rotación.

En nuestro drone, el efecto giroscópico es de gran importancia en los pares motor generados por las unidades impulsoras, ya que dos de ellas giran en un sentido y las otras dos en el sentido contrario, dando como resultado que si la suma total de dichas velocidades es nula, el cuadricóptero se mantiene balanceado, y cambiando la velocidad individual de ellos produciríamos un par motor distinto de cero, que haría desplazarse la aeronave según nuestra conveniencia, como representamos en la ecuación 44:

$$O_B \Omega = J_{TP} \begin{bmatrix} -q \\ p \\ 0 \end{bmatrix} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4)$$

Ecuación 44

Siendo O_B el vector de momentos generado por el efecto giroscópico en el sistema de referencia BF, J_{TP} el momento de inercia total sobre el eje de los rotores, $\begin{bmatrix} -q \\ p \\ 0 \end{bmatrix}$ la matriz de velocidades angulares y $(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4)$ la suma algebraica de las velocidades angulares de los rotores.

3.4.2.4.2. PARES MOTOR GENERADOS POR LAS HÉLICES

Como hemos dicho antes, los movimientos de *roll*, *pitch* y *yaw* los conseguimos variando las velocidades de los motores del cuadricóptero, desequilibrando el empuje generado por dos hélices opuestas.

Podemos expresar la relación entre los pares motor generados por los motores y la velocidad de forma vectorial en la ecuación 45:

$$E_B = \begin{bmatrix} \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b l (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ b l (\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{bmatrix}$$

Ecuación 45

Siendo τ_φ el par motor de roll, τ_θ el par motor de pitch, τ_ψ el par motor de yaw, b un parámetro aerodinámico de empuje, d un parámetro aerodinámico de arrastre y l la distancia de centro de gravedad del cuadricóptero a uno de los motores. U_1 , U_2 y U_3 son las entradas del sistema.

Por último, y tras considerar el efecto giroscópico y el par motor generado por los rotores, y una vez despejadas las aceleraciones angulares, concluimos con que el modelo dinámico total del cuadricóptero, uniendo las partes lineales y angulares expresadas en las ecuaciones 35, 36, 37, 41, 42, 43 y 45, quedaría de la siguiente manera [9] [10] [11] [12] [13]:

$$\dot{u} = vr - wq + g \sin \theta$$

Ecuación 46

$$\dot{v} = wp - ur - g \sin \varphi \cos \theta$$

Ecuación 47

$$\dot{w} = uq - vp + g \cos \varphi \cos \theta + \frac{T}{m}$$

Ecuación 48

$$\dot{p} = \frac{(I_{YY} - I_{ZZ})}{I_{XX}} qr + \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q\Omega + \frac{\tau_\varphi}{I_{XX}}$$

Ecuación 49

$$\dot{q} = \frac{(I_{ZZ} - I_{XX})}{I_{YY}} pr + \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p\Omega + \frac{\tau_{\theta}}{I_{YY}}$$

Ecuación 50

$$\dot{r} = \frac{(I_{XX} - I_{YY})}{I_{ZZ}} pq + \frac{\tau_{\psi}}{I_{ZZ}}$$

Ecuación 51

$$T = U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

Ecuación 52

$$\tau_{\phi} = U_2 = lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)$$

Ecuación 53

$$\tau_{\theta} = U_3 = lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)$$

Ecuación 54

$$\tau_{\psi} = U_4 = d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 + \Omega_3^2)$$

Ecuación 55

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4$$

Ecuación 56

3.5. CONTROLADORES AUTOMÁTICOS

Se utiliza el controlador automático para comparar el valor real de la salida de un sistema con el valor de entrada (valor deseado), determinando el error y produciendo una señal de control que intentará reducir el error a un valor próximo a cero. La manera en la cual el controlador automático produce la señal de control se denomina acción de control.

3.5.1. CLASIFICACIÓN DE LOS CONTROLADORES

A continuación se nombran los controladores que se analizarán:

- Proporcionales
- Integrales
- Proporcionales-integrales
- Proporcionales-diferenciales

- Proporcionales-integrales-diferenciales

3.5.1.1. ACCIÓN DE CONTROL PROPORCIONAL

En un controlador con acción de control proporcional, la relación entre la salida del controlador $u(t)$ y la señal de error $e(t)$ es

$$u(t) = K_p * e(t)$$

Ecuación 57

siendo K_p la ganancia proporcional. Cualquiera que sea el mecanismo real y la clase de potencia utilizada en la operación, el controlador proporcional es, en esencia, un amplificador con una ganancia ajustable.

La función de transferencia de un control proporcional es:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p$$

Ecuación 58

El diagrama de bloques del controlador proporcional se representa según el siguiente esquema:

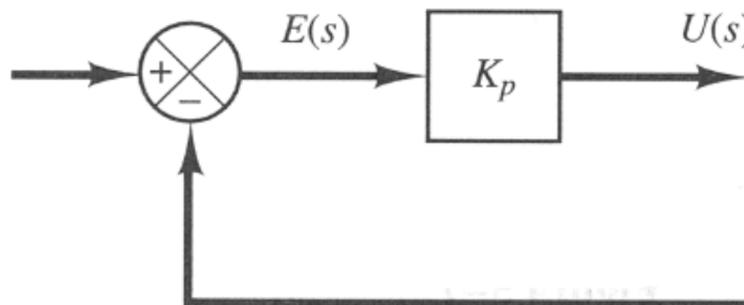


Ilustración 19. Diagrama de bloques del Controlador Proporcional (P)

3.5.1.2. ACCIÓN DE CONTROL INTEGRAL

En un controlador con acción de control integral, el valor de la salida del controlador $u(t)$ varía de manera proporcional a la señal de error $e(t)$, es decir

$$u(t) = K_i \int_0^t e(t) dt$$

Ecuación 59

donde K_i es una constante ajustable.

La función de transferencia de un controlador integral es:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = \frac{K_i}{s}$$

Ecuación 60

El diagrama de bloques del controlador integral se representa según el siguiente esquema:

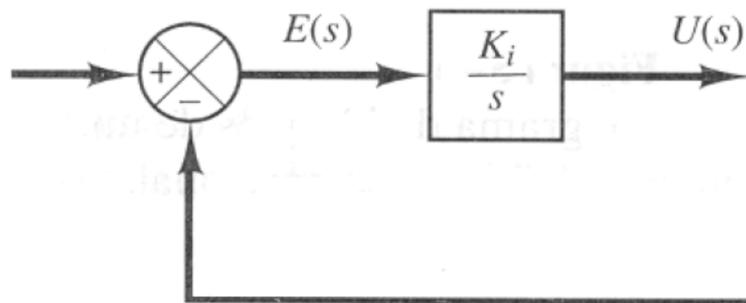


Ilustración 20. Diagrama de bloques del controlador integral (I)

3.5.1.3. ACCIÓN DE CONTROL PROPORCIONAL-INTEGRAL

La magnitud de la salida del controlador es proporcional a la velocidad de cambio de la señal de error. El tiempo integral T_i ajusta la acción de control integral, mientras que un cambio en el valor de la ganancia proporcional K_p afecta a las partes integral y proporcional de la acción de control. El inverso del tiempo integral se denomina velocidad de reajuste, y es la cantidad de veces por minuto que se duplica la parte proporcional de la acción de control.

La función de transferencia de un controlador proporcional-integral es:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i * s} \right)$$

Ecuación 61

El diagrama de bloques del controlador proporcional-integral se representa en el siguiente esquema:

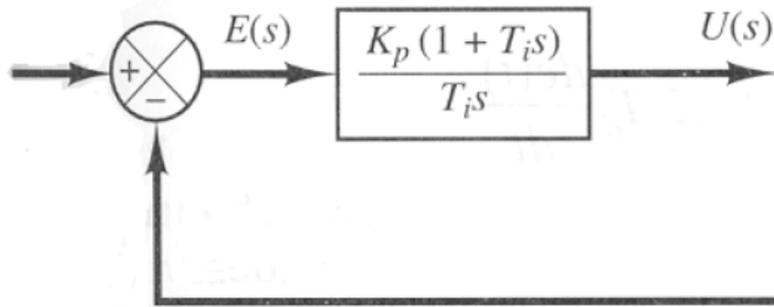


Ilustración 21. Diagrama de bloques del controlador proporcional-integral (PI)

3.5.1.4. ACCIÓN DE CONTROL PROPORCIONAL-DIFERENCIAL

La acción de control diferencial, denominada a veces control de velocidad, ocurre cuando la magnitud de salida del controlador es proporcional a la velocidad de variación de la señal de error. El tiempo diferencial T_d es el intervalo de tiempo durante el cual la acción de la velocidad hace avanzar el efecto de la acción de control proporcional.

La función de transferencia de un controlador proporcional-diferencial es:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p(1 + T_d * s)$$

Ecuación 62

El diagrama de bloques del controlador proporcional-diferencial se representa de la forma siguiente:

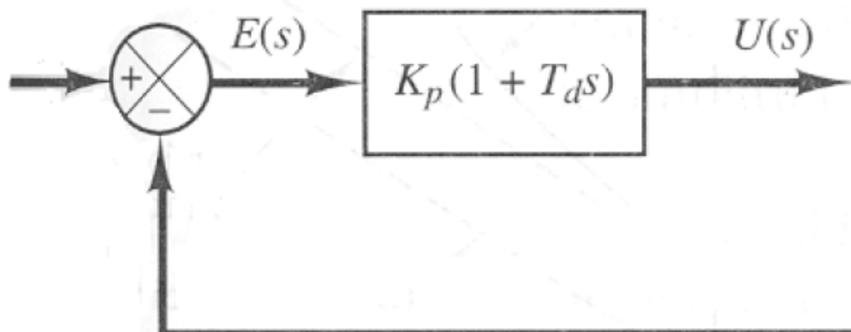


Ilustración 22. Diagrama de bloques del controlador proporcional-diferencial (PD)

3.5.1.5. ACCIÓN DE CONTROL PROPORCIONAL-INTEGRAL-DIFERENCIAL

La combinación de una acción de control proporcional, una acción de control integral y una acción de control diferencial se denomina acción de control proporcional-integral-diferencial (PID). Esta acción combinada tiene las ventajas de cada una de las tres acciones de control individuales. La función de transferencia de un controlador con esta acción combinada será:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i * s} + T_d * s \right)$$

Ecuación 63

En la que K_p es la ganancia proporcional, T_i es el tiempo integral y T_d es el tiempo diferencial.

El diagrama de bloques del controlador proporcional-integral-diferencial se representa a continuación:

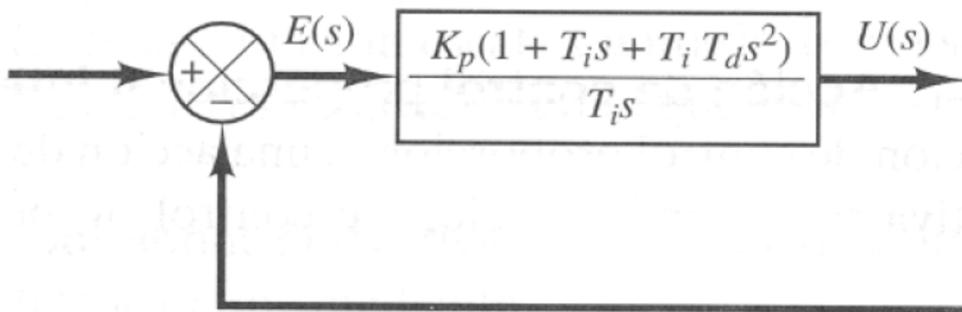


Ilustración 23. Diagrama de bloques del controlador proporcional-integral-diferencial (PID)

3.5.1.6. EFECTOS DE LA ACCIÓN DE CONTROL INTEGRAL

En el control proporcional de una planta, cuya función de transferencia no posea un integrador ($1/s$), habrá un error en estado estacionario, o desplazamiento (offset), en la respuesta para una entrada escalón. Tal offset se elimina si se incluye la acción de control integral en el controlador. La acción de control integral, aunque elimina el offset o el error en estado estable, puede conducir a una respuesta oscilatoria de amplitud decreciente lenta o, incluso, de amplitud creciente, y ambos casos, por lo general, se consideran inconvenientes.

3.5.1.7. EFECTOS DE LA ACCIÓN DE CONTROL DIFERENCIAL

Cuando una acción de control diferencial se agrega a un controlador proporcional, aporta un medio de obtener un controlador de alta sensibilidad. Una ventaja de usar una acción de control diferencial es que responde a la velocidad del cambio del error y produce una corrección significativa antes de que la magnitud del error se vuelva demasiado grande. Por tanto, el control diferencial prevé el error, inicia una acción correctiva oportuna y tiende a aumentar la estabilidad del sistema. Aunque el control diferencial no afecta de forma directa al error en estado estacionario, añade amortiguamiento al sistema y, por tanto, permite el uso de un valor más alto que la ganancia K , lo cual provoca una mejora en la precisión en estado estacionario.

Debido a que el control diferencial opera sobre la velocidad de cambio del error, y no sobre el error mismo, este modo nunca se usa solo. Siempre se emplea junto con una acción de control proporcional o proporcional-integral [14].

3.6. MOTORES ELÉCTRICOS:

El motor eléctrico será el dispositivo utilizado para los rotores. Un motor eléctrico es una máquina que convierte la energía eléctrica en energía mecánica, aprovechando las propiedades magnéticas de la electricidad. Los utilizamos para transmitir movimientos, generalmente de rotación, por lo que disponen de un eje transmisor del movimiento.

El principio por el que un motor crea movimiento está basado en un acoplamiento magnético entre circuitos eléctricos. Este acoplamiento magnético consiste en la interacción de varios circuitos eléctricos ligados magnéticamente por un circuito magnético. Para ello se disponen imanes permanentes (o bobinados eléctricos) en una parte fija, llamada estator y en una parte móvil, llamada rotor, y se hacen pasar por dichos bobinados corrientes eléctricas. El movimiento de giro del rotor de una máquina eléctrica funcionando como motor se consigue gracias a la fuerza que aparece en los hilos conductores del rotor cuando circula por ellos dicha corriente eléctrica.

3.6.1. MOTORES DE CORRIENTE CONTINUA (CC):

La alimentación de estos motores, como su nombre indica, es por corriente continua. En los motores de corriente continua el elemento inductor (devanado de campo) es el estator

y el devanado inducido está ubicado en el rotor. Son reversibles, es decir, cambiando la polaridad de la alimentación, giran en sentido contrario.

El funcionamiento de estos motores está basado en la acción de un campo electromagnético que atrae el lado opuesto del rotor hasta que llega a una determinada posición, donde unas escobillas en contacto con el positivo y masa cambian la polaridad para que de nuevo sea atraído el lado opuesto del rotor y así crear un movimiento continuo.

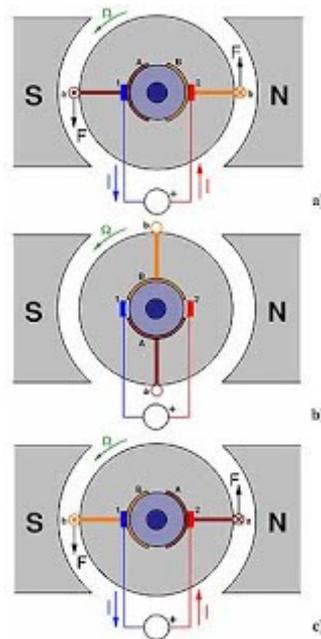


Ilustración 24. Diferentes posiciones del rotor frente al estator

En motores pequeños las escobillas hacen que disminuya de gran forma el rendimiento e impiden realizar motores pequeños de mucha potencia, por lo que, para un proyecto como el que nos ocupa, donde necesitamos motores pequeños, vamos a tener que eliminar las escobillas. Para ello contamos con los motores *brushless*.

3.6.2. MOTORES ELÉCTRICOS *BRUSHLESS*:

Los motores *brushless* están compuestos por una parte móvil que es el rotor, donde se encuentran los imanes permanentes, y una parte fija, denominada estator, sobre la cual van dispuestos los bobinados de hilo conductor.

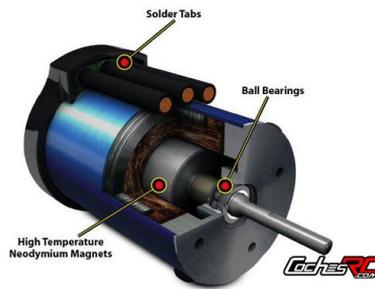


Ilustración 25. Motor CC Brushless

Como su nombre indica, estos motores no disponen de escobillas. En este tipo de motor la corriente eléctrica pasa directamente por los bobinados del estator, por lo tanto aquí no son necesarias las escobillas ni el colector que se utilizan en los *brushed*, por lo que este tipo de motor presenta un gran rendimiento. La corriente eléctrica genera un campo electromagnético que interacciona con el campo magnético creado por los imanes permanentes del rotor, haciendo que aparezca una fuerza que hace girar al rotor y por lo tanto al eje del motor.



Ilustración 26. Interior de un motor *Brushless*

Al no disponer de escobillas, colector y delgas, necesitamos un elemento que controle que el rotor gire sea cual sea su posición. Para ello utilizamos un variador electrónico, que lo que hace es ver en qué posición se encuentra el rotor en cada momento, para hacer que la corriente que le llegue sea la adecuada para provocar el movimiento de rotación que le corresponde. El variador es capaz de hacer esto, gracias a unos sensores en el motor, o también mediante la respuesta obtenida observando cómo se comporta la corriente del motor. Por este motivo, los variadores empleados en este tipo de motores son algo más complicados que los utilizados en *brushed*, ya que deben analizar la respuesta y los datos de funcionamiento del motor en tiempo real. Además, con el variador conseguimos corriente alterna para que funcionen estos motores (lo ideal es que

fuera sinusoidal, aunque en la práctica se utilizarán PWM (Pulsos de Anchura Modulada). En el capítulo 3.7 veremos el funcionamiento de estos elementos.

Cuando hablamos de motores *brushless*, hay un parámetro importante que debemos considerar, que es el factor "kV". Normalmente aparece junto al número de vueltas de bobinado del motor, y lo que nos indica es el número de revoluciones por minuto a las que es capaz de girar el motor por cada voltio de tensión que se le aplica. En el mercado podemos encontrar un rango amplio para este factor.

Pero como ocurre muchas veces, no todo son ventajas. A mayores valores para el kV, mayores valores de velocidad, pero menores valores de par y viceversa. Por lo tanto se trata de encontrar una solución de compromiso entre velocidad y par teniendo en cuenta las características de nuestro modelo. Para modelos de poco peso, optaremos por motores con valor kV más elevado, cuya respuesta en velocidad y aceleración sean mayores; pero si tenemos modelos de mayor peso quizás sería mejor optar por un valor de kV algo inferior, que tenga una velocidad y aceleración satisfactoria pero que nos proporcione un mayor valor de par [15].

3.7. VARIADORES DE VELOCIDAD (ESC)

Este dispositivo se utiliza para variar la velocidad de los rotores del drone. Los variadores son los elementos que se encargan de manejar los motores eléctricos y se les denomina por las siglas ESC (*Electronic Speed Controller* o controlador de velocidad electrónico). Es un dispositivo que, comandado por un canal del receptor, es capaz de gobernar el motor del modelo haciendo que gire a más o menos revoluciones por minuto. En motores *brushless*, que cuentan con un bobinado especial semejante al de los motores industriales trifásicos, y aplican mucha más frecuencia, los motores no se pueden conectar directamente a la batería sino que requieren de un circuito electrónico que los maneje. Aquí es donde entra en juego el ESC.



Ilustración 27. Detalle de un ESC

El variador de velocidad tiene una pareja de cables que provienen de la batería (entrada de alimentación), tres cables que se dirigen al motor, y un cable conectado al receptor. Este último cable está formado a su vez por otros tres. El cable de señal que proviene del receptor (aceleración que el piloto desea aplicar al motor), y un positivo y negativo que generalmente son los que alimentan al receptor.

El ESC generalmente tiene un radiador mediante el cual disipa la gran cantidad de calor que produce su electrónica. Curiosamente uno de los elementos que más reduce la temperatura en un ESC es el condensador. Es común incluir uno o más condensadores en los laterales de los variadores, y su misión, además de la función estabilizadora del flujo eléctrico, es precisamente reducir en un buen número de grados la temperatura del conjunto.

Los variadores pueden llegar a ser muy sofisticados y manejar capacidades de corriente muy elevadas (llegan a alcanzarse los 200A en modelos extremos) obteniendo unas potencias que compiten con los modelos de gasolina.

En función del motor y tipo de vuelo que deseemos, tendremos la opción de elegir entre una amplia gama de fabricantes. Suele ser una recomendación generalizada sobredimensionar el ESC al menos un 10-25% más, lo cual nos garantizará que el variador responderá correctamente en condiciones de máxima carga.

Estos circuitos hacen una gestión avanzada del motor y requieren ser "programados" antes de usarlos. Para ello suelen ofrecer varios métodos, siendo la más simple a través de una secuencia de movimientos de la palanca del acelerador en la emisora al conectar, pasando

por accesorios en forma de tarjeta con botones para las diferentes opciones, hasta los más sofisticados con conexión al ordenador.

Entre los parámetros más habituales que hay que programar están:

- *Brake*: Freno para hélices plegables, sino está activo la hélice sigue girando y no se recoge (por efecto del aire).
- *Battery type*: Algunos tienen detección automática del tipo de batería (Lipo2S/3S/etc.) y otros hay que indicárselo explícitamente.
- *Cutoff mode*: Cuando detecta que la batería está baja, indica cómo debe comportarse, bien reduciendo potencia de motor o bien apagándolo completamente.
- *Cutoff threshold*: el nivel que se considera mínimo de batería, si lo bajamos agotaremos más la batería. Es recomendable dejarlo con los valores de fábrica o incluso subirlo un punto de manera que quede una reserva de batería para aterrizar con control.
- *Startup mode*: El modo de arranque, en motores con reductora o hélices plegable. Conviene dejarlo en el nivel "soft" (suave) para no forzar los piñones y/o darle tiempo a la hélice a que se posicione.
- *Timing*: Tiene que ver con la frecuencia con que se controla el motor. Este parámetro es necesario determinarlo mediante pruebas en banco midiendo los consumos, revoluciones y el empuje estático obtenido, por lo que no es usual su programación [16].

3.8. CIRCUITO DE ELIMINACIÓN DE BATERÍA (BEC)

El BEC (*Battery Elimination Circuit* o circuito de eliminación de batería) se utiliza para aprovechar la energía de la batería principal (la que da suministro al motor) utilizándola para alimentar los accesorios que funcionan a una tensión menor. En el caso que nos ocupa, este dispositivo alimentará a la controladora.

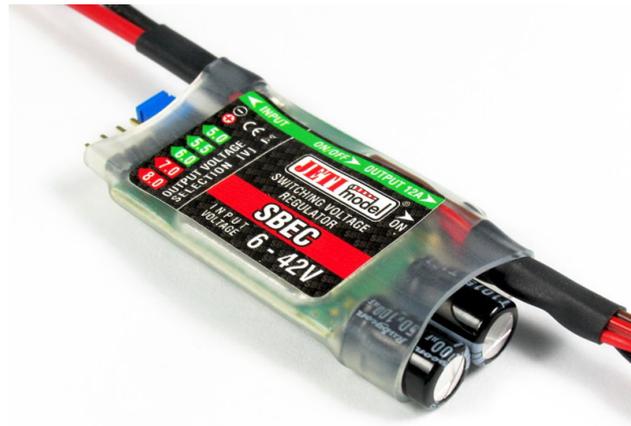


Ilustración 28. Circuito eliminador de Batería

El motor de una aeronave eléctrica puede alimentarse con baterías de más o menos capacidad, y mayor o menor tensión y capacidad de descarga. Generalmente estas baterías suelen ser de polímeros de litio (LiPo) que se verán con detalle en el próximo punto, y cuya tensión máxima es de 4.20 V por elemento. Mientras que con un solo elemento no se puede alimentar un receptor de 4.8 V por falta de tensión, con dos de ellos (8.40 V) tampoco se puede hacer, por exceso. Si además, se considera que la mayoría de las aeronaves funcionan con baterías de tres o más elementos, se hace inviable la posibilidad de alimentar el receptor directamente con dicha fuente de energía. Y ahí es donde entra el juego el BEC.

Llegados a este punto, se puede decir que el BEC es básicamente un regulador, que recibe energía desde la batería, y devuelve un flujo estable de corriente al receptor. Puede estar integrado en el propio ESC, proporcionando la energía al receptor por medio de los cables, generalmente de color rojo y negro mencionados anteriormente, y también puede ser externo al ESC, conectado a la batería principal, o a una secundaria, más ligera, asegurando que en caso de agotarse la principal, el modelo seguirá teniendo capacidad de maniobra. Al ser externo al ESC, si éste se calentase en exceso, y el circuito de protección anulase su funcionamiento, el BEC seguiría a una temperatura normal, por lo que tampoco se perdería el control del modelo.

No hay que olvidar que el BEC también tiene unas limitaciones inherentes a su construcción. La intensidad con la que un BEC alimenta al receptor y servos puede llegar a ser causa de un mal funcionamiento, o incluso de un accidente. Si, por ejemplo, se

pretende alimentar un número elevado de motores digitales de gran tamaño, el receptor y un giróscopo con un BEC demasiado pequeño, es probable que se termine averiando el BEC, por lo que éste es un dato muy a tener en cuenta a la hora de adquirir uno de estos dispositivos [17].

3.9. ALIMENTACIÓN CON BATERÍAS

Al ser un drone eléctrico, la fuente de energía con la que se alimentará el drone será una batería eléctrica.

Se denomina batería a un dispositivo formado por una o más celdas electroquímicas que convierten la energía química almacenada en electricidad. Cada celda consta de un electrodo positivo o ánodo y un electrodo negativo o cátodo y electrolitos que permiten que los iones se muevan entre los electrodos, facilitando que la corriente fluya fuera de la batería para llevar a cabo su función.

Hay gran cantidad de tipos de baterías, desde las conocidas como “pilas de botón” a los bancos de baterías del tamaño de una habitación, como las que proporcionan energía de reserva a las centrales telefónicas y ordenadores de centros de datos.

En principio, se pueden distinguir dos tipos de baterías:

- Las celdas primarias o pilas, que transforman la energía química en energía eléctrica, de manera irreversible). Cuando se agota la cantidad inicial de reactivos presentes en la pila, la energía no puede ser restaurada o devuelta a la celda electroquímica por medios eléctricos (es decir, no recargables).
- Las celdas secundarias o baterías, que pueden ser recargadas, es decir, que pueden revertir sus reacciones químicas mediante el suministro de energía eléctrica a la celda, hasta el restablecimiento de su composición original.

Nos vamos a centrar en las celdas secundarias o baterías recargables, que se pueden descargar y recargar varias veces, debido a que la composición original de los electrodos puede ser restaurado por la corriente inversa.

El principio de funcionamiento de una batería está basado esencialmente en un proceso químico reversible llamado reducción-oxidación (REDOX), un proceso en el cual uno de los componentes se oxida (pierde electrones) y el otro se reduce (gana electrones); es decir, un proceso cuyos componentes no resulten consumidos ni se pierdan, sino que meramente cambian su estado de oxidación y, que a su vez pueden retornar a su estado original en las circunstancias adecuadas. Estas circunstancias son, en el caso de los acumuladores, el cierre del circuito externo durante el proceso de descarga y la aplicación de una corriente, igualmente externa, durante la carga.

3.9.1. PARÁMETROS DE UNA BATERÍA

La tensión en voltios es el primer parámetro a considerar, pues es el que suele determinar si el acumulador conviene al uso al cual se le destina. Suele estar entre 1 V y 4 V por elemento.

Se obtiene de calcular el trabajo, W , requerido para transferir una cantidad de carga que a través de una sección transversal de un elemento (el conductor o cable) contra la fuerza eléctrica que producen las otras cargas del conductor. La unidad de voltaje es el voltio.

La corriente en amperios es la tasa de cambio neta de la carga Q (medido en culombios) transferida a través de una sección transversal de un conductor.

La capacidad de carga que puede almacenar el elemento o capacidad del acumulador, se mide en amperios-hora (Ah). Un miliamperio-hora es la corriente en miliamperios que puede entregar la batería durante 1 hora.

La carga eléctrica se mide en la práctica por referencia a los tiempos de carga y de descarga en amperios (A). La unidad SI es el culombio (C).

La energía que puede suministrar una batería depende de su capacidad y de su voltaje, se mide habitualmente en Wh (vatios-hora); la unidad SI es el julio.

La resistencia de las baterías es muy inferior a la de las pilas, lo que les permite suministrar cargas mucho más intensas que las de éstas, sobre todo de forma transitoria.

La constante de carga/descarga C es una constante creada por los fabricantes que depende de los miliamperios hora especificados en la batería y que se usa para poder señalar más fácilmente la intensidad a la que debe cargarse o descargarse una batería sin que ésta sufra daños.

En el mercado, por ejemplo, las baterías LiPo vienen rotuladas con 20C o similares. Este número indica la máxima capacidad de descarga y se destaca porque según el uso que se les dé, por ejemplo para vuelo de aeromodelos, indica el tiempo de vuelo, es decir, la duración de la batería.

3.9.2. TIPOS DE BATERÍAS RECARGABLES POR SU NATURALEZA INTERNA

Por lo que a su naturaleza interna se refiere, características electroquímicas, se encuentran habitualmente baterías recargables de los tipos que se detallan a continuación.

3.9.2.1. BATERÍAS DE PLOMO-ÁCIDO

Está constituida por dos electrodos de plomo, de manera que, cuando el aparato está descargado, se encuentra en forma de sulfato de plomo (II) (PbSO_4) incrustado en una matriz de plomo metálico en el elemento metálico (Pb); el electrolito es una disolución de ácido sulfúrico.

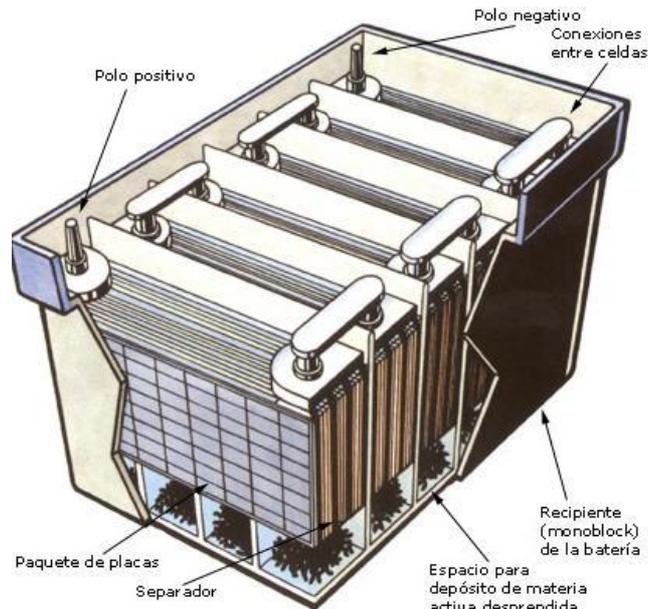


Ilustración 29. Batería de plomo-ácido

Ventajas

- Bajo costo.
- Fácil fabricación.

Desventajas

- No admiten sobrecargas ni descargas profundas, viendo seriamente disminuida su vida útil.
- Altamente contaminantes.
- Baja densidad de energía: 30 Wh/kg.
- Peso excesivo, al estar compuesta principalmente de plomo; por esta razón su uso en automóviles eléctricos se considera poco lógico por los técnicos electrónicos con experiencia. Su uso se restringe por esta razón.

Características

- Voltaje proporcionado: 2 V/elemento.

Cuando varias celdas se agrupan para formar una batería comercial, reciben el nombre de vasos, que se conectan en serie para proporcionar un mayor voltaje. Dichos vasos se contienen dentro de una caja de polipropileno copolímero de alta

densidad con compartimientos estancos para cada celda. La tensión suministrada por una batería de este tipo se encuentra normalizada en 12 V si posee 6 elementos o vasos para vehículos ligeros y 24 V para vehículos pesados con 12 vasos. En algunos vehículos comerciales y agrícolas antiguos todavía se utilizan baterías de 6 V, de 3 elementos o vasos.

- Densidad de energía: 30 Wh/kg.

3.9.2.2. BATERÍAS DE NÍQUEL-HIERRO (NI-FE)

La batería de níquel-hierro, fue inventada por Waldemar Jungner en 1899, posteriormente desarrollada por Thomas Alva Edison y patentada en 1903. En el diseño original de Edison el cátodo estaba compuesto por hileras de finos tubos formados por láminas enrolladas de acero niquelado, estos tubos están rellenos de hidróxido de níquel u oxihidróxido de níquel (NiOOH). El ánodo se componía de cajas perforadas delgadas de acero niquelado que contienen polvo de óxido ferroso (FeO). El electrolito es alcalino, una disolución de un 20 % de potasa cáustica (KOH) en agua destilada.



Ilustración 30. Batería Níquel Hierro

Ventajas

- Bajo costo.
- Fácil fabricación.
- Admite sobrecargas, repetidas descargas totales e incluso cortocircuitos sin pérdida significativa de capacidad.
- No es contaminante, no contiene metales pesados y el electrolito diluido se puede usar en aplicaciones agrícolas.
- Muy larga vida útil, algunos fabricantes hablan de más de 100 años de esperanza de vida en los electrodos y 1000 ciclos de descarga 100 % en el electrolito. El electrolito se debe cambiar cada 20 años según instrucciones de uso redactadas por el propio Edison.
- Compuesta de elementos abundantes en la corteza de la tierra (hierro, níquel, potasio)
- Funciona en un mayor rango de temperaturas, entre $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $46\text{ }^{\circ}\text{C}$

Desventajas

- Solo posee una eficiencia del 65 %.

Características

- Voltaje proporcionado: 1,2 ~ 1,4 V
- Densidad de energía: 40 Wh/kg
- Energía/volumen: 30 Wh/l
- Potencia/peso: 100 W/kg

3.9.2.3. BATERÍAS DE NÍQUEL-CADMIO (NI-CD)

Utilizan un cátodo de hidróxido de níquel y un ánodo de un compuesto de cadmio. El electrolito es de hidróxido de potasio. Esta configuración de materiales permite recargar la batería una vez está agotada, para su reutilización. Sin embargo, su densidad de energía es de tan sólo 50 Wh/kg, lo que hace que tengan poca capacidad.



Ilustración 31. Batería Níquel Cadmio

Ventajas

- Admiten un gran rango de temperaturas de funcionamiento.
- Admiten sobrecargas, se pueden seguir cargando cuando ya no admiten más carga, aunque no la almacena.

Desventajas

- Efecto memoria muy alto.
- Densidad de energía baja.

Características

- Voltaje proporcionado: 1,2 V
- Densidad de energía: 50 Wh/kg
- Capacidad usual: 0,5 a 1,0 A (en pilas tipo AA)
- Efecto memoria: muy alto

3.9.2.4. BATERÍAS DE NÍQUEL-HIDRURO METÁLICO (NI-MH)

Utilizan un ánodo de hidróxido de níquel y un cátodo de una aleación de hidruro metálico.



Ilustración 32. Batería Níquel-Hidruro metálico

Ventajas

- Este tipo de baterías se encuentran menos afectadas por el llamado efecto memoria.

Desventajas

- No admiten bien el frío extremo, reduciendo drásticamente la potencia eficaz que puede entregar.

Características

- Voltaje proporcionado: 1,2 V
- Densidad de energía: 80 Wh/kg
- Capacidad usual: 0,5 a 2,8 A (en pilas tipo AA)
- Efecto memoria: bajo

3.9.2.5. BATERÍAS DE IONES DE LITIO (LI-ION)

Las baterías de iones de litio (Li-ion) utilizan un ánodo de grafito y un cátodo de óxido de cobalto, trifilina (LiFePO₄) u óxido de manganeso. Su desarrollo es más reciente, y

permite llegar a altas densidades de capacidad. No admiten descargas y sufren mucho cuando éstas suceden; por lo que suelen llevar acoplada circuitería adicional para conocer el estado de la batería y evitar así tanto la carga excesiva como la descarga completa.



Ilustración 33. Batería Li-Ion

Ventajas

- Apenas sufren el efecto memoria y pueden cargarse sin necesidad de estar descargadas completamente, sin reducción de su vida útil.
- Altas densidades de capacidad.

Desventajas

- No admiten bien los cambios de temperatura.
- No admiten descargas completas y sufren mucho cuando éstas suceden.

Características

- Voltaje proporcionado:
 - A plena carga: entre 4,2 V y 4,3 V dependiendo del fabricante.
 - A carga nominal: entre 3,6 V y 3,7 V dependiendo del fabricante.
 - A baja carga: entre 2,65 V y 2,75 V dependiendo del fabricante (este valor no es un límite, se recomienda).
- Densidad de energía: 115 Wh/kg
- Capacidad usual: 1,5 a 2,8 A (en pilas tipo AA)
- Efecto memoria: muy bajo

Usos

Móviles, tabletas, libros electrónicos, etc [18].

3.9.2.6. BATERÍAS DE POLÍMERO DE LITIO (LIPO)

Son una variación de las baterías de iones de litio (Li-ion). Sus características son muy similares, pero permiten una mayor densidad de energía, así como una tasa de descarga bastante superior. Estas baterías tienen un tamaño más reducido respecto a las de otros componentes.



Ilustración 34. Batería LiPo

Lo primero que se debe conocer es la nomenclatura que se utiliza en baterías LiPo. La forma de denominar a estas baterías es con un número que indica el número de elementos o celdas de que consta y una letra que indica el tipo de conexión de dichos elementos (S para serie y P para paralelo). 3S1P o 3S: Pack de 3 celdas en serie
3S2P: Pack de 3 celdas en serie conectadas en paralelo a otro conjunto de 3 celdas en serie

Dependiendo de cómo sean conectadas las celdas que componen la batería se obtendrá más o menos nivel de tensión. Las celdas se pueden conectar de dos formas, en serie o en paralelo.

Cada elemento o celda tiene un voltaje de 3.7 V de valor nominal, valor que varía dependiendo del tipo de conexión que se realice.

Conexión en serie: Cuando se conectan en serie un número N de celdas, por todas ellas circula la misma intensidad. Como todas las celdas son además iguales, la caída en bornes del conjunto o pack será la suma de N tensiones iguales. De forma que se puede decir, que el conectar N celdas iguales en serie, es igual a multiplicar por N el valor de la tensión de una celda. Por ejemplo, si se tiene una LiPo 3S1P, que según se ha visto, quiere decir que la forman 3 celdas en serie, la tensión en bornes del pack será de $3 \cdot 3.7 \text{ V} = 11,1 \text{ V}$.

Conexión en paralelo: Las celdas también se pueden conectar en paralelo. Lo que ocurre en la conexión en paralelo de varias celdas, es que los extremos de cada celda están conectados eléctricamente a un mismo punto eléctrico, es decir, todos los extremos positivos de las celdas son como un mismo punto eléctrico y los negativos también, por lo que la tensión entre ambos extremos del conjunto de celdas en paralelo, es la misma que la de una sola celda. Por ejemplo, si se tienen tres celdas con conexión en paralelo, la tensión en bornes del pack será de 3.7 V (lo mismo que si se mide una sola celda).

Además, la corriente eléctrica que circula por cada elemento de las conexiones en paralelo no es la que circula por todos, sino que cada elemento es recorrido por una intensidad determinada. No obstante, en el caso de las baterías, los elementos a conectar en paralelo deben ser iguales, y por lo tanto, en este caso las intensidades que recorren cada uno de los elementos tendrán además el mismo valor.

Al igual que ocurre con los niveles de tensión, también se puede jugar con los tipos de conexiones para hacer que un paquete con cierto número de celdas tenga mayor o menor capacidad.

Conexión en serie: Se puede demostrar matemáticamente con las expresiones de electrotecnia básica, que cuando conectamos varias celdas en serie, a efectos de capacidad el conjunto mantiene la misma que una sola celda.

Por ejemplo, una celda de 2200 mAh, si la unimos en serie a otras dos celdas de 2200 mAh, el conjunto presentará una capacidad total de 2200 mAh.

Conexión en paralelo: La conexión en paralelo de celdas, permite en cambio aumentar la capacidad del conjunto y la capacidad de descarga; de forma que si las celdas que son conectadas en paralelo son iguales, requisito que debe cumplirse, esta capacidad es igual a la capacidad de una celda por el número de celdas que se hayan conectado en paralelo. Por ejemplo, si se tiene una celda 2200 mAh y se conecta en paralelo con otras dos celdas de 2200 mAh, se obtendrá un conjunto de 6600 mAh de capacidad; sería una 1S3P.

De todo lo visto hasta ahora, se resume que si lo que se quiere es aumentar el nivel de tensión se deben aumentar el número de celdas conectadas en serie, y si lo que se quiere es aumentar la capacidad del conjunto, se deben aumentar el número de celdas conectadas en paralelo. Por ejemplo si se tiene una batería 6S1P o 6S (significa que se tienen seis celdas en serie), se obtendrá una tensión de 22.2 V para el conjunto. Si en cambio se tiene una conexión 3S2P, se tendrán igualmente 6 celdas, pero esta vez con tres celdas en serie conectadas a otra serie de 3 celdas en paralelo; en este caso, se obtiene una tensión de 11.1V para el conjunto pero la capacidad será el doble de la del caso anterior. Con este ejemplo se puede ver cómo afectan las conexiones en los valores de los parámetros, para un número igual de celdas, 6 en ambos casos.

Comentar que para realizar las conexiones bien en serie o en paralelo, se deben conectar elementos que estén equilibrados y que sean iguales. Cuando se quiera fabricar un pack que vaya a contener tanto conexiones en serie como en paralelo, se empezará con las de paralelo y se terminará con las de serie; de esta forma los elementos en paralelo estarán equilibrados.

La conocida velocidad de descarga, se define como la rapidez con la que la batería se puede descargar de forma segura, es decir, la cantidad de amperios que la batería puede suministrar durante una hora de forma continuada, y que normalmente viene expresada en referencia a su capacidad, como 15C, 20C, etc. Por ejemplo, si la batería es 1C y 2200 mAh, quiere decir que es capaz de suministrar 2.2 amperios en una hora. Si a esta batería se le demanda el doble de intensidad (4.4 A), se descargaría en media hora, si la demanda es de 8,8 A se descargaría en 15 minutos y así sucesivamente. Otro ejemplo, si se tiene una LiPo de 7,4 V, 5000 mAh y 10C; sería capaz de suministrar 10×5 amperios, es decir, 50 amperios; pero suministrando esta corriente de consumo la duración será de 6 minutos.

Hay que tener especial precaución, ya que a la batería no se le puede exigir la corriente que se desee, aun a costa de que dure menos tiempo, ya que, como se ha explicado anteriormente, este parámetro facilitado por el fabricante nos delimita la intensidad máxima que se le puede pedir.

Para saber el tiempo que dura una batería teóricamente, conocida su capacidad y su velocidad de descarga (y suponiendo que el consumo que se le va a exigir es este valor máximo de descarga de forma continua), se tiene la siguiente relación que da una primera aproximación:

$$Tiempo (min) = Capacidad de la batería (Amp*min) / Velocidad de descarga (Amp).$$

Es decir, en el ejemplo anterior, se tiene una batería con capacidad de 5000 mAh, es decir, dividiendo entre 1000 para pasar a Ah, se obtiene una capacidad de 5Ah. Estos 5Ah multiplicados por 60 minutos que tiene 1 hora, da 300A*min.

Por otra parte, la velocidad de descarga se ha dicho que es 10C, es decir, 10*5A que es igual a 50A. Luego el tiempo que dura la batería suministrando esta corriente de consumo máxima es:

$$T = 300A * min / 50A = 6 minutos$$

Todo esto claro está, es una corriente máxima teórica que la batería es capaz de suministrar; luego está la corriente que realmente suministra la batería en cada momento en función de lo que solicitemos de ella, ya que la carga o el consumo no es constante todo el tiempo y además sería inviable que la batería estuviera entregando de forma continua su corriente máxima en todo momento. Por este motivo, el tiempo calculado con la expresión anterior siempre es menor que lo que realmente suele durar y, además, ese resultado no tiene en cuenta factores como por ejemplo que la batería no debe descargarse completamente por razones de seguridad y aparte existen pérdidas de potencia eléctrica “por el camino” por diferentes elementos del sistema.

Por lo tanto, para saber qué batería elegir, se debe evaluar ver primero qué carga se tiene (motor, etc.) y ver qué corriente va a necesitar durante su funcionamiento. El consumo máximo de la carga debe ser menor que la corriente máxima continua que es capaz de suministrar la batería y aparte, hay que prever cierto margen de seguridad.

Por otra parte también está el tiempo que se desea que dure. Con el valor de la corriente anterior y el tiempo de duración estimado, se comprueba que la batería cumple ambos requisitos.

Carga de la batería LiPo: Si la batería está compuesta por una única celda, se carga esta celda con la fuente de energía correspondiente al nivel de tensión adecuado y no hay mayor problema. Pero cuando se tiene un conjunto de celdas conectadas, puede pasar que durante el proceso de carga unas queden más cargadas que otras, o alcancen estos niveles de tensión a mayor velocidad que las celdas contiguas. Cuando una celda está ya cargada y el resto no, la cantidad “extra” de energía que le llega la convierte en calor (por eso es normal algunas veces que al cargar varios elementos haya algunos que al final estén más calientes que otros). El problema más grave es si se trata de baterías LiPo, ya que si se sigue incrementando el nivel de energía una vez cargadas puede derivar en un accidente, aparte de que estas sobrecargas contribuyen a dañar la batería.

Este es el motivo por el que interesa ver el nivel de tensión de cada elemento durante el proceso de carga, y ver si es necesario descargar algún elemento mientras se termina de cargar el resto. A este procedimiento es al que se denomina balanceo.

Para saber si un pack de baterías LiPo está desequilibrado basta con medir con un voltímetro, la tensión en bornes de cada elemento de ese pack, cuando el pack está cargado. Si existe una diferencia superior a 0,1 V entre elementos entonces se considera que hay desequilibrio. El desequilibrio también puede darse cuando hay en el pack algún elemento que ya está defectuoso. Normalmente se intenta recuperar el pack realizando un equilibrado de sus elementos, pero en estos casos y teniendo en cuenta el cuidado que hay que tener en la manipulación de estas baterías, es preferible no hacerlo y desechar el elemento defectuoso.

La pasivación es un efecto producido en la batería tras estar sin utilizar durante un tiempo prolongado, que consiste en la formación de una película de cloruro de litio y que se deposita en la superficie del ánodo. Este efecto evita la descarga de la batería, actuando esta capa de cloruro de litio como una resistencia natural ante la descarga

Por lo tanto, la pasivación durante un corto periodo de tiempo no es perjudicial para la batería. Por el contrario, para un periodo de tiempo muy prolongado, la película de cloruro

de litio podría llegar a tener un grosor suficiente como para impedir que la batería vuelva a proporcionar sus máximas prestaciones. Se recomienda por lo tanto, reducir esta película antes de volver a utilizarla de nuevo, pues de lo contrario, no daría el rendimiento adecuado.

El grosor de la película de cloruro de litio depende, además de las características de la batería, a los siguientes factores:

- El tiempo que ha permanecido la batería sin usar.
- La temperatura a la que se ha almacenado la batería.
- La tensión que proporciona la batería.

Para eliminar la capa de cloruro de litio, se recomiendan realizar varios ciclos de carga y descarga, a tenor del grosor de la película que se haya creado.

Las baterías LiPo no pueden ser desechadas de cualquier manera. Para su eliminación se recomienda seguir el siguiente procedimiento:

- Descargar la batería hasta 2.5 V por elemento.
- Sumergir la batería en un recipiente con una disolución de agua y sal.
- Dejar reposar durante 24 horas.
- Sacar la batería y comprobar que el voltaje es de 0 V.
- Depositarla siempre en un contenedor de baterías, punto limpio o similar.

Ventajas

- Mayor densidad de carga, por tanto menor tamaño para la misma carga.
- Buena tasa de descarga, bastante superior a las baterías de iones de litio.

Desventajas

- Quedan inutilizadas si se descargan por debajo del mínimo de 3 V.

Usos

Su tamaño y peso las hace muy útiles para equipos pequeños que requieran potencia y duración con una masa reducida, como las aeronaves [19].

3.10. ARDUINO

La tarjeta controladora que gobierna el drone estará basada en la tecnología Arduino.

Arduino es una plataforma de electrónica abierta para la creación y construcción de prototipos basada en software y hardware libre, flexible y fácil de usar. La creación de esta plataforma fue para aficionados, artistas en crear entornos u objetos interactivos.

Arduino recibe información del entorno a través de sus pines de entrada, mediante una gama amplia de sensores disponibles, pudiendo controlar el entorno que nos rodea, como puede ser motores, servos, luces, etc. Para trabajar con Arduino es necesario tener conocimientos de electrónica y programación.

El microcontrolador situado en la placa se controla con el lenguaje de programación Arduino (basado en Wiring) y el entorno de desarrollo Arduino (basado en Processing). Los proyectos hechos con Arduino se pueden ejecutar sin necesidad de conectarlos a un PC.

El hardware consiste en una placa con un microcontrolador Atmel AVR y puertos de entrada/salida. Los microcontroladores más utilizados son Atmega168, Atmega328, Atmega1280 y Atmega8 por su bajo coste y sencillez. Existen varias placas de Arduino, en función de las entradas y salidas que se necesiten.

Las distintas placas tienen procesadores con características diferentes según para lo que se quiera utilizar. La elección de la placa se hace en función de las características que tenga el proyecto. A continuación se detallan los diferentes tipos de placas.

3.10.1. ARDUINO UNO

Está basado en ATmega328. Tiene 14 pines digitales de entrada-salida (de las cuales 6 se pueden utilizar como salidas PWM) y 6 entradas analógicas. Contiene una conexión USB y un conector de alimentación y conector ICSP. Se puede conectar al PC mediante un cable USB. Esta placa se diferencia de las otras porque no utiliza el chip controlador FTDI USB to-serial, en cambio tiene el ATMEGA16U2 programado como convertidor USB a serie.

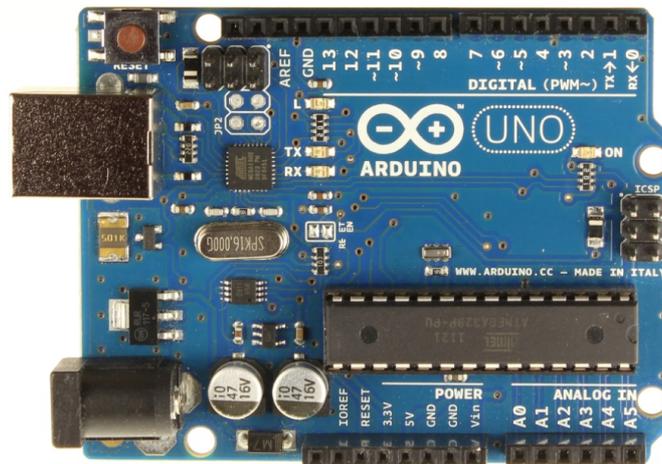


Ilustración 35. Arduino UNO

Las características de la placa son:

- Microcontrolador ATmega328, la placa funciona con 5 V.
- La tensión recomendada de entrada 7-12 V, con unos límites de 6-20 V.
- Corriente de la C.C. por el pin de entrada-salida 40 mA.
- Corriente de la C.C. para el pin 3.3 V 50 mA.
- Memoria flash de 32 Kb
- SRAM 2 Kb y EEPROM 1 Kb.

3.10.2. ARDUINO DUE

Está basado en Atmel SAM3X8E CPU. Tiene 54 pines digitales de entrada-salida (de las cuales 12 se pueden utilizar como salidas PWM) y 12 entradas analógicas. 4 UARTs (puertos serie de hardware) y 2 salidas DAC (convertidores de analógico a digital). Contiene 2 conectores USB, un conector de alimentación, un conector ICSP y un conector JTAG. En uno de los USB se puede conectar otros dispositivos USB a la tarjeta (ratones, teclados, etc.).

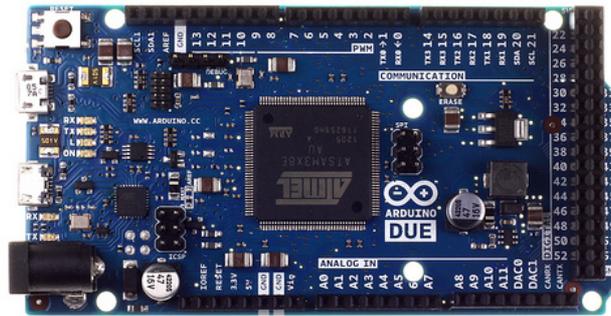


Ilustración 36. Arduino DUE

Las características de la placa son:

- Microcontrolador AT91SAM3X8E, la placa funciona con 3.3 V.
- La tensión recomendada de entrada 7-12 V, con límites de 6-20 V.
- Corriente máxima para todas entradas-salidas 130 mA.
- La Corriente máxima de los pines de Entrada/Salida de 3.3 V 800 mA.
- La Corriente máxima de los pines de Entrada/Salida de 5 V 800 mA.
- Max. 5 V en un pin de entrada.
- Memoria flash de 32 Kb.
- SRAM 96 Kb y velocidad de reloj 84 MHz.

3.10.3. ARDUINO ADK

Está basado en ATmega 2560. Lleva un USB para conectar los teléfonos que están basados en Android. Tiene 54 pines digitales de entrada-salida (de las cuales 14 se pueden utilizar como salidas PWM) y 16 entradas analógicas. 4 UARTs (puertos serie de hardware) y un oscilador de cristal de 16 MHz. Contiene una conexión USB, un conector de alimentación y un conector ICSP. Lleva un circuito USB que permite comunicarse con los dispositivos USB y suministrarle alimentación.



Ilustración 37. Arduino ADK

Las características de la placa son:

- Microcontrolador ATmega2560, la placa funciona con 5 V.
- La tensión recomendada de entrada 7-12 V, con límites de 6- 20 V.
- Corriente máxima para todas entradas-salidas 40 mA.
- La Corriente máxima de los pines de Entrada/Salida de 3.3 V 50 mA.
- Memoria flash de 256 Kb.
- SRAM 8 Kb, EEPROM 4 Kb y velocidad de reloj 16 MHz.

3.10.4. ARDUINO MEGA 2560

Está basado en ATmega 2560. Tiene 54 pines digitales de entrada-salida (de las cuales 14 se pueden utilizar como salidas PWM) y 16 entradas analógicas. 4 UARTs (puertos serie de hardware) y un oscilador de cristal de 16 MHz.

Contiene una conexión USB, un conector de alimentación y un conector ICSP.



Ilustración 38. Arduino MEGA2560

Las características de la placa son:

- Microcontrolador ATmega2560, la placa funciona con 5 V.
- La tensión recomendada de entrada 7-12 V, con límites de 6- 20 V.
- Corriente máxima para todas entradas-salidas 40 mA.
- La Corriente máxima de los pines de Entrada/Salida de 3.3 V 50 mA.
- Memoria flash de 256 Kb.
- SRAM 8 Kb, EEPROM 4 Kb y velocidad de reloj 16 MHz.

3.10.5. ARDUINO NANO

Está basado en ATmega 328. No tiene toma de alimentación y se programa a través de un cable mini-USB. Tiene 14 pines digitales de entrada-salida (de las cuales 6 se pueden utilizar como salidas PWM) y 8 entradas analógicas.

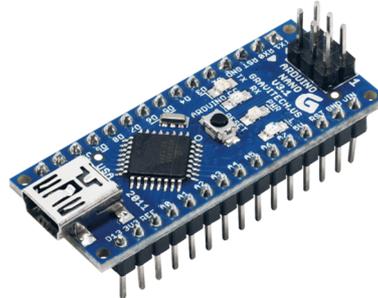


Ilustración 39. Arduino NANO

Las características de la placa son:

- Microcontrolador ATmega328, la placa funciona con 5 V.
- La tensión recomendada de entrada 7-12 V, siendo la tensión de entrada límite de 6- 20 V.
- Corriente máxima para todas entradas-salidas 40 mA.
- Memoria flash de 32 Kb.
- SRAM 2 Kb, EEPROM 512 bytes y velocidad de reloj 16 MHz.

3.10.6. ARDUINO LEONARDO

Está basado en ATmega 32u4. Tiene 20 pines digitales de entrada-salida (de las cuales 7 se pueden utilizar como salidas PWM), 12 entradas analógicas y un oscilador de cristal de 16 MHz. Contiene una conexión USB, un conector de alimentación y un conector ICSP. Esta placa incorpora en su interior la parte de comunicación USB, y no necesita un microprocesador secundario, por lo tanto cuando se conecta al ordenador se reconoce como un ratón o un teclado.

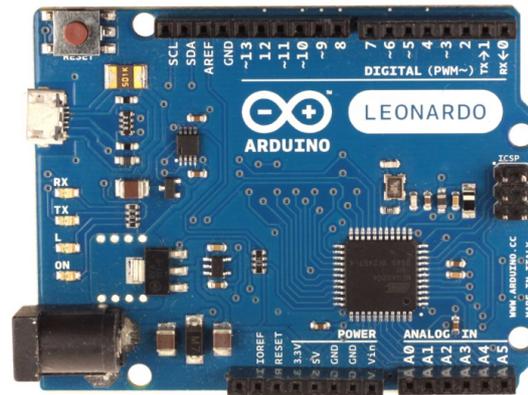


Ilustración 40. Arduino LEONARDO

Las características de la placa son:

- Microcontrolador ATmega32u4, la placa funciona con 5 V.
- La tensión recomendada de entrada 7-12 V, con límites de 6- 20 V.
- Corriente máxima para todas entradas-salidas 40 mA.
- La Corriente máxima de los pines de Entrada/Salida de 3.3 V 50 mA.
- Memoria flash de 32 Kb.
- SRAM 2.5 Kb, EEPROM 1 Kb y velocidad de reloj 16 MHz.

3.10.7. ARDUINO YÚN

Es la combinación de un Arduino Leonardo, con un chip Wifi que utiliza Linino (un MIPS GNU/Linux basada en OpenWRT). Incorpora Linux en la PCB de la placa Arduino Leonardo y están conectados los dos para ejecutar comandos en Linux. Se utiliza como una interfaz Ethernet y Wifi. Está basado en ATmega 32u4 Tiene 20 pines digitales de entrada-salida (de las cuales 7 se pueden utilizar como salidas PWM), 12 entradas analógicas y un oscilador de cristal de 16 MHz. Contiene una conexión USB, un conector de alimentación y un conector ICSP. Esta placa incorpora en su interior la parte de comunicación USB, y no necesita un microprocesador secundario, por lo tanto cuando se conecta al ordenador se reconoce como un ratón o un teclado.



Ilustración 41. Arduino YUN

Las características de la placa son:

- Microcontrolador ATmega32u4, la placa funciona con 5 V.
- La tensión recomendada de entrada 7-12 V, con límites de 6- 20 V.
- Corriente máxima para todas entradas-salidas 40 mA.
- La Corriente máxima de los pines de Entrada/Salida de 3.3 V 50 mA.
- Memoria flash de 32 Kb.
- SRAM 2.5 Kb, EEPROM 1 Kb y velocidad de reloj 16 MHz.

3.10.8. ARDUINO MICRO

Esta placa es igual que placa Arduino Leonardo, pero en formato más pequeña. Está basado en ATmega 32u4. Tiene 20 pines digitales de entrada-salida (de las cuales 7 se pueden utilizar como salidas PWM), 12 entradas analógicas y un oscilador de cristal de 16MHz. Contiene una conexión micro USB y un conector ICSP. Esta placa incorpora en su interior la parte de comunicación USB, y no necesita un microprocesador secundario, por lo tanto cuando se conecta al ordenador se reconoce como un ratón o un teclado [20].

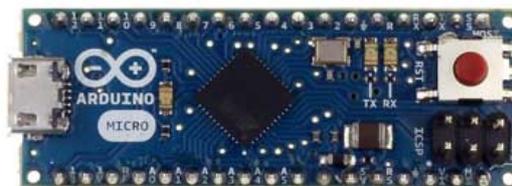


Ilustración 42. Arduino MICRO

Las características de la placa son:

- Microcontrolador ATmega32u4, la placa funciona con 5 V.
- La tensión recomendada de entrada 7-12 V, con límites de 6- 20 V.
- Corriente máxima para todas entradas-salidas 40 mA.
- La Corriente máxima de los pines de Entrada/Salida de 3.3 V 50 mA.
- Memoria flash de 32 Kb.
- SRAM 2.5 Kb, EEPROM 1 Kb y velocidad de reloj 16 MHz.

3.10.9. ARDUPILOT MEGA 2.6

Esta placa está diseñada especialmente para vehículos de radiocontrol. Se define como una controladora de vuelo de altas prestaciones totalmente programable. Incluye sensor de presión barométrica, acelerómetro y giroscopio. Debe ir acompañada de una placa externa, dónde se encuentran el GPS y la brújula digital, pues estos últimos deben estar alejados de los motores y ECS para evitar interferencias magnéticas.

Dispone de un autopiloto que se encarga de la estabilización y la navegación, eliminando la necesidad de un sistema de estabilización por separado. Como todas las placas anteriormente nombradas, es de código abierto.



Ilustración 43. Ardupilot MEGA 2.6

Esta tarjeta es capaz de realizar misiones de vuelo programadas mediante GPS.

El software de autopiloto debe ser descargado de la red y cargado en la tarjeta [21].

Las características de la placa son:

- Procesadores Atmel ATMEGA2560 y ATMEGA32U-2 para procesamiento y funciones de USB respectivamente.
- Conector de USB integrado.
- Giroscopio de 3 ejes, acelerómetro y magnetómetro junto a un barómetro de alto rendimiento.
- Memoria Flash de 4MB para grabación de parámetros de vuelo.
- Placa adicional GPS uBlox NEO-6M con brújula digital.
- Acelerómetro/Giroscopio 6 DOF MPU-6000 de la compañía InvenSense
- Sensor de presión barométrica actualizado al modelo MS5611-01BA03, de Measurement Specialties.

3.11. GPS

Uno de los objetivos de este proyecto es el autopiloto del drone. Para conseguirlo, será necesario utilizar el sistema GPS.

El sistema de posicionamiento global (GPS) es un sistema que permite determinar la posición de un objeto con una precisión de hasta centímetros. El sistema fue desarrollado por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos.

El GPS funciona mediante una red de 24 satélites en órbita sobre el planeta tierra, a 20.200 km de altura, con trayectorias sincronizadas para cubrir toda la superficie de la tierra. Cuando se desea determinar la posición, el receptor que se utiliza para ello localiza automáticamente como mínimo cuatro satélites de la red, de los que recibe unas señales indicando la identificación y la hora del reloj de cada uno de ellos. Con base en estas señales, el aparato sincroniza el reloj del GPS y calcula el tiempo que tardan en llegar las señales al equipo, y de tal modo mide la distancia al satélite mediante el método de trilateración inversa, la cual se basa en determinar la distancia de cada satélite respecto al punto de medición. Conocidas las distancias, se determina fácilmente la propia posición relativa respecto a los satélites. Conociendo además las coordenadas o posición de cada uno de ellos por la señal que emiten, se obtiene la posición absoluta o coordenadas reales

del punto de medición. También se consigue una exactitud extrema en el reloj del GPS, similar a la de los relojes atómicos que llevan a bordo cada uno de los satélites.

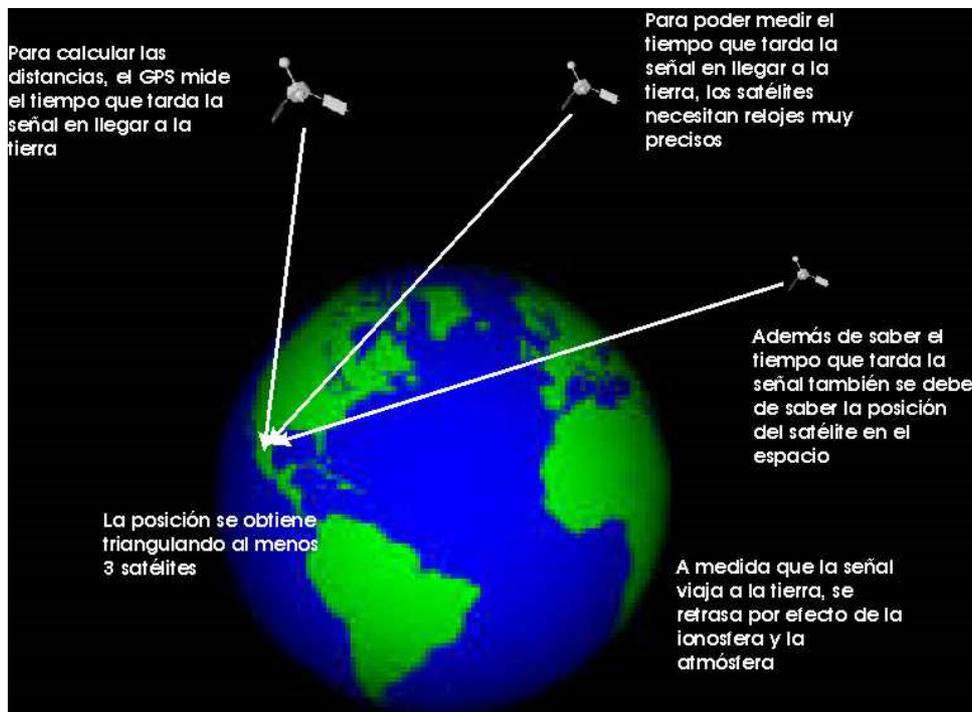


Ilustración 44. Funcionamiento del GPS

El Sistema Global de Navegación por Satélite lo componen:

- Satélites en la constelación: 24 (4 × 6 órbitas)
 - Altitud: 20 200 km
 - Período: 11 h 58 min (12 horas sidéreas)
 - Inclinación: 55 grados (respecto al ecuador terrestre).
 - Vida útil: 7,5 años
- Segmento de control (estaciones terrestres)
 - Estación principal: 1
 - Antena de tierra: 4
 - Estación monitora (de seguimiento): 5
- Señal RF
 - Frecuencia portadora:
 - Civil – 1575,42 MHz (L1). Utiliza el Código de Adquisición Aproximativa (C/A).

- Militar – 1227,60 MHz (L2). Utiliza el Código de Precisión (P), cifrado.
 - Nivel de potencia de la señal: -160 dBW (en superficie tierra).
 - Polarización: circular dextrógira.
- Precisión
 - Posición: oficialmente aproximadamente 15 m (en el 95 % del tiempo). En la realidad un GPS portátil monofrecuencia de 12 canales paralelos ofrece una precisión de entre 2,5 y 3 metros en más del 95 % del tiempo. Con el WAAS / EGNOS / MSAS activado, la precisión asciende de 1 a 2 metros.
 - Hora: 1 ns
- Cobertura: mundial
- Capacidad de usuarios: ilimitada
- Sistema de coordenadas:
 - Sistema Geodésico Mundial 1984 (WGS84).
 - Centrado en la Tierra, fijo.

Cada satélite GPS emite continuamente un mensaje de navegación a 50 bits por segundo en la frecuencia transportadora de microondas de aproximadamente 1.600 MHz. La radio FM, en comparación, se emite a entre 87,5 y 108,0 MHz y las redes Wi-Fi funcionan a alrededor de 5.000 MHz y 2.400 MHz. Más concretamente, todos los satélites emiten a 1.575,42 MHz (esta es la señal L1) y 1.227,6 MHz (la señal L2).

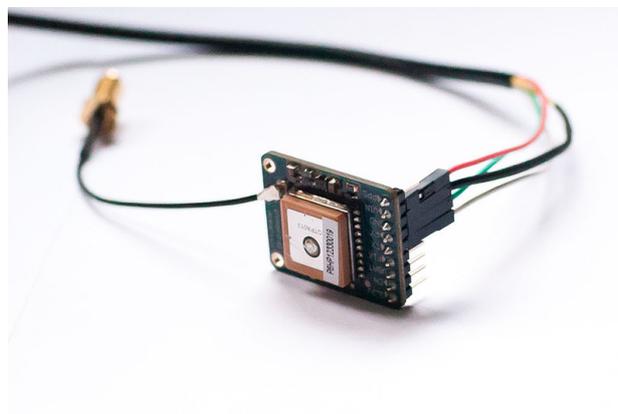


Ilustración 45. Receptor GPS

La señal GPS suministra la “hora de la semana” exacta de acuerdo con el reloj atómico a bordo del satélite, el número de semana GPS y un informe de estado para el satélite, para en el caso de ser erróneo, poder reducirlo. Estas transmisiones tienen una duración de 30 segundos, estando formadas por 1.500 bits de datos codificados con una secuencia pseudoaleatoria (PRN) de alta velocidad, siendo distinta para cada satélite. Los receptores GPS tienen la capacidad de decodificar la señal recibida, a la vez que reconocen el satélite desde el que ha sido enviada.

Las transmisiones son cronometradas para empezar de forma precisa en el minuto y en el medio minuto tal como indique el reloj atómico del satélite. La primera parte de la señal GPS indica al receptor la relación entre el reloj del satélite y la hora GPS. La siguiente serie de datos proporciona al receptor información de órbita precisa del satélite.

Llamamos efemérides a la información que es útil al receptor GPS para determinar su posición. Estas efemérides constan de un informe de estado del satélite, en el que se indica si es apto para el cálculo de la posición, la posición de dicho satélite en el espacio, la hora atómica, información doppler, etc. Cada satélite envía las efemérides de manera independiente.

La posición del receptor GPS la determinamos mediante trilateración, que consta de los siguientes pasos:

- Cada satélite indica que el receptor se encuentra en un punto en la superficie de la esfera, con centro en el propio satélite y de radio la distancia total hasta el receptor.
- Obteniendo información de dos satélites queda determinada una circunferencia que resulta cuando se intersecan las dos esferas en algún punto de la cual se encuentra el receptor.
- Teniendo información de un tercer satélite, se elimina el inconveniente de la falta de sincronización entre los relojes de los receptores GPS y los relojes de los satélites. Y es en este momento cuando el receptor GPS puede determinar una posición 3D exacta (latitud, longitud y altitud) [22].

3.12. VISUALIZACIÓN DE TELEMETRÍAS (OSD)

Cuando un drone incluye vídeo, como el drone que define este proyecto, es muy útil el poder disponer de las telemetrías del vuelo sin necesidad de dejar de visualizar la grabación. En las telemetrías se pueden visualizar parámetros como la altura de vuelo, la velocidad del viento o el nivel de carga de la batería.

Estos dispositivos permiten visualizar las telemetrías insertadas en el vídeo. Para ello utiliza el sistema conocido como OSD (*On Screen Display*), que es una interfaz de configuración que incorporan diversos equipos de vídeo. Está basado en Arduino, estando adaptado para su uso con ArduPilot y el protocolo MAVlink. Los componentes principales son un microcontrolador ATmega328P de 8 bits con *bootloader* de Arduino y un MAX7456 monocromo para visualización en pantalla. La programación se realiza a través de un cable de 6 pines compatible con FTDI.

Cuenta con dos secciones de alimentación independientes para aislar el escenario del OSD analógico: una sección de 5 V para el ATmega y la etapa digital del OSD, impulsado a través del cable FTDI, y una sección regulada de 5 V para la etapa analógica del OSD, alimentada por la entrada de vídeo. La salida es de 12 V, y tras pasar la imagen por este dispositivo, las telemetrías aparecen superpuestas a la imagen.



Ilustración 46. MAVLink OSD

Características:

- ATmega328P con Arduino bootloader.
- Chip de vídeo MAX7456 monocromo.
- Pinout compatible con FTDI.
- ISP de 6 pines estándar.

- Dos secciones independientes de energía con un indicador LED en cada una.
- Puentes de soldadura para la combinación de las etapas de potencia.
- Regulador de 5 – 12 V y 500 mA.
- Jumper de soldadura para la opción de vídeo PAL o NTSC.

3.12.1. PROTOCOLO MAVLINK

El protocolo MAVLink lo podemos definir como una librería que contiene toda la información sobre los mensajes utilizados en la comunicación de vehículos aéreos.



Ilustración 47. Protocolo MAVLink

Toda esta información se guarda en ficheros Excel y se puede utilizar en diferentes lenguajes de programación, lo que nos facilitará la comunicación entre ellos de forma eficiente.

El coste computacional de MAVLink es muy bajo, por lo que se puede decir que la integración de esta librería sobre cualquier proyecto se hace de forma no intrusiva. Esto quiere decir que no necesita ser la parte principal del proyecto. La librería se encarga de manejar los parámetros, las misiones y la telemetría, mientras que el piloto automático solo necesita extraer los datos de la estructura de datos.



Ilustración 48. Comunicación entre un UAV y su estación base

Una de las principales razones por las que muchas de las estaciones base soportan MAVLink, es porque tiene un formato de mensajes muy estable.

3.12.1.1. FORMATO DE LOS PAQUETES

El formato de los paquetes que se utilizan en MAVLink están inspirados en los estándares CAN bus y SAE AS-4. El tamaño mínimo es 8 bytes y el máximo 263 bytes.

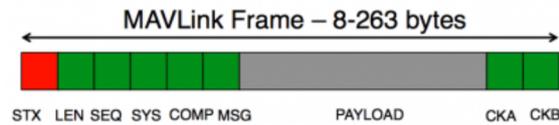


Ilustración 49. Formato de un paquete MAVLink

Campo	(Bytes)	Descripción
Start-of-frame	0	Denota el comienzo de la transmisión (v1.0: 0xFE)
Pay-load-length	1	Longitud del payload. Payload es la información o datos que contiene cada paquete
Packet sequence	2	Secuencia del paquete, de esta forma se puede ver si faltan o no mensajes
System ID	3	Identificación del sistema emisor
Component ID	4	Identificación del componente emisor. Permite diferenciar varios componentes. En principio, los sistemas más sencillos tienen mismo ID de sistema y componente.
Message ID	5	Identificación del mensaje. Es decir, saber cómo decodificar la información contenida.
Payload	6 to (n+6)	Los datos del mensaje
CRC	(n+7) to (n+8)	Check-sum del paquete, para evitar errores y corrupción de datos (LSB to MSB)

Tabla 2. Estructura de los paquetes del protocolo MAVLink

A la vista de la tabla 2, con la estructura de los paquetes del protocolo MAVLink se puede obtener todo el flujo de información necesario en nuestro sistema.

A la parte fundamental del paquete, que contiene la totalidad de la información de los datos contenidos en el mensaje, se le conoce como *payload*. Cada mensaje tiene su identificación (ID).

En los archivos XML generados por la librería con los datos contenidos en el *payload* se encuentran los llamados *enums* y *messages*.

- Los *enums* hacen referencia a definiciones y variables que servirán de ayuda para la correcta interpretación de los mensajes
- Los *messages* hace referencia al contenido y correcta identificación de los posibles mensajes que se transmiten a lo largo de la comunicación.

3.12.1.2. PROTOCOLO DE MISIONES

El protocolo de misiones describe de que manera deben enviarse y leerse los *waypoints* que componen una misión. Los *waypoints* son los puntos que indican al piloto automático el punto hacia el que debe ir (latitud y longitud) y como ha de ir (altura y velocidad). El objetivo es asegurar la consistencia entre el emisor y el receptor.

El modo de hacerlo consiste en diferentes transacciones, las cuales pueden completarse de forma exitosa o fallida. Una transacción solo puede iniciarse con un mensaje específico y sólo sí no existe otra transacción activa entre los dos canales de comunicación.

Cada vez que se envía un mensaje que requiere de una respuesta, el componente inicia un temporizador, si no recibe respuesta después de ese tiempo, el mensaje se vuelve a enviar. Existe un número definido de reintentos. Si después de todos los reintentos no se ha obtenido respuesta, es cuando se declara la transacción fallida.

Para solicitar los *waypoints*, la estación base envía el mensaje *Waypoint_Request_List*, a lo que el UAV responde con el número de misiones que tiene en total. A partir de aquí, la estación de tierra va solicitando uno a uno todos los *waypoints* y el UAV va devolviendo el *waypoint* solicitado.

3.12.1.2. PROTOCOLO DE PARÁMETROS

El protocolo de parámetros describe cómo deben enviarse y leerse los parámetros que tiene el UAV. Los parámetros pueden guardarse tanto en la memoria RAM como en el disco duro o EEPROM.

MAVLink permite tener diferentes sistemas y diferentes componentes en la misma red, y era por esta razón que existía un identificador para el sistema y otro para el componente. Si se quieren pedir todos los parámetros de un sistema, se debe enviar el mensaje con el target componente igual a 0.

Para el caso de los parámetros, la estación base envía el mensaje *Param_Request_List* para solicitar los parámetros del UAV, a lo que este inicia el contador a cero y empieza la transmisión de los parámetros uno a uno.

La estación de tierra activa un temporizador para recibir todos los parámetros, si pasado el tiempo no ha recibido todos los parámetros, comienza a enviar mensajes solicitando los parámetros que no le han llegado.

3.13. SISTEMA DE VÍDEO FPV

FPV son las iniciales de *First Person View*, o vista en primera persona, y significa que el piloto vuela una aeronave utilizando una cámara y un transmisor de vídeo montados en la aeronave y en tierra un receptor de vídeo y un monitor o gafas de vídeo para controlarla como si estuviera sobre la aeronave. Esto da una **perspectiva única**, pudiendo ir con **mayor precisión** al lugar que se desee desde una **distancia mayor** que la que permite estar viendo el cuadricóptero desde tierra.

El equipo FPV se compone básicamente de:

- Una cámara.
- Un transmisor de vídeo (vídeo Tx) con una antena.
- Un receptor de vídeo (vídeo Rx) con una antena.
- Una pantalla o gafas para visualizar la imagen.

De momento se utilizan sistemas analógicos ya que los sistemas digitales de transmisión de vídeo son demasiado costosos y tienen retardo en la imagen.

3.13.1. CÁMARA

Para el equipo FPV se utilizan una gran variedad de cámaras de vídeo, como cámaras de seguridad CCTV analógicas, cámaras go-pro, etc.



Ilustración 50. Cámara CCTV

Las TVL o líneas de televisión nos ayudan a clasificar la calidad de imagen entre una cámara y otra.

Las TVL hacen referencia al número de líneas horizontales en la pantalla y mientras más alto sea el número de líneas de televisión se captura mayor información, obteniendo una mejor imagen. En Europa se utiliza el sistema de codificación PAL y en América se utiliza el NTSC.

3.13.2. TRANSMISOR DE VÍDEO (VÍDEO TX)

El transmisor de vídeo se encarga de transmitir de manera inalámbrica la señal de vídeo que recibe de la cámara.

Existen varias frecuencias que se pueden escoger y cada una tiene sus particularidades.

Las frecuencias usadas para FPV son:

- 900Mhz. (ilegal en España).
- 1.3Ghz. (necesaria licencia de radioaficionado).
- 2.4Ghz.
- 5.8Ghz.

Para elegir la frecuencia se deben tomar las siguientes precauciones:

- Cuanto más baja la frecuencia, mayor alcance (con la misma potencia de emisión).
- Cuanto más baja la frecuencia mayor penetración en obstáculos.
- Cuanto más baja la frecuencia, antenas más grandes.
- Cuanto más baja la frecuencia, menor ancho de banda y por lo tanto menor calidad de imagen (siempre con los límites de las retransmisiones analógicas).

Cada frecuencia tiene una serie de canales que los fabricantes han fijado. Hay emisores que pueden transmitir en más canales sobre una misma frecuencia que otros. Por ejemplo, en 5.8 GHz hay transmisores de 32 canales. Esto nos permite emitir más dispositivos a la vez en el mismo rango de frecuencia pero en distintos canales sin que se solape la señal de vídeo.

La gran mayoría de emisoras funcionan actualmente en 2.4 GHz Para poder pilotar un drone y no tener problemas de interferencias con la emisora de radio y perder el control del multicoptero, la frecuencia de radio debería ser siempre inferior a la frecuencia de vídeo. Así, si se crean interferencias, estas afectarán al vídeo y no a la radio. Si se quieren usar frecuencias de vídeo más bajas (900 GHz / 1,3 GHz) o iguales (2,4 GHz) al de la radio, se debe bajar también la frecuencia de radio con un sistema LRS (*Long Range System*). Otra opción es poner un filtro pasa bajo en el transmisor de vídeo para quitar los armónicos que crean las interferencias con los sistema de radio.

Otro factor a tener en cuenta en la ecuación es la potencia de emisión. Sin entrar a valorar las antenas y sus ganancias, mientras mayor sea la potencia de emisión más lejos se podrá pilotar el multicoptero en vista directa entre antenas sin perder la señal. Si no se va a destinar el drone a hacer distancias largas se usará una potencia de emisión de máximo 25 mW (límite legal). A más potencia de emisión más grandes son los transmisores, más consumen y más se calientan.

3.13.3. RECEPTOR DE VÍDEO (VÍDEO RX)

El receptor de vídeo RX se encarga de recibir inalámbricamente la señal de vídeo que envía el transmisor.



Ilustración 51. Transmisor y receptor FPV

Igual que los transmisores, estos funcionan en diferentes frecuencias.

- 900Mhz. (ilegal en España).
- 1.3Ghz. (necesaria licencia de radioaficionado).
- 2.4Ghz.
- 5.8Ghz.

Se necesita un receptor en la misma frecuencia que el transmisor y que reciba en los mismos canales que emite el transmisor.

Mientras más canales disponibles hayan, más dispositivos a la vez podrán emitir en la misma frecuencia.

3.13.4. ANTENAS

Las antenas están hechas específicamente para cada frecuencia.

Esencialmente hay 4 grupos de antenas:

- Antena de polarización lineal omnidireccional.
- Antena de polarización lineal direccional.
- Antena de polarización circular omnidireccional.
- Antena de polarización circular direccional.

Vamos a centrarnos en las antenas de polarización circular, ya que son las más adecuadas para el tipo de vuelo de cercanía.

La polarización circular de las antenas puede ser hacia la derecha (RHCP) o hacia la izquierda (LHCP). La mayoría de antenas son de polarización hacia la derecha. Se usará siempre la misma dirección de polarización en las antenas del transmisor y receptor.

Antena de polarización circular omnidireccional:

Estas antenas son las más usadas en 5.8Ghz.

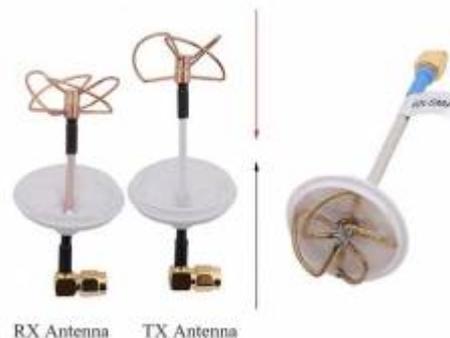


Ilustración 52. Antena de polarización circular omnidireccional

La ventaja de estas antenas es que se puede pilotar en todas direcciones y seguir recibiendo señal, cosa que con las direccionales no se podrá hacer sin la ayuda de un tracker.

Antena de polarización circular direccional:

Estas antenas tienen la particularidad de aumentar mucho la distancia a la que se puede volar pero solo en un ángulo determinado.



Ilustración 53. Antena de polarización circular direccional

Siempre se ponen en el receptor. Mientras el dispositivo se mantenga en el ángulo de cobertura de estas antenas la señal será mejor y tendrá menos cortes que con las anteriores.

Si se usa un tracker de antena se pueden usar las ventajas de una antena direccional haciéndola omnidireccional. Un tracker es un sistema que permite mantener una antena direccional continuamente apuntando hacia el drone. El inconveniente es que se necesita más inversión, es más aparatoso y hacen falta más conocimientos para hacerlo funcionar.



Ilustración 54. Antena tracker con estación de tierra

Para hacer un símil fácil de entender: si una antena direccional fuese una linterna o foco que emite luz en una sola dirección a gran distancia, una antena omnidireccional sería como una bombilla emitiendo luz en todas direcciones y con un alcance menor.

3.13.5. GAFAS O MONITORES

Para poder visualizar la señal de vídeo que da el receptor se utilizará un dispositivo de visualización como pueden ser unas gafas o un monitor.

- Pantallas

Se puede usar cualquier pantalla analógica con entrada RCA de vídeo compuesto pero hay que tener cuidado de seleccionar un monitor sin pantalla azul. Si tiene pantalla azul no se puede usar ya que si se está volando y por cualquier razón cae la intensidad de la señal de vídeo, aparecerá la pantalla azul y no se verá nada durante unos segundos.

- Gafas

Casi todas las gafas disponen de un receptor incorporado o se puede incorporar uno para hacer el equipo FPV lo más pequeño posible. Pero la mayoría también tiene entrada de vídeo por si se quiere usar un receptor externo.



Ilustración 55. Gafas FPV

Algunos factores a tener en cuenta al comprar unas gafas:

- FOV (campo de visión): Mientras más grande sea el FOV de las gafas, mayor será el tamaño de la imagen a través de las gafas. Es aconsejable contar con un FOV mayor a 25°.
- Resolución: A mayor resolución, más calidad se apreciará en la imagen (con las limitaciones del sistema FPV) [23].

3.14. EMISORA RADIOCONTROL

Una emisora radiocontrol es un control remoto que permite controlar un modelo radiocontrol. Una emisora se comunica mediante una antena con el aeromodelo.

Una de las características que limitan las posibilidades de una emisora es la cantidad de canales. Las aeronaves más sencillas pueden funcionar con solo dos canales: con uno se gira (alerón) y con el otro acelera y eleva el avión (motor). Sin embargo, lo mínimo en aeromodelismo son tres canales para la potencia, giro y ascenso. Cuatro canales permiten controlar independientemente el ascenso/descenso, timón de cola, guiñada (inclinación lateral) y potencia, y es lo mínimo para un cuadricóptero como el que se está diseñando. Es recomendable contar con más canales, ya que permite cambiar modos de vuelo, controlar servos para elementos añadidos (por ejemplo, orientar cámaras de fotografía o vídeo), etc.

Aunque lo habitual es que cada canal controle un servo, en ocasiones interesa combinar varios servos en un mismo canal, compartiendo así funciones.

Hay diferentes sistemas de emisión en AM, FM y 2.4 GHz y diferentes métodos de codificación PCM y PPM. El sistema 2.4 GHz recibe muy pocas interferencias. Actualmente los sistemas más modernos permiten negociar los canales libres para no interferir entre varios dispositivos. En caso de interferencia se puede desde obtener datos de vuelo erróneos hasta perder el control y llevar a destruir el drone, con el consiguiente riesgo para las personas.

En la actualidad, la emisión en 2.4 GHz es la más utilizada para el radiocontrol. Esta frecuencia tiene un funcionamiento muy diferente a las emisoras antiguas, que utilizaban un cristal con una frecuencia fija. Las emisoras actuales emiten en una banda más ancha llamada DSS (distribución dinámica de espectro) también utilizada por los estándar Bluetooth o Wi-Fi.

La particularidad de **DSS** es que no transmite en una sola frecuencia, sino que utiliza múltiples frecuencias de una forma controlada. Tenemos dos formas diferentes de transmisión, las emisoras de **DSSS** y las emisoras de **FHSS**.

En **DSSS** (Espectro Ensanchado por Secuencia Directa) los datos, mezclados ordenadamente con ruido, se transmiten primero en una frecuencia A, luego en otra B y en una tercera C. La cantidad de frecuencias utilizadas y el orden de la mezcla son determinadas por un algoritmo específico. Solo los receptores que han recibido antes el código de mezcla con ruido, o de expansión de datos, pueden deshacer la mezcla y entender los datos.

En **FHSS** los datos se transmiten saltando de una frecuencia a otra, en un orden determinado según una secuencia pseudoaleatoria almacenada en unas tablas, que han de conocer la emisora y el receptor. Estos saltos están programados en el tiempo, contando con un programa que conoce y sigue el receptor, por lo que solo interpreta ese canal de transmisión.

Actualmente hay emisoras que permiten más opciones que las estrictamente básicas.

- Mezclar canales
- Respuesta exponencial a los mandos
- Dual Rates en los mandos
- Límites de recorrido superior e inferior en el recorrido de los servos [24].



Ilustración 56. Emisora RC

CAPÍTULO 4.

ARQUITECTURA DEL

DRONE

4. ARQUITECTURA DEL DRONE

En este capítulo se describe el drone diseñado, justificando la elección de componentes adquiridos para su montaje. Cabe destacar que se pretende construir un drone único, compuesto por diferentes componentes elegidos de manera independiente entre ellos.

Para la elección de estos componentes serán necesarios los conocimientos adquiridos durante el Grado en Ingeniería Eléctrica, por lo que es una oportunidad única para mí para poner en práctica muchos de los conocimientos teóricos que he adquirido durante la carrera. La estructura estará relacionada con las asignaturas de **Física**, **Ciencia de los Materiales** y **Mecánica de Fluidos**; los motores y los variadores de velocidad con las asignaturas de **Máquinas Eléctricas** y **Control de Máquinas Eléctricas**; la tarjeta controladora con las asignaturas de **Regulación Automática**, **Control Discreto**, **Informática** y las asignaturas de **Matemáticas**; el GPS con la asignatura de **Obra Civil en la Ingeniería**; la batería con la asignatura de **Química**; para el montaje eléctrico del drone es necesario tener nociones de **Electrónica** y para su programación de **Informática**. Como se puede ver, este proyecto engloba la mayoría de las asignaturas cursadas en el Grado, de ahí la elección de este proyecto.

Se ha estimado que el drone tendrá una masa de 1.5 kg aproximadamente y la intención en su construcción es que tenga una carga de peso de 1 kg más, por lo que este dato se tendrá en cuenta a la hora de elegir los motores, hélices y ESC.

Todos los componentes que forman el drone se han comprado vía web, en los portales *HobbyKing*, *DealeXtreme*, *eBay* y *TodoHobby*.

Se ha empleado gran cantidad de tiempo en rastrear foros de aeromodelismo y opiniones de compradores, buscando los portales más fiables, con mejor calidad en sus materiales, con un tiempo de entrega rápido y con buena respuesta en caso de materiales defectuosos, siendo estos los más valorados por la mayoría de usuarios. Aunque la mayoría de los materiales han sido enviados desde Honk Kong, donde tienen la sede varios de estos distribuidores, en la medida de lo posible se ha intentado cursar los pedidos a sus almacenes de Europa, evitando así desembolsos inesperados por aranceles y tasas de aduanas y reduciendo el tiempo de entrega.

Por último, el pequeño material electrónico ha sido adquirido en tiendas de electrónica de Ciudad Real.

4.1. CHASIS

El chasis es la primera de las elecciones que se han realizado. Como se ha indicado en los objetivos de este trabajo, el cuadricóptero se quiere destinar a la grabación de vídeo, por lo que se debe de contar con un espacio amplio para situar la cámara y el equipo de transmisión de vídeo. Además, se tienen que tener en cuenta los materiales con los que esté construido, ya que se necesitará la mayor resistencia posible con el mínimo peso y, por supuesto, que sea económicamente viable.

Tras sopesar varias opciones, se ha elegido el siguiente chasis, debido, entre otras cosas, a su gran resistencia y bajo peso.



Ilustración 57. Chasis

Según su ficha técnica y la descripción que da el fabricante, está construido con fibra de vidrio y aluminio, ofreciéndonos una gran resistencia con un peso reducido. Además, se ha elegido este chasis por disponer de patines de aterrizaje bastante altos, que dejan la parte donde va situada la electrónica a una gran altura sobre el suelo, permitiendo instalar la mayoría de cámaras del mercado en su parte inferior.

Los brazos son plegables, por lo que es muy fácil de transportar y almacenar, e incluso incluye una base fija de fibra de vidrio especialmente diseñada para alojar en ella una cámara de vídeo, por lo que es adecuado para este proyecto.

CARACTERÍSTICAS CHASIS	
Peso	418 g.
Alto	230 mm.
Ancho	585 mm.
Distancia al suelo	195 mm.
Agujeros motor	14/25 mm.

Tabla 3. Características del chasis

4.2. TARJETA CONTROLADORA

Una vez elegido el chasis, se comienza con la parte esencial del drone, que es el controlador. Como se ha indicado en los objetivos del proyecto, se pretende utilizar la plataforma **Arduino**. Se utilizará el conocido como **Ardupilot Mega**, aplicación específica para el control de UAV'S utilizando **Arduino**, y que dispone de piloto automático, creada por Jordi Muñoz. La versión más reciente es la 2.6.

Esta controladora, que está especialmente diseñada para el control de aeronaves no tripuladas, nos permite programarla fácilmente, utilizando las ecuaciones calculadas en los modelos matemático (ecuaciones 15, 20, 21, 22) y físico (ecuaciones 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55 y 56) y que se expresan a continuación:

$$m\ddot{x} = -u \sin \theta$$

$$m\ddot{y} = u \cos \theta \sin \phi$$

$$m\ddot{z} = u \cos \theta \cos \phi - mg$$

$$\begin{bmatrix} \tau_{\psi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\psi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix}$$

$$\dot{u} = vr - wq + g \sin \theta$$

$$\dot{v} = wp - ur - g \sin \varphi \cos \theta$$

$$\dot{w} = uq - vp + g \cos \varphi \cos \theta + \frac{T}{m}$$

$$\dot{p} = \frac{(I_{YY} - I_{ZZ})}{I_{XX}} qr + \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q\Omega + \frac{\tau_{\varphi}}{I_{XX}}$$

$$\dot{q} = \frac{(I_{ZZ} - I_{XX})}{I_{YY}} pr + \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p\Omega + \frac{\tau_{\theta}}{I_{YY}}$$

$$\dot{r} = \frac{(I_{XX} - I_{YY})}{I_{ZZ}} pq + \frac{\tau_{\psi}}{I_{ZZ}}$$

$$T = U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

$$\tau_{\varphi} = U_2 = lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)$$

$$\tau_{\theta} = U_3 = lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)$$

$$\tau_{\psi} = U_4 = d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 + \Omega_3^2)$$

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4$$

Ardupilot utilizará el mecanismo de control por realimentación conocido como **PID**. En este mecanismo, se calcula la desviación o error entre un valor medido y el valor que se quiere obtener, para aplicar una acción correctora que ajuste el proceso. El algoritmo de cálculo del control **PID** se da en tres parámetros distintos: el **proporcional**, el **integral**, y el **derivativo**. El valor **proporcional** determina la reacción del error actual. El **integral** genera una corrección proporcional a la integral del error, esto nos asegura que al aplicar un esfuerzo de control suficiente, el error de seguimiento se reduce a cero. El **derivativo** determina la reacción del tiempo en el que el error se produce.

Contiene en su interior un **acelerómetro** y un **giroscopio** (conocidos como **IMU**, Unidad de Medición Inercial), que suministran a la controladora en tiempo real los datos de altura, velocidad e inclinación de la aeronave.

Dispone de puertos de entrada específicos para el **GPS**, el **módulo de telemetrías**, el **compás** y la **brújula**, la alimentación mediante un **BEC** y un puerto mini **USB** para su

conexión con el PC. Además, cuenta con 8 canales de entrada, 8 canales de salida digital y 14 salidas analógicas.

La programación de la placa se puede realizar de dos maneras: cargándole el código de programación mediante un entorno de desarrollo Arduino (basado en *Processing*) y un lenguaje de programación Arduino (basado en *Wiring*), o por medio del software “*Mission Planner*”. En este proyecto se utilizará la segunda opción, el software “*Mission Planner*”.

Este firmware carga en la memoria de la tarjeta controladora **Ardupilot** las ecuaciones obtenidas en los modelos matemático y físico, utilizando como entradas de datos las órdenes enviadas por el piloto a través de la emisora. Como realimentación toma las lecturas del acelerómetro, el giroscopio, la brújula. Todo ello lo procesa mediante un controlador **PID**, dando como resultado el control del cuadricóptero.

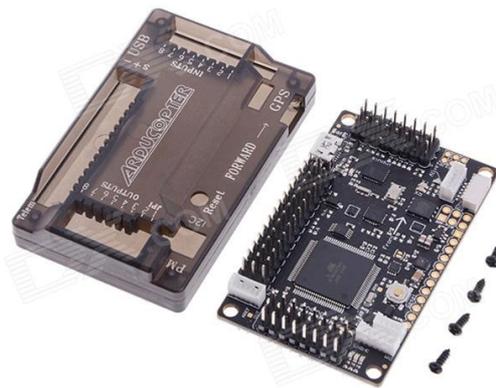


Ilustración 58. Ardupilot Mega 2.6

Las especificaciones que da el distribuidor del Ardupilot Mega son las siguientes:

CARACTERÍSTICAS APM	
Peso	265 g.
Largo	80 mm.
Ancho	60 mm.
Alto	30 mm.
Modelo	APM 2.6
Material	Plástico

Tabla 4. Características ArduPilot Mega 2.6

4.3. SISTEMA DE VISUALIZACIÓN DE TELEMETRÍAS

Con este módulo se visualizarán en pantalla los datos de vuelo (telemetrías). Se ha optado por el dispositivo MAVLink OSD, al ser el más utilizado en este tipo de aeronaves, además de ser compatible con la tarjeta controladora ArduPilot.

Las telemetrías permiten la medición a distancia de diferentes magnitudes físicas, tales como posición, velocidad, altura e inclinación, que son enviadas de forma inalámbrica a la estación base para su análisis. Su observación permite corregir errores de construcción y/o programación, ya que indica si el comportamiento del drone es el esperado frente a las órdenes que se le han transmitido. Además, se almacenan en la estación base, formando un “cuaderno de bitácora” del vuelo del drone, registrando todos los datos de vuelo, a modo de “caja negra”.

Este módulo es de código abierto y compatible con cualquier placa Arduino. Se configurará a través del cable estándar de FTDI, conectándolo al PC. Este dispositivo superpone en pantalla un tablero de visualización con las telemetrías. Está diseñada para su uso con ArduPilot Mega y el protocolo MAVLink (Ver 3.12.1).

Sus componentes principales son un microcontrolador ATmega328P 8 con un bootloader Arduino y un monocromo MAX7456 para visualización en pantalla.

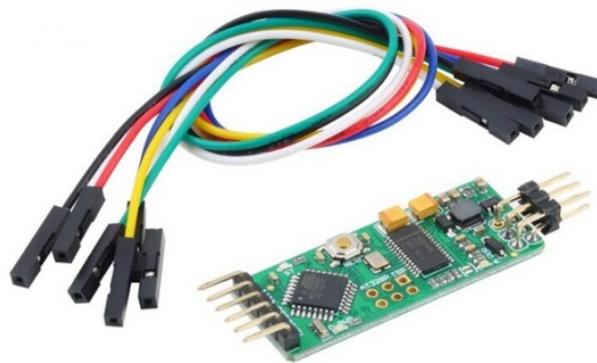


Ilustración 59. MAVLink OSD

Las especificaciones que da el distribuidor son las siguientes:

CARACTERÍSTICAS MAVLink	
Peso	1.8 g.
Largo	28 mm.
Ancho	16 mm.
Alto	3 mm.
Procesador	ATmega328P
Visualización	MAX7456 monocromo
Sistema de vídeo	NTSC/PAL

Tabla 5. Características módulo MAVLink

4.4. SISTEMA DE EMISIÓN Y RECEPCIÓN DE TELEMETRÍAS

Este dispositivo realiza una conexión entre el drone y la estación base. Es un sustituto de código abierto de los conocidos módulos Xbee, siendo mucho más económico y con un mayor alcance (más de un kilómetro) que estos últimos.

Existen dos variantes de este kit, uno se utiliza en Estados Unidos y trabaja en la frecuencia 915 MHz, mientras que en Europa se utiliza el modelo que trabaja a 433 MHz. Esto es debido a la prohibición que hay en Europa de utilizar la frecuencia 915 MHz por estar dentro del rango de frecuencias que se utilizan para los sistemas GSM y sistemas UMTS (redes de telefonía móvil).

Este enlace de telemetría soporta comunicaciones punto a punto en half-duplex, la velocidad máxima de envío son 250 kbps y la técnica de modulación que sigue es espectro ensanchado por salto de frecuencia (del inglés *Frequency Hopping Spread Spectrum* o FHSS).

Consta de dos piezas: una tarjeta serie integrada en el drone y un módulo USB para la estación base. El sistema proporciona un enlace dúplex completo utilizando módulos HM-TRP de HopeRF.

El protocolo que se ha utilizado para realizar las comunicaciones con el UAV se conoce como MAVLink (*Micro Air Vehicle Communication Protocol*). El protocolo MAVLink

utiliza una librería de cabeceras diseñado para los UAV. En caso de utilizar el entorno de desarrollo Arduino, solo hay que agregar el mavlink/include a la lista de *includes*.

MAVLink permite enviar estructuras empaquetadas en lenguaje de programación C a través de los puertos serie hacia la estación base de forma eficaz (Ver 3.12.1).

Además permite crear mensajes propios y añadirles un código específico para cada uno de ellos. La estación base necesita saber que el dispositivo aún está conectado, por lo que existe el mensaje *Hearbeat*, el cual se recomienda enviar cada segundo [25].



Ilustración 60. Módulos de radio para telemetrías

Las características que indica el fabricante son las siguientes:

CARACTERÍSTICAS MÓDULO TELEMETRÍAS	
Peso	7.2 g.
Largo	35 mm.
Ancho	17 mm.
Alto	6 mm.
Frecuencia	433 MHz.
Potencia transmisión	20 dBm (100 mW).
Sensibilidad receptor	-121 dBm
Velocidad transmisión	250 kbps
Espectro frecuencia	FHSS (propagación de salto)
Multiplexación	TDM (división de tiempo adaptativo)
Rango alcance	5 km con antena omnidireccional

Tabla 6. Características del módulo de telemetrías

4.4.1. CÓDIGO FUENTE DE MAVLINK

A continuación se explica cómo interpreta el código un mensaje MAVLink.

Para analizar el mensaje, el código lee los ID de sistema y componente (es decir, sus números de identificación), chequeando su buen funcionamiento:

```
switch (msg->msgid) {
case MAVLINK_MSG_ID_HEARTBEAT:      // MAV ID: 0
{
    ...
}

case MAVLINK_MSG_ID_SET_MODE:       // MAV ID: 11
{
    ...
}

...
}
```

A continuación se describen los mensajes tipo más utilizados en la comunicación con el protocolo MAVLink:

1. MAVLINK_MSG_ID_HEARTBEAT

Este es el mensaje más importante. Consiste en el envío de un mensaje al piloto automático cada segundo, comprobando la conexión está activa. En caso de que no se pueda realizar la comunicación, el drone realizará una acción preconfigurada para ese fallo, como puede ser el aterrizaje inminente.

2. MAVLINK_MSG_ID_REQUEST_DATA_STREAM

Mensajes destinados a la comunicación con sensores, canales de radio frecuencia, posición GPS y estado.

3. MAVLINK_MSG_ID_COMMAND_LONG

Estos mensajes controlan el modo loiter ilimitado, modo RTL, modo aterrizaje, el comienzo de misión, armar/desarmar y reiniciar.

4. SET_MODE

Este mensaje configura el modo de vuelo, previamente almacenado en su respectivo paquete. Por ejemplo: *set_mode(packet.custom_mode)*.

5. MAVLINK_MSG_ID_MISSION_REQUEST_LIST

Con este comando se definen los puntos de interés totales. Mediante el parámetro *command_total*, se almacenan el número de puntos de interés.

6. MAVLINK_MSG_ID_MISSION_REQUEST

Este mensaje almacena un conjunto de valores enumerados *MAVCMD*, como: *(MAV_CMD)CHANGE_ALT*, *SET_HOME*, *CONDITION_YAW*, *TAKE_OFF*, *NAV_LOITER_TIME*.

7. MAVLINK_MSG_ID_MISSION_ACK

Este comando desactiva el envío de puntos de interés.

8. MAVLINK_MSG_ID_PARAM_REQUEST_LIST

Con este mensaje se definen los parámetros totales. Mediante el comando *count_parameters* se almacenan el número total de parámetros.

9. MAVLINK_MSG_ID_PARAM_REQUEST_READ

Con este mensaje se reciben y decodifican los parámetros, dando sentido al nombre de los parámetros y al ID.

10. MAVLINK_MSG_ID_MISSION_CLEAR_ALL

Con este mensaje se borra la EEPROM del piloto automático cuando se finaliza una misión, usando el planificador de misión de vuelo.

11. MAVLINK_MSG_ID_MISSION_SET_CURRENT

Utilizando este mensaje, se cambia el comando activo durante el desarrollo de la misión, es decir, se utiliza para cambiar el modo de vuelo durante la misión.

12. MAVLINK_MSG_ID_MISSION_COUNT

Con este comando se guardan el total de puntos de interés.

13. MAVLINK_MSG_ID_MISSION_WRITE_PARTIAL_LIST

Con este mensaje, el dispositivo sólo mantiene una variable global que indica que el piloto automático está recibiendo comandos. Se usa como protección, evitando que se realicen otras acciones MAVLink mientras que los parámetros importantes se están estableciendo.

14. MAVLINK_MSG_ID_SET_MAG_OFFSETS

Este comando se realiza automáticamente. Funciona asignando valores a *mag_ofs_x*, *mag_ofs_y*, y *mag_ofs_z*, en la EEPROM del piloto automático tras calibrar la brújula.

15. MAVLINK_MSG_ID_MISSION_ITEM

Este mensaje indica acciones en tiempo real:

- Recibe puntos de interés en la EEPROM del piloto automático.
- Envía cuatro parámetros para *LOITER_TIME (ID)*, latitud, longitud y altura, definiendo la posición del drone en el espacio.
- Cada ID define un punto de interés (*AFAIK*). *LOITER_TIME*, *LOITER_UNLIMITED*, *WAYPOINT* todos son puntos de interés que se envían junto con otros parámetros (LATITUDE, LONGITUDE and ALTITUDE) y cada uno se guarda como un punto de referencia en el piloto automático.
- Se pueden definir estas acciones y generar el código que el piloto automático utilizará.

16. MAVLINK_MSG_ID_PARAM_SET

Este comando es utilizado para asigna los parámetros a cada dispositivo.

17. MAVLINK_MSG_ID_RC_CHANNELS_OVERRIDE

Este mensaje sobrescribe los valores de radio frecuencia para el modo HIL (*Hardware-In-Loop-Simulation*).

18. MAVLINK_MSG_ID_HIL_STATE

Este comando se utiliza con el simulador HIL, que es un simulador de vuelo.

19. MAVLINK_MSG_ID_DIGICAM_CONFIGURE

Con este mensaje se configuran los comandos que controlan una cámara digital, en caso de tenerla conectada a ArduPilot.

20. MAVLINK_MSG_ID_MOUNT_CONFIGURE

Este comando configura el dispositivo asignado por el usuario a una ID.

21. MAVLINK_MSG_ID_MOUNT_CONTROL

Este comando controla el dispositivo asignado por el usuario a una ID.

22. MAVLINK_MSG_ID_MOUNT_STATUS

Este comando testea el estado del dispositivo asignado por el usuario a una ID.

23. MAVLINK_MSG_ID_RADIO, MAVLINK_MSG_ID_RADIO_STATUS

Con estos mensajes se configuran y testean la tasa de telemetría/USB y el retraso del auto ajuste entre el envío y la recepción de mensajes.

Una vez vistos los mensajes que más se utilizan, se extrae el contenido de un mensaje y se pone en un paquete. Un paquete es una estructura de datos basada en el tipo de información.

El paquete se asigna a una estructura de datos apropiada. Hay gran variedad de estructuras de datos diferentes, como *Altitude* (pitch, roll, yaw, orientación), GPS, canales de radio frecuencia, etc.

Se puede ver la estructura de un paquete en el siguiente código, que forma parte de un mensaje llamado `mavlink_msg_rc_channels_override_decode`.

```

case MAVLINK_MSG_ID_RC_CHANNELS_OVERRIDE:           // MAV ID: 70
{
    // allow override of RC channel values for HIL
    // or for complete GCS control of switch position
    // and RC PWM values.
    if(msg->sysid != g.sysid_my_gcs) break;
// Only accept control from our gcs
mavlink_rc_channels_override_t packet;
int16_t v[8];
mavlink_msg_rc_channels_override_decode(msg, &packet);

    // exit immediately if this command is not meant for this
vehicle
    if
(mavlink_check_target(packet.target_system,packet.target_component)) {
        break;
    }

    v[0] = packet.chan1_raw;
    v[1] = packet.chan2_raw;
    v[2] = packet.chan3_raw;
    v[3] = packet.chan4_raw;
    v[4] = packet.chan5_raw;
    v[5] = packet.chan6_raw;
    v[6] = packet.chan7_raw;
    v[7] = packet.chan8_raw;
    hal.rcin->set_overrides(v, 8);

    // record that rc are overwritten so we can trigger a failsafe
if we lose contact with groundstation
    failsafe.rc_override_active = true;
    // a RC override message is considered to be a 'heartbeat' from
the ground station for failsafe purposes
    failsafe.last_heartbeat_ms = millis();
    break;
}

```

Por último, y como ejemplo, se muestra el código de una función completa llamada *handleMessage* [26]:

```

void GCS_MAVLINK::handleMessage(mavlink_message_t* msg)
{
    uint8_t result = MAV_RESULT_FAILED;           // assume failure.
Each messages id is responsible for return ACK or NAK if required

    switch (msg->msgid) {

    case MAVLINK_MSG_ID_HEARTBEAT:           // MAV ID: 0
    {
        // We keep track of the last time we received a heartbeat from
our GCS for failsafe purposes
        if(msg->sysid != g.sysid_my_gcs) break;
        failsafe.last_heartbeat_ms = millis();
        pmTest1++;
    }
}

```

```

        break;
    }

    case MAVLINK_MSG_ID_SET_MODE:          // MAV ID: 11
    {
        // decode
        mavlink_set_mode_t packet;
        mavlink_msg_set_mode_decode(msg, &packet);

        // only accept custom modes because there is no easy mapping
        from Mavlink flight modes to AC flight modes
        if (packet.base_mode & MAV_MODE_FLAG_CUSTOM_MODE_ENABLED) {
            if (set_mode(packet.custom_mode)) {
                result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
            }
        }
    }

    // send ACK or NAK
    mavlink_msg_command_ack_send_buf(msg, chan,
MAVLINK_MSG_ID_SET_MODE, result);
    break;
}

    case MAVLINK_MSG_ID_PARAM_REQUEST_READ: // MAV ID: 20
    {
        handle_param_request_read(msg);
        break;
    }

    case MAVLINK_MSG_ID_PARAM_REQUEST_LIST: // MAV ID: 21
    {
        handle_param_request_list(msg);
        break;
    }

    case MAVLINK_MSG_ID_PARAM_SET:         // 23
    {
        handle_param_set(msg, &DataFlash);
        break;
    }

    case MAVLINK_MSG_ID_MISSION_WRITE_PARTIAL_LIST: // MAV ID: 38
    {
        handle_mission_write_partial_list(mission, msg);
        break;
    }

#ifdef MAVLINK_MSG_ID_SET_MAG_OFFSETS
    case MAVLINK_MSG_ID_SET_MAG_OFFSETS:
    {
        mavlink_set_mag_offsets_t packet;
        mavlink_msg_set_mag_offsets_decode(msg, &packet);
        // exit immediately if this command is not meant for this
vehicle
        if
(mavlink_check_target(packet.target_system, packet.target_component)) {
            break;
        }
        compass.set_offsets(Vector3f(packet.mag_ofs_x,
packet.mag_ofs_y, packet.mag_ofs_z));
        break;
    }
#endif

```

```
}  
#endif  
  
// GCS has sent us a command from GCS, store to EEPROM  
case MAVLINK_MSG_ID_MISSION_ITEM:           // MAV ID: 39  
{  
    handle_mission_item(msg, mission);  
    break;  
}  
  
// read an individual command from EEPROM and send it to the GCS  
case MAVLINK_MSG_ID_MISSION_REQUEST:        // MAV ID: 40  
{  
    handle_mission_request(mission, msg);  
    break;  
}  
  
case MAVLINK_MSG_ID_MISSION_SET_CURRENT:     // MAV ID: 41  
{  
    handle_mission_set_current(mission, msg);  
    break;  
}  
  
// GCS request the full list of commands, we return just the  
// number and leave the GCS to then request each command individually  
case MAVLINK_MSG_ID_MISSION_REQUEST_LIST:    // MAV ID: 43  
{  
    handle_mission_request_list(mission, msg);  
    break;  
}  
  
// GCS provides the full number of commands it wishes to upload  
// individual commands will then be sent from the GCS using the  
MAVLINK_MSG_ID_MISSION_ITEM message  
case MAVLINK_MSG_ID_MISSION_COUNT:           // MAV ID: 44  
{  
    handle_mission_count(mission, msg);  
    break;  
}  
  
case MAVLINK_MSG_ID_MISSION_CLEAR_ALL:       // MAV ID: 45  
{  
    handle_mission_clear_all(mission, msg);  
    break;  
}  
  
case MAVLINK_MSG_ID_REQUEST_DATA_STREAM:     // MAV ID: 66  
{  
    handle_request_data_stream(msg, false);  
    break;  
}  
  
case MAVLINK_MSG_ID_RC_CHANNELS_OVERRIDE:    // MAV ID: 70  
{  
    // allow override of RC channel values for HIL  
    // or for complete GCS control of switch position  
    // and RC PWM values.  
    if(msg->sysid != g.sysid_my_gcs) break;  
// Only accept control from our gcs  
    mavlink_rc_channels_override_t packet;  
    int16_t v[8];
```

```

    mavlink_msg_rc_channels_override_decode(msg, &packet);

    // exit immediately if this command is not meant for this
vehicle
    if
(mavlink_check_target(packet.target_system,packet.target_component)) {
        break;
    }

    v[0] = packet.chan1_raw;
    v[1] = packet.chan2_raw;
    v[2] = packet.chan3_raw;
    v[3] = packet.chan4_raw;
    v[4] = packet.chan5_raw;
    v[5] = packet.chan6_raw;
    v[6] = packet.chan7_raw;
    v[7] = packet.chan8_raw;
    hal.rcin->set_overrides(v, 8);

    // record that rc are overwritten so we can trigger a failsafe
if we lose contact with groundstation
    failsafe.rc_override_active = true;
    // a RC override message is considered to be a 'heartbeat' from
the ground station for failsafe purposes
    failsafe.last_heartbeat_ms = millis();
    break;
}

// Pre-Flight calibration requests
case MAVLINK_MSG_ID_COMMAND_LONG:          // MAV ID: 76
{
    // decode packet
    mavlink_command_long_t packet;
    mavlink_msg_command_long_decode(msg, &packet);

    // exit immediately if this command is not meant for this
vehicle
    if (mavlink_check_target(packet.target_system,
packet.target_component)) {
        break;
    }

    switch(packet.command) {

case MAV_CMD_NAV_LOITER_UNLIM:
    if (set_mode(LOITER)) {
        result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
    }
    break;

case MAV_CMD_NAV_RETURN_TO_LAUNCH:
    if (set_mode(RTL)) {
        result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
    }
    break;

case MAV_CMD_NAV_LAND:
    if (set_mode(LAND)) {
        result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
    }
    break;
}
}

```

```

case MAV_CMD_MISSION_START:
    if (set_mode(AUTO)) {
        result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
    }
    break;

case MAV_CMD_PREFLIGHT_CALIBRATION:
    if (packet.param1 == 1 ||
        packet.param2 == 1) {
        ins.init_accel();
        ahrs.set_trim(Vector3f(0,0,0)); // clear
out saved trim
        result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
    }
    if (packet.param3 == 1) {
        init_barometer(false); // fast
barometer calibration
        result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
    }
    if (packet.param4 == 1) {
        trim_radio();
        result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
    }
    if (packet.param5 == 1) {
        float trim_roll, trim_pitch;
        // this blocks
        AP_InertialSensor_UserInteract_MAVLink interact(chan);
        if(ins.calibrate_accel(&interact, trim_roll,
trim_pitch)) {
            // reset ahrs's trim to suggested values from
calibration routine
            ahrs.set_trim(Vector3f(trim_roll, trim_pitch, 0));
        }
        result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
    }
    if (packet.param6 == 1) {
        // compassmot calibration
        result = mavlink_compassmot(chan);
    }
    break;

case MAV_CMD_COMPONENT_ARM_DISARM:
    if (packet.param1 == 1.0f) {
        // run pre_arm_checks and arm_checks and display
failures
        pre_arm_checks(true);
        if(ap.pre_arm_check && arm_checks(true)) {
            init_arm_motors();
            result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
        }else{
            AP_Notify::flags.arming_failed = true; //
init_arm_motors function will reset flag back to false
            result = MAV_RESULT_UNSUPPORTED;
        }
    } else if (packet.param1 == 0.0f) {
        init_disarm_motors();
        result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
    } else {
        result = MAV_RESULT_UNSUPPORTED;
    }
}

```

```

        break;

        case MAV_CMD_DO_SET_SERVO:
            if (ServoRelayEvents.do_set_servo(packet.param1,
packet.param2)) {
                result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
            }
            break;

        case MAV_CMD_DO_REPEAT_SERVO:
            if (ServoRelayEvents.do_repeat_servo(packet.param1,
packet.param2, packet.param3, packet.param4*1000)) {
                result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
            }
            break;

        case MAV_CMD_DO_SET_RELAY:
            if (ServoRelayEvents.do_set_relay(packet.param1,
packet.param2)) {
                result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
            }
            break;

        case MAV_CMD_DO_REPEAT_RELAY:
            if (ServoRelayEvents.do_repeat_relay(packet.param1,
packet.param2, packet.param3*1000)) {
                result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
            }
            break;

        case MAV_CMD_PREFLIGHT_REBOOT_SHUTDOWN:
            if (packet.param1 == 1 || packet.param1 == 3) {
                // when packet.param1 == 3 we reboot to hold in
bootloader
                hal.scheduler->reboot(packet.param1 == 3);
                result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
            }
            break;

        case MAV_CMD_DO_FENCE_ENABLE:
#ifdef AC_FENCE == ENABLED
            result = MAV_RESULT_ACCEPTED;
            switch ((uint16_t)packet.param1) {
                case 0:
                    fence.enable(false);
                    break;
                case 1:
                    fence.enable(true);
                    break;
                default:
                    result = MAV_RESULT_FAILED;
                    break;
            }
#else
            // if fence code is not included return failure
            result = MAV_RESULT_FAILED;
#endif
            break;

        case MAV_CMD_DO_MOTOR_TEST:

```

```

        // param1 : motor sequence number (a number from 1 to max
number of motors on the vehicle)
        // param2 : throttle type (0=throttle percentage, 1=PWM,
2=pilot throttle channel pass-through. See MOTOR_TEST_THROTTLE_TYPE
enum)
        // param3 : throttle (range depends upon param2)
        // param4 : timeout (in seconds)
        result = mavlink_motor_test_start(chan,
(uint8_t)packet.param1, (uint8_t)packet.param2,
(uint16_t)packet.param3, packet.param4);
        break;

    default:
        result = MAV_RESULT_UNSUPPORTED;
        break;
    }

    // send ACK or NAK
    mavlink_msg_command_ack_send_buf(msg, chan, packet.command,
result);

    break;
}

case MAVLINK_MSG_ID_COMMAND_ACK:          // MAV ID: 77
{
    command_ack_counter++;
    break;
}

#if HIL_MODE != HIL_MODE_DISABLED
case MAVLINK_MSG_ID_HIL_STATE:           // MAV ID: 90
{
    mavlink_hil_state_t packet;
    mavlink_msg_hil_state_decode(msg, &packet);

    // set gps hil sensor
    Location loc;
    loc.lat = packet.lat;
    loc.lng = packet.lon;
    loc.alt = packet.alt/10;
    Vector3f vel(packet.vx, packet.vy, packet.vz);
    vel *= 0.01f;

    gps.setHIL(0, AP_GPS::GPS_OK_FIX_3D,
        packet.time_usec/1000,
        loc, vel, 10, 0, true);

    if (!ap.home_is_set) {
        init_home();
    }

    // rad/sec
    Vector3f gyros;
    gyros.x = packet.rollspeed;
    gyros.y = packet.pitchspeed;
    gyros.z = packet.yawspeed;

    // m/s/s
    Vector3f accels;

```

```

    accels.x = packet.xacc * (GRAVITY_MSS/1000.0);
    accels.y = packet.yacc * (GRAVITY_MSS/1000.0);
    accels.z = packet.zacc * (GRAVITY_MSS/1000.0);

    ins.set_gyro(0, gyros);

    ins.set_accel(0, accels);

    barometer.setHIL(packet.alt*0.001f);
    compass.setHIL(packet.roll, packet.pitch, packet.yaw);

    break;
}
#endif // HIL_MODE != HIL_MODE_DISABLED

    case MAVLINK_MSG_ID_RADIO:
    case MAVLINK_MSG_ID_RADIO_STATUS: // MAV ID: 109
    {
        handle_radio_status(msg, DataFlash, (g.log_bitmask &
MASK_LOG_PM) != 0);
        break;
    }

    case MAVLINK_MSG_ID_LOG_REQUEST_LIST ...
MAVLINK_MSG_ID_LOG_REQUEST_END: // MAV ID: 117 ... 122
    if (!in_mavlink_delay && !motors.armed()) {
        handle_log_message(msg, DataFlash);
    }
    break;

#if HAL_CPU_CLASS > HAL_CPU_CLASS_16
    case MAVLINK_MSG_ID_SERIAL_CONTROL:
        handle_serial_control(msg, gps);
        break;
#endif

#if CAMERA == ENABLED
    case MAVLINK_MSG_ID_DIGICAM_CONFIGURE: // MAV ID: 202
        camera.configure_msg(msg);
        break;

    case MAVLINK_MSG_ID_DIGICAM_CONTROL:
        camera.control_msg(msg);
        break;
#endif // CAMERA == ENABLED

#if MOUNT == ENABLED
    case MAVLINK_MSG_ID_MOUNT_CONFIGURE: // MAV ID: 204
        camera_mount.configure_msg(msg);
        break;

    case MAVLINK_MSG_ID_MOUNT_CONTROL:
        camera_mount.control_msg(msg);
        break;

    case MAVLINK_MSG_ID_MOUNT_STATUS:
        camera_mount.status_msg(msg);
        break;
#endif // MOUNT == ENABLED

#if AC_RALLY == ENABLED

```

```

// receive a rally point from GCS and store in EEPROM
case MAVLINK_MSG_ID_RALLY_POINT: {
    mavlink_rally_point_t packet;
    mavlink_msg_rally_point_decode(msg, &packet);
    if (mavlink_check_target(packet.target_system,
packet.target_component))
        break;

    if (packet.idx >= rally.get_rally_total() ||
packet.idx >= MAX_RALLYPOINTS) {
        send_text_P(SEVERITY_LOW,PSTR("bad rally point message
ID"));
        break;
    }

    if (packet.count != rally.get_rally_total() {
        send_text_P(SEVERITY_LOW,PSTR("bad rally point message
count"));
        break;
    }

    RallyLocation rally_point;
    rally_point.lat = packet.lat;
    rally_point.lng = packet.lng;
    rally_point.alt = packet.alt;
    rally_point.break_alt = packet.break_alt;
    rally_point.land_dir = packet.land_dir;
    rally_point.flags = packet.flags;

    if (!rally.set_rally_point_with_index(packet.idx,
rally_point)) {
        send_text_P(SEVERITY_HIGH, PSTR("error setting rally
point"));
    }

    break;
}

//send a rally point to the GCS
case MAVLINK_MSG_ID_RALLY_FETCH_POINT: {
    //send_text_P(SEVERITY_HIGH, PSTR("## getting rally point in
GCS_Mavlink.pde 1")); // ##### TEMP

    mavlink_rally_fetch_point_t packet;
    mavlink_msg_rally_fetch_point_decode(msg, &packet);
    if (mavlink_check_target(packet.target_system,
packet.target_component))
        break;

    //send_text_P(SEVERITY_HIGH, PSTR("## getting rally point in
GCS_Mavlink.pde 2")); // ##### TEMP

    if (packet.idx > rally.get_rally_total()) {
        send_text_P(SEVERITY_LOW, PSTR("bad rally point index"));
        break;
    }

    //send_text_P(SEVERITY_HIGH, PSTR("## getting rally point in
GCS_Mavlink.pde 3")); // ##### TEMP

    RallyLocation rally_point;

```

```
        if (!rally.get_rally_point_with_index(packet.idx,
rally_point)) {
            send_text_P(SEVERITY_LOW, PSTR("failed to set rally
point"));
            break;
        }

        //send_text_P(SEVERITY_HIGH, PSTR("## getting rally point in
GCS_Mavlink.pde 4")); // ##### TEMP

        mavlink_msg_rally_point_send_buf(msg,
                                        chan, msg->sysid, msg-
>compid, packet.idx,
                                        rally.get_rally_total(),
rally_point.lat, rally_point.lng,
                                        rally_point.alt,
rally_point.break_alt, rally_point.land_dir,
                                        rally_point.flags);

        //send_text_P(SEVERITY_HIGH, PSTR("## getting rally point in
GCS_Mavlink.pde 5")); // ##### TEMP

        break;
    }
#endif // AC_RALLY == ENABLED

    } // end switch
} // end handle mavlink
```

4.5. GPS

El módulo de GPS es necesario si se quiere tener la opción de hacer vuelos con el piloto automático. De hecho, los *waypoints* (puntos marcados por el usuario en latitud y longitud para definir un recorrido) que se indican para establecer un recorrido prefijado serán reconocidos por la tarjeta controladora como coordenadas geográficas y seguidas a través de GPS. (Ver 3.12.1.2)

Este módulo es una excelente solución para drones, donde la precisión del GPS es de suma importancia. Cuenta con circuitos activos para la antena de cerámica, batería de reserva recargable para arranque en caliente, y EEPROM I2C para el almacenamiento de configuración. Incluye en su interior una brújula, con la que transmite a la controladora la orientación del drone. El GPS va instalado en la parte superior del drone, por encima de la estructura, para evitar interferencias con los demás elementos electrónicos.



Ilustración 61. GPS

Las características dadas por el fabricante son:

CARACTERÍSTICAS GPS	
Peso	17 g.
Largo	38 mm.
Ancho	38 mm.
Alto	12 mm.
Módulo	uBlox NEO-7
Antena	Cerámica 25x25x4 mm.
Filtros	LNA y SAW
Velocidad actualización	5 Hz.
Batería	Litio 3 V.
Almacenamiento	EEPROM I2C
Reguladores	Nivel de ruido, alimentación

Tabla 7. Características del dispositivo GPS

4.6. SISTEMA DE TRANSMISIÓN DE VÍDEO FPV

Este sistema, como se ha visto en el capítulo 3.13, está compuesto de varios componentes. A continuación se detallarán los que se han elegido:

4.6.1. TRANSMISOR DE VÍDEO

Se necesita un transmisor y un receptor de vídeo FPV. Las diferentes características para elegir un dispositivo de este tipo son la **frecuencia de emisión**, el **consumo de batería**, la **distancia de emisión** o su **potencia**. El dispositivo elegido por su bajo consumo y su distancia de emisión, además de su bajo valor económico ha sido el SkyZone 5.8Ghz 200MW FPV Wireless AV Tx y Rx Set, de la marca BosCam.



Ilustración 62. Transmisor y receptor de vídeo

Este transmisor, con una potencia de 200mW y una frecuencia de emisión de 5.8 GHz, tiene un alcance máximo de 500 metros. Integrándole una antena direccional se puede aumentar esta distancia a 1.500 metros, aunque el objetivo que se busca en este proyecto no es el de volar a grandes distancias, por lo que no se ha incluido. Esta unidad incluye micrófono incorporado. La unidad receptora tiene salidas AV adicionales para la grabación de vídeo durante el uso de gafas de FPV.

Las especificaciones que indica el fabricante son las siguientes:

CARACTERÍSTICAS TRANSMISOR DE VÍDEO	
Peso	25 g.
Largo	55 mm.
Ancho	26 mm.
Alto	17 mm.
Voltaje transmisor	7/15 V. DC
Voltaje receptor	5 V. DC
Impedancia salida	50 Ohm.
Potencia salida	21/23 dB.
Canales	8
Frecuencia audio	6.5 MHz.
Nivel entrada audio	0.5/2 V.
Impedancia entrada audio	10 K/Ohm
Nivel entrada vídeo	0.8/1.2 V.
Impedancia entrada vídeo	75 Ohm.
Conector antena	RP-SMA
Frecuencias canal	5705, 5865, 5665, 5645, 5885, 5905, 5925, 5945 MHz.
Temperatura funcionamiento	-10/85 °C

Tabla 8. Características del transmisor de vídeo

4.6.2. CÁMARA DE VÍDEO

Como se ha visto en el capítulo 3.13.1, en el mercado hay multitud de cámaras de vídeo que se pueden incorporar a nuestro drone.

Puesto que el objetivo prioritario de este proyecto no es obtener unas imágenes de excelente calidad, sino demostrar que es posible emitir desde el drone, se ha optado por incluir una cámara de vídeo que sea lo más ligera posible y con un precio bajo, ya que con ella se puede demostrar que se cumple otro de los objetivos de este proyecto, que es la recepción del vídeo en la estación de tierra de manera inmediata.

Por ello, la cámara que irá a bordo del drone es la cámara CMOS a color con 6 LED IR (visión nocturna), con sistema de vídeo NTSC y un rango de tensión de alimentación de entre 6V- 9V en corriente continua.



Ilustración 63. Videocámara de seguridad

Las características de esta cámara son:

CARACTERÍSTICAS CÁMARA DE VÍDEO	
Peso	78 g.
Largo	263 mm.
Ancho	86 mm.
Alto	240 mm.
Voltaje	6/9 V. DC.
Consumo	200 mW.
Formato vídeo	NTSC
Tamaño salida vídeo	510x492 px.
Líneas TV	380
Sensor vídeo	1/3" CMOS
Color	SI
Visión Nocturna	6 LED infrarrojo

Tabla 9. Características de la cámara de vídeo

4.6.3. CAPTURADORA DE VÍDEO

Para conseguir visualizar en el monitor del ordenador las imágenes tomadas por la cámara será necesaria una capturadora de vídeo, ya que los dispositivos de recepción de vídeo adquiridos solo tienen salida de vídeo a través de conectores RCA y se necesitará una salida USB. Es un componente ampliamente utilizado en el mundo de la edición de audio y vídeo.

Se ha optado por elegir una capturadora estándar, que incluye un software propio de edición de vídeo.

El dispositivo adquirido es el adaptador para captura de vídeo Easycap USB.



Ilustración 64. Capturadora de vídeo

Sus características son:

CARACTERÍSTICAS CAPTURADORA DE VÍDEO	
Modelo	DC60
Formato de vídeo	NTSC/PAL
Resolución vídeo	High Quality
Software edición vídeo	Ulead Video Studio 8.0 SE DVD
Conexión PC	USB
Entrada audio y vídeo	RCA/Supervideo

Tabla 10. Características de la capturadora de vídeo

4.7. BEC

La función del BEC será la de transformar el voltaje de 11.1 V de la batería a 5 V, para alimentar el controlador ArduPilot Mega. Debe de tener de salida un conector compatible con la toma de alimentación incluida en la controladora.

Se ha elegido el ZnDiy-BRY APM2.5.2 APM2.6 Power Module V1.0 Output w/ BEC 3A XT60 Plug - Black + Red, que está expresamente indicado para el ArduPilot Mega 2.6.



Ilustración 65. BEC

Sus características son:

CARACTERÍSTICAS BEC	
Voltaje entrada máximo	30 V. DC
Intensidad entrada máxima	90 A.
Voltaje salida	5 V.
Salida regulador conmutación	5.3 V./3 A.
Conector entrada	XT60
Conector salida	Molex 6 pines (compatible con APM).
Marca	ZnDiy-BRY
Modelo	RC-69
Longitud cable	23 cm.

Tabla 11. Características del BEC

4.8. BATERÍA

La batería es otro de los componentes más importantes de la aeronave. Hay una gran variedad de tipos de baterías. Para aeromodelismo están especialmente indicadas las baterías LiPo, por su gran capacidad de proporcionar energía y su duración, siendo mucho más livianas que los otros tipos de baterías.

Hay que fijarse para elegirla en su amperaje y en la capacidad de descarga que proporciona.

Cuanto más amperaje tenga, más autonomía tendrá el drone, pero también aumentará la masa del UAV, por lo que debe llegarse a un compromiso entre todas las condiciones.

Para este proyecto se ha optado por una batería de 3 celdas en serie, que proporcionará 11.1 V, con una intensidad de 2650 mAh, y una tasa de descarga de 25 ~ 50C. Se ha elegido de la marca Turnigy nano-tech por las siguientes razones:



Ilustración 66. Batería LiPo

Las baterías Turnigy nano-tech LiPo han sido diseñadas utilizando la tecnología nano-tech, que permite a los electrones pasar con más facilidad desde el ánodo al cátodo, reduciendo la impedancia interna, es decir, aumentando la tasa de descarga con respecto a los polímeros de litio de densidad similar con las que se fabrican otras baterías.

La tecnología de nano-tech en las baterías de iones de litio consiste en la aplicación de aditivos conductores nanométricos. Los aditivos forman redes ultra-fuertes de electrones en los electrodos que aumentan la conductividad electrónica. Esto mejora la capacidad de transmisión y difusión de iones. A través de esta mejora, la impedancia se reduce y la polarización que se produce durante la descarga disminuye en gran medida.

Sus características son:

CARACTERÍSTICAS BATERÍA	
Peso	215 g.
Largo	148 mm.
Ancho	44 mm.
Alto	18 mm.
Voltaje	11.1 V. 3S1P
Capacidad	2650 mAh.
Tasa descarga constante	25 C.
Tasa descarga ráfaga	50 C.

Tabla 12. Características de la batería

Ventajas sobre las baterías tradicionales LiPo:

- La densidad de potencia alcanza 7,5 kW / kg.
- Menos hueco de tensión durante la descarga.
- Mejor control térmico, al no superar los 60 grados.
- Mayor capacidad de descarga. Más del 90% a una tasa del 100% C.
- Capacidad de carga mucho más rápida, hasta 15C.
- Mayor duración de ciclo, casi el doble que el de la tecnología LiPo estándar.

4.8.1. CARGADOR DE BATERÍAS LIPO

Como se ha indicado en el capítulo 3.9.2.6, las baterías LiPo están balanceadas, es decir, cada una de las celdas que la forman deben cargarse a la vez y mantenerse a la misma tensión. Por eso, necesitan un cargador de baterías especial, que a la vez que la recargue, balancee las celdas. Las baterías LiPo, si no son cargadas adecuadamente, corren el riesgo

de autocombustionar, pudiendo destruir el drone, por lo que se ha adquirido un cargador-balanceador de baterías.

El cargador elegido ha sido el IMAX B6-AC Charger/Discharger 1-6 Cells, que incluye métodos de carga para todo tipo de baterías.



Ilustración 67. Cargador de baterías LiPo IMAX B6-AC

Sus características son:

CARACTERÍSTICAS CARGADOR DE BATERÍAS	
Peso	580 g.
Largo	133 mm.
Ancho	87 mm.
Alto	33 mm.
Voltaje alimentación	100/240 V. AC - 12 V. DC
Intensidad carga	0.1/5 A.
Tasa carga	5/50 W.
Control carga	Microprocesador
Funciones	Carga, descarga, balanceado
Tipos batería	Li-ion, LiPo, LiFe, Ni-Cd, NiMH.
Memoria interna	5 bloques
Conectores	JST-XH, XT60, JST, HXT

Tabla 13. Características del cargador de baterías

4.9. AVISADOR ACÚSTICO DE BATERÍA BAJA

Puesto que, como se ha alertado anteriormente, las baterías LiPo no deben descargarse por debajo de los 3 V por celda, se debe adoptar una solución para no llegar a ese umbral en pleno vuelo. Para solucionar este problema, se utilizará un dispositivo acústico que avise cuándo la batería descienda de un valor de tensión prefijado. Por ello, se ha incorporado al drone el dispositivo 2-in-1 1~8S LiPo Battery Low Voltage Buzzer Alarm for RC Helicopter



Ilustración 68. Avisador acústico de batería baja

Este dispositivo se conecta al cable de balanceado de la batería, indicando el voltaje de cada celda y el total. Es programable, pudiendo definir el voltaje al que queremos que nos avise (en este caso, se configurará para que alerte cuándo la batería descienda de 3.3 V).

Sus características son:

CARACTERÍSTICAS AVISADOR ACÚSTICO BATERÍA BAJA	
Peso	9 g.
Largo	19 mm.
Ancho	13 mm.
Alto	6 mm.
Material	Fibra de vidrio
Baterías compatibles	1-8S LiPo/Li-ion/LiFe
Precisión	+/- 0.01 V.
Rango voltaje por celda	0.5/4.5 V.
Rango voltaje total	0.5/36 V.
Pantalla	2 BCD 8 segmentos

Tabla 14. Características del avisador acústico de batería baja

4.10. SENSOR ULTRASÓNICO

Se puede integrar un sensor de proximidad en el drone para facilitar el aterrizaje en modo automático del cuadricóptero. Los sensores ultrasónicos de proximidad, aunque realmente son transductores, trabajan de manera muy similar a un sonar, evaluando la distancia de un obstáculo tras analizar los ecos de ondas sonoras o de radio. Los sensores ultrasónicos generan ondas de alta frecuencia, reciben su eco, y calculan el intervalo de tiempo entre la señal y el eco, determinando después la distancia al obstáculo. Este sensor se puede ver afectado por la forma geométrica del obstáculo o por el material del que esté construido, llegando a dar lecturas erróneas.

El sensor ultrasónico de proximidad que se ha elegido es el RCW-0002 Ultrasonic.



Ilustración 69. Sensor ultrasónico de proximidad

Este sensor de proximidad detecta la cercanía al suelo de la siguiente manera: al introducir un pulso mayor de $10\mu\text{s}$ en la terminal de *trigger* del dispositivo, el sensor emite una señal ultrasónica de 8 pulsos de 40 kHz, la cual rebotará en el obstáculo produciendo un eco. Desde el momento en el que el sensor emite la señal hasta que recibe su eco, el sensor mantendrá un 1 lógico en su terminal denominada *Echo*. Cuando el sensor detecta el eco lo transforma en un pulso eléctrico y el siguiente pulso no será transmitido hasta que el eco de la señal anterior haya desaparecido. Este tiempo que transcurre entre el momento en que se envía el primer pulso ultrasónico hasta que se puede enviar el próximo se denomina periodo de ciclo (*cycle period*). El periodo de ciclo mínimo recomendado es de 50 ms. La distancia medida por el sensor es proporcional al tiempo que dure el 1 lógico (que en este caso es una tensión de 5 V). Si no se detecta ningún obstáculo frente al sensor ultrasónico, este dará una señal de 38 ms en alto, por lo que no actuará.

Las características que da el fabricante son las siguientes:

CARACTERÍSTICAS SENSOR ULTRASÓNICO	
Peso	8 g.
Largo	45 mm.
Ancho	26 mm.
Alto	15 mm.
Voltaje	3/5.5 V. DC
Intensidad	40KHz.
Frecuencia	50 Ohm.
Precisión	3 mm.

Tabla 15. Características del sensor ultrasónico

4.11. MOTORES BRUSHLESS

Los motores son, sin duda alguna, la parte más importante del drone. Son los elementos que darán el empuje necesario para conseguir que la aeronave vuele. Hasta ahora, con los elementos que integran el drone, alcanza un peso de 1.035 gramos. Por lo tanto, los propulsores tendrán que levantar un peso igual a 1.035 gramos más el peso de los ESC, las hélices y los propios motores. Además, hay que prever algo de carga de pago. Se diseñará el drone para levantar un peso de unos 2.500 gramos, como se indicó en los objetivos del proyecto. Para dimensionar el motor de un cuadricóptero, se multiplica por 2 el peso del drone y se divide el resultado entre el número de motores que posee. El resultado final es el empuje necesario que tiene que ejercer cada motor. Se necesitarán, por tanto, 1.250 g. de empuje por motor.

$$\text{Empuje por motor} = \frac{\text{Peso total} * 2}{n^{\circ} \text{ motores}}$$

Ecuación 64

A continuación, lo que se evalúa es que tipo de vuelo va a hacer el drone. Este drone hará un vuelo estable, por lo que se elegirán motores con pocas rpm y hélices grandes y con gran paso, para conseguir un par lo más grande posible. En caso contrario (motores con muchas rpm y hélices pequeñas) los movimientos serán mucho más rápidos, a costa de disminuir la estabilidad. Por lo tanto se elegirá un motor con menos de 1100 kV.

$$rpm = kV * V$$

Ecuación 65

Por último, se comprueba que corresponden el voltaje y la intensidad del motor con los proporcionados por la batería que se ha elegido, parámetros que vienen indicados en la placa de características del motor.

Hay una gran variedad de motores en el mercado, pues al ser el modelismo un hobby bastante extendido, hay decenas de marcas donde elegir. Se necesita un motor *brushless outrunner* trifásico, con una tensión de funcionamiento de 11.1 V., con al menos 1250 g. de empuje, y menor de 1100 kV. Una vez escogido este motor, tendremos que tener en cuenta sus características para la elección de los variadores de velocidad y de las hélices.

Tras analizar en diferentes tiendas de motores la amplia gama con la que cuentan, se ha optado por adquirir cuatro motores *Turnigy 2209/28 1050 kv Outrunner Brushless Motor*. Es un motor que se ajusta a las características buscadas, con un rendimiento bastante aceptable y un precio competitivo. Incluye los accesorios necesarios para su montaje en el chasis del drone, y para la sujeción de las hélices.



Ilustración 70. Turnigy 2209/28 1050 kv Outrunner Brushless Motor

Las características de este motor son las siguientes:

CARACTERÍSTICAS MOTOR BRUSHLESS	
Peso	54.5 g.
Diámetro	28 mm.
kV	1050
Corriente máxima	14 A.
Corriente sin carga	0.4 A
Tipo batería y número celdas	2-3 Li - Po / 6-10 Ni - Mh / Ni - Cd
Tasa trabajo	85 %
Eficiencia	>82 %
Empuje hélices bipala	940 g. (9x45"), 1050 g. (12x45"), 1155 g. (15x45")
Empuje hélices tripala	1330 g. (7x45"), 1450 g. (9x45"), 1520 g. (10x45")
Material	Aleación de aluminio

Tabla 16. Características del motor brushless

Se comprueba por tanto que este motor es apto para el presente proyecto, dependiendo el empuje de las hélices escogidas.

4.12. ESC

Los variadores deben ir en consonancia con los motores. De hecho, el fabricante de los motores aconseja para cada unidad producida un ESC en concreto. Para el motor escogido, por lo tanto, se escogerá el ESC recomendado para los motores elegidos, que es el HobbyKing Pentium 30A Brushless Speed Controller ESC for R/C Helicopter Quadcopter y que como se ha indicado en el capítulo 3.7, estará sobredimensionado:

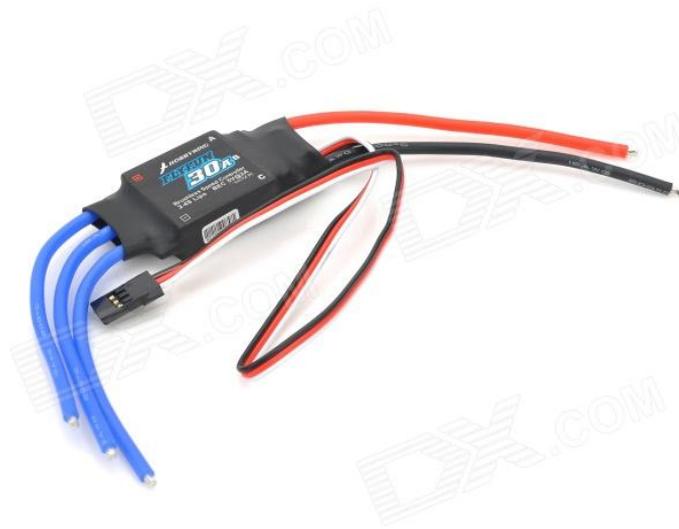


Ilustración 71. Variador de velocidad

Las características de este ESC son:

CARACTERÍSTICAS ESC	
Peso	42 g.
Largo	45 mm.
Ancho	21 mm.
Alto	8 mm.
Voltaje	7.4/11.1 V. DC
Intensidad	30 A.
Intensidad máxima	40 A.
Velocidad máxima	210.000 rpm (2p), 70.000 rpm (6p), 35.000 rpm (12p).
Material	Fibra de vidrio.

Tabla 17. Características del variador de velocidad

4.13. HELICES

Las hélices que se han escogido también son las recomendadas por el fabricante del motor para la unidad que se ha elegido. Se tienen para elegir varias de ellas según su formato, ya sean de dos o tres palas, o tengan más o menos paso. Las hélices de 3 palas proporcionan mucho más empuje que las de dos palas, pero también ejercen mucha más resistencia, por lo que tienen una longitud menor y solo se recomiendan para motores de pocos kV, como los que van montados en este cuadricóptero.

El fabricante del motor recomienda hélices de 12x4.5" de dos palas o hélices de 9x4.5" de tres palas, por lo que se han elegido estas últimas. Hay que tener en cuenta que dos motores giran en sentido horario y los otros dos en sentido antihorario, por lo que se deben adquirir dos hélices para cada tipo de giro.



Ilustración 72. Hélices tripala 9x4.5"

Están construidas de plástico y es necesario un adaptador para acoplarlas al motor, que viene incluido junto a cada hélice.

4.14. EMISORA

Para la elección de la emisora lo primero que hay que tener en cuenta son los canales que se necesitan. Cada canal será una orden distinta, por lo que nuestro drone necesitará al menos cuatro canales (pitch, roll, yaw y elevación) más otro canal para poder cambiar entre los diferentes modos de vuelo disponibles (que se detallan en el capítulo 4.17, que describe el software utilizado). Además, cuando se adquiere una emisora, es recomendable que sea de más canales de los necesarios, en previsión de incorporación de dispositivos en el futuro. Por ejemplo, para manejar una cámara *on-board* a través de servos o un *gimbal*. Tras indagar en diferentes foros y blogs de aeromodelistas y radiocontroladores, se ha encontrado una emisora de muy buena calidad, con 9 canales. Es la más utilizada por los aficionados al radiocontrol y muy recomendada para el control de drones, dado que mediante un menú desplegable se pueden configurar las acciones que realizará cada palanca. Además, es totalmente compatible con la placa ArduPilot. La emisora que se ha adquirido, por tanto, es la Turnigy 9X 9Ch Transmitter.



Ilustración 73. Emisora Turnigy 9X

Las características dadas por el fabricante son las siguientes:

CARACTERÍSTICAS EMISORA	
Canales	8 PPM/9 PCM
Pantalla	128x64 LCD
Codificación	PPM/PCM
Modos vuelo	Heli, Acro, Glid
Interfaz simulador	SI
Zumbador	SI
Avisador Baja Tensión	SI
Alcance emisión	2 km. (antena omnidireccional) 5 km. (antena direccional)

Tabla 18. Características de la emisora

Incluye:

- Transmisor Turnigy 9x 9Ch
- Módulo Turnigy RF9X-V2
- Receptor de 9 canales Turnigy 9X8C-V2

4.15. CABLES DE CONEXIÓN Y CONECTORES

Para completar los materiales que se necesitan para construir el drone, harán falta cables para conexionar las diferentes partes eléctricas y cables específicos para la controladora ArduPilot.

Lo primero que se ha adquirido han sido los cables necesarios para la transmisión de telemetrías desde el Ardupilot al dispositivo emisor, pasando por el módulo MAVLink:



Ilustración 74. Cable telemetrías ArduPilot

Además, se ha adquirido también un juego de cables con conectores específicos para Arduino, que han servido para conectar nuestra controladora ArduPilot con los diferentes dispositivos que componen el dron:



Ilustración 75. Cables conexión Arduino

También se han adquirido un kit de conectores XT-60, que se han utilizado para cambiar los conectores de serie de las baterías, al ser los que poseen tanto el BEC como el cargador de baterías:

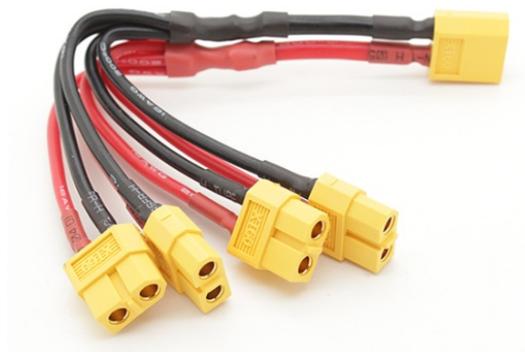


Ilustración 76. Conectores XT-60

Aparte de los diferentes cables de conexión electrónica, también ha sido necesario utilizar cable para diferentes conexiones entre los elementos eléctricos del drone. Se ha usado cable ES-07Z1-K de 1.5 mm², indicado para los valores de tensión y corriente que se están manejando.

También se han utilizado terminales *Faston* macho y hembra, para poder cambiar los dispositivos sin necesidad de eliminar soldaduras. Para ello, se ha optado por comprarlos en una tienda especializada en electrónica.



Ilustración 77. Terminal Faston Hembra

Para finalizar, se ha adquirido tubo termorretractil de diferentes diámetros, para proteger las soldaduras y conectores.



Ilustración 78. Tubo termorretractil

4.16. CONSTRUCCIÓN Y PROGRAMACIÓN DEL DRONE

ESQUEMA GENERAL

En las siguientes imágenes se enumeran todos los dispositivos incluidos en el cuadricóptero, conforme han sido posicionados en la base del drone:

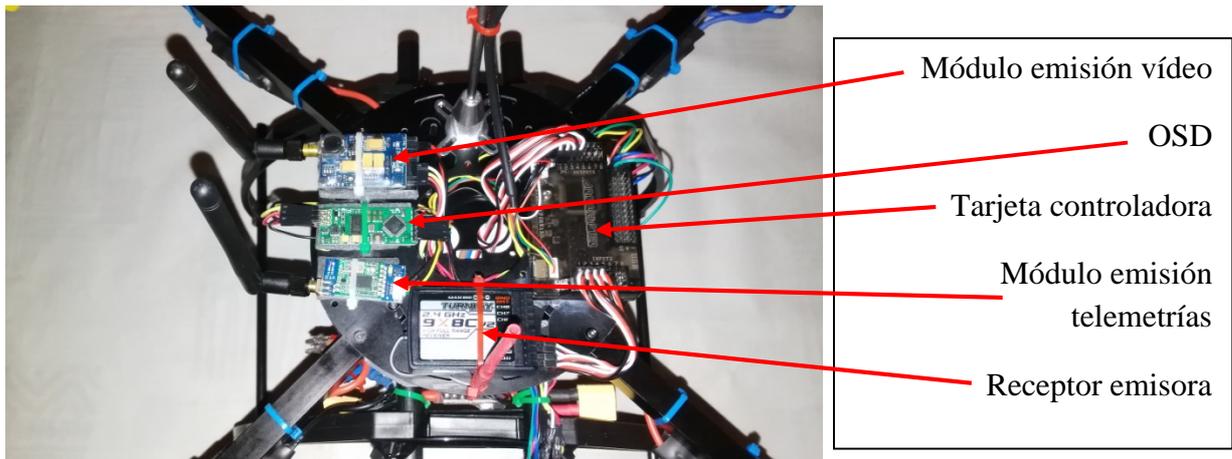


Ilustración 79. Esquema general (I)

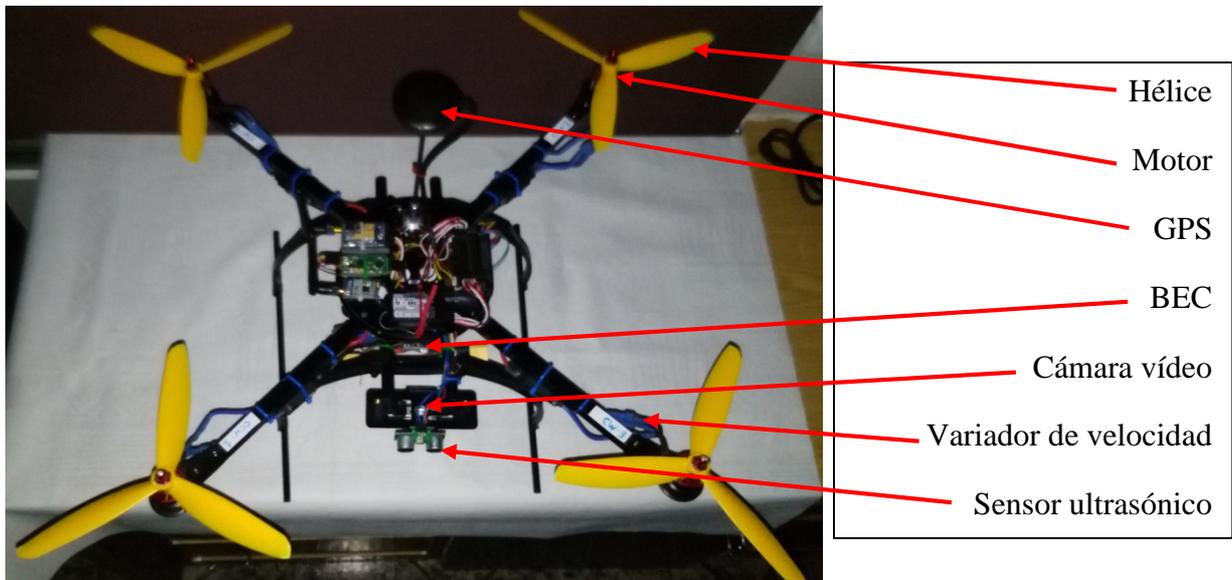


Ilustración 80. Esquema general (II)

En la parte inferior del drone se encuentra alojada la batería.

Tras analizar en los puntos anteriores todos los componentes que formarán el cuadricóptero, se detallará, paso a paso, su construcción y programación.

En primer lugar se montará el chasis. En la siguiente imagen se pueden observar las piezas que lo componen. De izquierda a derecha se ven los brazos, la base, las patas y la tornillería.



Ilustración 81. Despiece del chasis

Para montar el chasis se necesitarán llaves Allen, ya que los tornillos incluidos en el pack, son de este tipo. Hay que poner especial cuidado en colocar los brazos donde se alojaran los motores a 90° uno del otro, asegurando así que los rotores estarán a la misma distancia unos de otros para garantizar un vuelo equilibrado. Además, la base para la cámara de vídeo debe ser montado en la parte delantera del drone. Una vez montado, el chasis quedará de la siguiente manera:



Ilustración 82. Chasis montado

Tras montar el chasis, se soldarán conectores Faston machos a los motores y conectores Faston hembras a los variadores de velocidad, para poder intercambiar estos mecanismos de una manera rápida en caso de avería o rotura de uno de ellos.

A continuación, se comenzarán a instalar todos los dispositivos que componen el cuadricóptero, procurando colocarlos de manera que el centro de gravedad del cuadricóptero quede situado lo más centrado posible. Es recomendable utilizar dispositivos antivibraciones entre el chasis y los diferentes dispositivos, para evitar daños por aterrizajes bruscos y asegurar la veracidad de las lecturas tomadas por los diferentes sensores. Como se puede apreciar en la siguiente imagen, hemos utilizado espuma amortiguadora para todos los dispositivos.

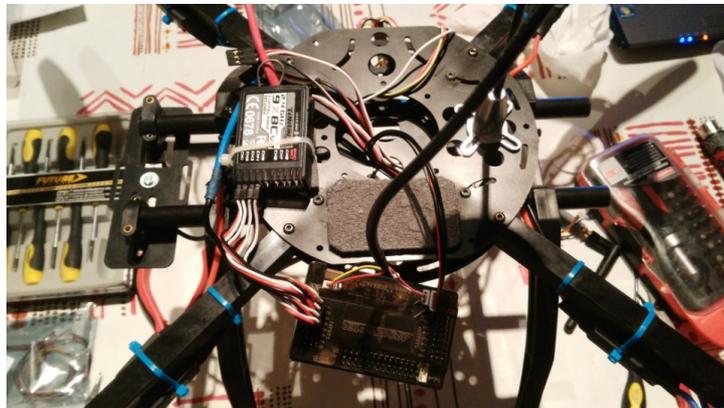


Ilustración 83. Espuma amortiguadora

Tras ello, se instalará en su lugar la tarjeta controladora, uniéndola con cianocrilato a la espuma amortiguadora, además de dos tornillos de fijación. Será colocada en un lateral de la parte superior de la base, para evitar la masificación de cables en el lateral opuesto del drone, donde se colocarán los dispositivos de emisión y recepción, con sus respectivas antenas. En la parte delantera de la base se posicionará el módulo de recepción de la emisora, para facilitar las conexiones entre este módulo y la Ardupilot. Este módulo se sujetará a la base mediante bridas de plástico.

En la parte trasera de la base se fijará el GPS mediante tornillos, que irá elevado 20 cm. de la base mediante una varilla de fibra de carbono, evitando así que entre en conflicto con los otros dispositivos emisores del drone, que podrían falsear los datos de posición de dicho GPS al crear interferencias.

En la parte lateral que aún queda libre, se asentarán el módulo de emisión de vídeo, el OSD y el módulo de emisión de telemetrías. La razón de instalarlos todos juntos es porque van interconectados los tres entre sí, facilitando así las conexiones.

Para fijarlos en su lugar, se utilizarán también bridas de plástico. Al no disponer de orificios suficientes para su sujeción, será necesario realizarlos, con la ayuda de un taladro.

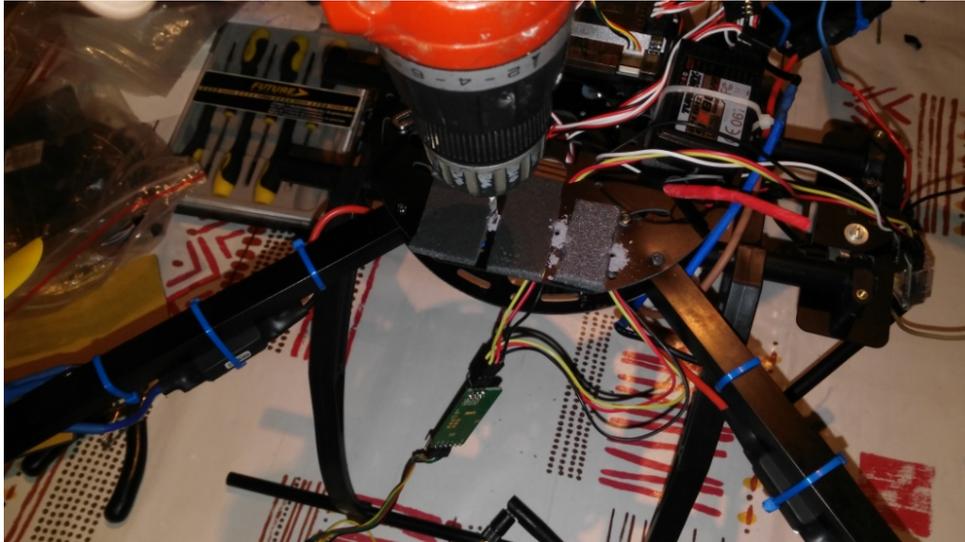


Ilustración 84. Detalle de orificios efectuados en el chasis

A continuación, se colocarán los motores en sus lugares, fijándolos fuertemente para evitar vibraciones. Por motivos de seguridad, no es recomendable colocar las hélices hasta que no esté totalmente configurado el cuadricóptero.

Los variadores de velocidad serán fijados mediante bridas de plástico, en la parte inferior de los brazos y a una distancia suficiente para poder conectarlos a los motores.

De igual modo, la cámara de vídeo será colocada en su base mediante un tornillo. Se orientará a 60° sobre el suelo, para poder tomar imágenes de lo que se encuentre frente a ella a una inclinación de -30° .

Se aprovecha la parte superior de la base de la cámara de vídeo para colocar el sensor ultrasónico de proximidad con bridas de plástico y orientado hacia el suelo.

Por último, en la parte inferior del cuadricóptero, se sitúan el BEC y la batería, fijando esta última con un cinturón de velcro, para poder quitarla y ponerla fácilmente para su carga.

Adherido a la batería, también con velcro, se fijará el avisador acústico de batería baja.

CONEXIONES ELÉCTRICAS

Una vez colocados todos los dispositivos en sus respectivos lugares, se procederá a realizar las conexiones entre ellos.

En la ilustración 85 se pueden observar las conexiones entre los diferentes dispositivos, a excepción de los dispositivos de video que se detallan en la ilustración 88:

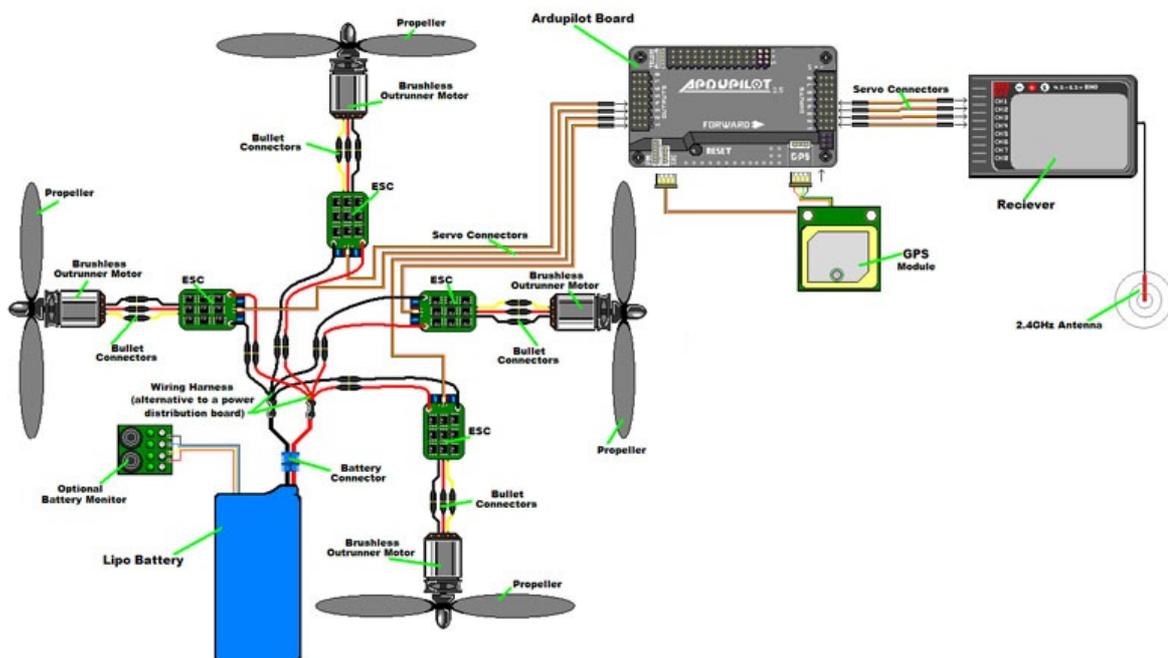


Ilustración 85. Esquema de conexión entre dispositivos electrónicos

Se puede observar el esquema eléctrico completo en el Anexo II de este documento.

En primer lugar, se conectarán los cinco primeros canales de la emisora a las cinco primeras entradas de la ArduPilot. Se utilizarán los cuatro primeros canales de la emisora para controlar el drone y el número cinco para poder cambiar el modo de vuelo (ver capítulo 4.17). Hay que resaltar que para realizar estas conexiones se utilizarán cables formados por tres conductores (positivo, negativo y señal). A continuación se conectarán los variadores de velocidad a las salidas digitales de la tarjeta controladora. Cada motor está numerado según el esquema mostrado en la ilustración 86, por lo que deben ser conectados de esta manera. Estas conexiones también se realizan con cables de tres conductores.

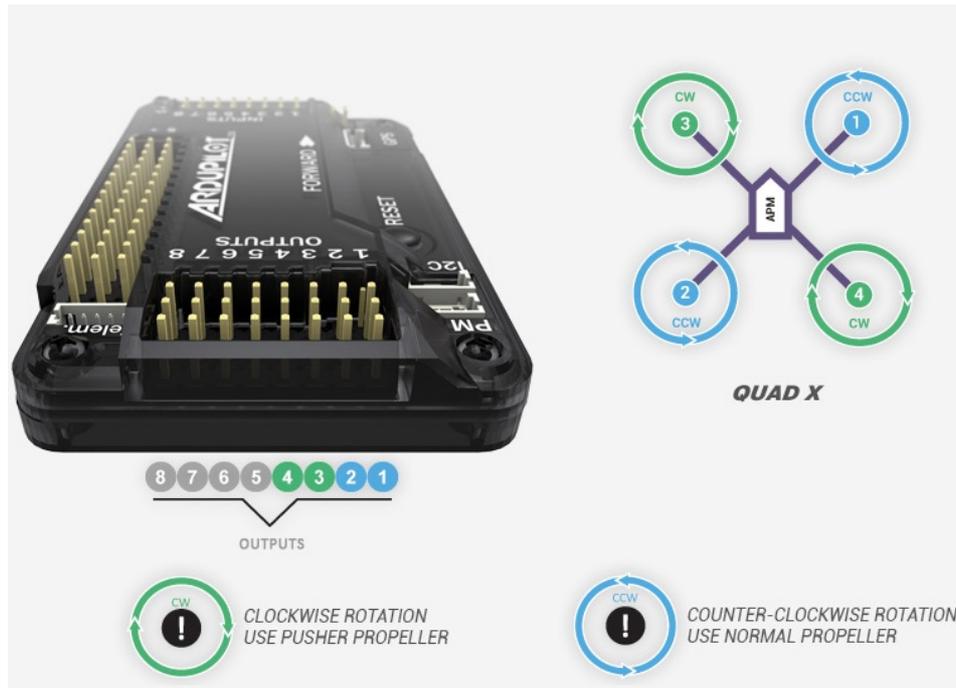


Ilustración 86. Conexión de los motores a Ardupilot y sentido de giro de cada uno de ellos

Una vez conectados los motores a los variadores de velocidad, se instalará el GPS. Este dispositivo presenta dos conectores: uno el del propio GPS y otro el del compás. El conector del GPS se conecta en el lugar indicado en la Ardupilot como GPS, y el compás se conectará en el puerto llamado I2C, también indicado en la tarjeta controladora.

La tarjeta controladora debe ser alimentada a una tensión de 5.5V, por lo que en el puerto PM (*Power Management*) indicado en Ardupilot se conectará la salida de 5.5V del BEC. Los motores, que funcionan con una tensión de 12V, se unirán a la salida de 12V del BEC mediante un conector XT60.

La batería adquirida no tiene de serie el conector XT60, por lo que se ha cambiado, soldando un conector XT60 macho, y protegiendo la soldadura con tubo termorretractil, como se puede observar en la ilustración 87.

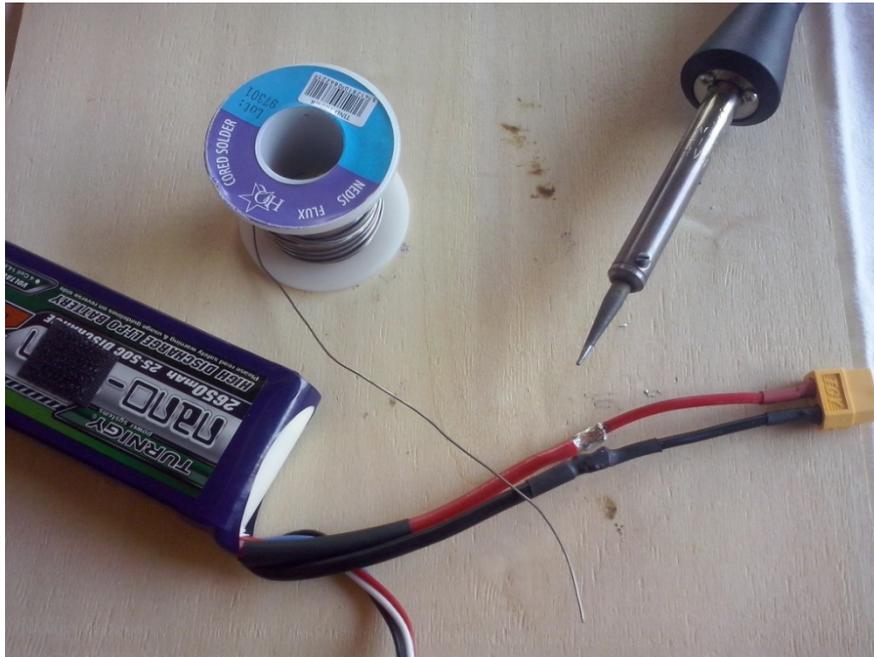


Ilustración 87. Cambio de conector de la batería

A continuación se explicarán las conexiones entre la cámara de vídeo y los equipos de emisión de vídeo, de emisión de telemetrías y OSD, que se pueden ver detalladas en el siguiente esquema:

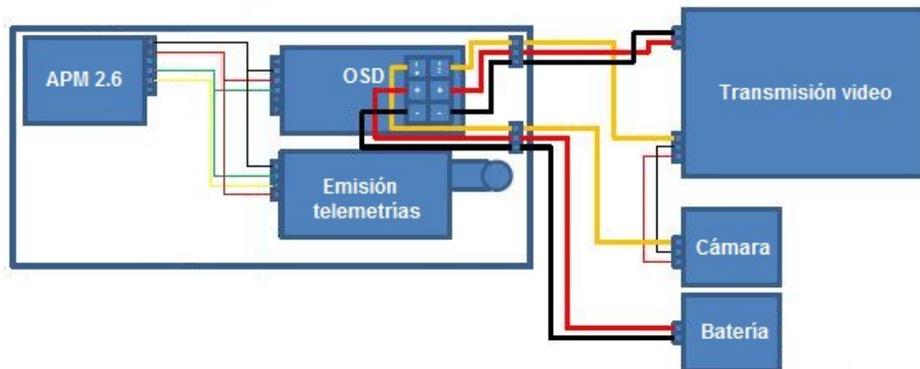


Ilustración 88. Esquema de conexión de dispositivos de emisión de vídeo y telemetrías

En primer lugar se conecta la cámara de vídeo a la entrada de vídeo del OSD. Se realizará con tres conductores (positivo, negativo y señal de vídeo). La salida de vídeo del OSD se conecta a su vez a la entrada del transmisor de vídeo, también con tres conductores de las mismas características que los anteriores.

Una vez realizadas las conexiones entre los dispositivos de vídeo, se interconectarán el emisor de telemetrías y el OSD al puerto de Ardupilot específico para las telemetrías. Para ello, necesitaremos un cable que disponga de dicho conector en uno de sus extremos,

dividiéndose luego en 2, un extremo que disponga del conector apto para el dispositivo emisor de telemetrías y otro extremo que disponga de conectores aptos para la entrada de telemetrías del OSD.

El cable que se comercializa para este fin tiene errores en la correspondencia de las conexiones, por lo que se han tenido que subsanar dichos errores intercambiando conductores, quedándose de la manera que se puede observar en la siguiente imagen:

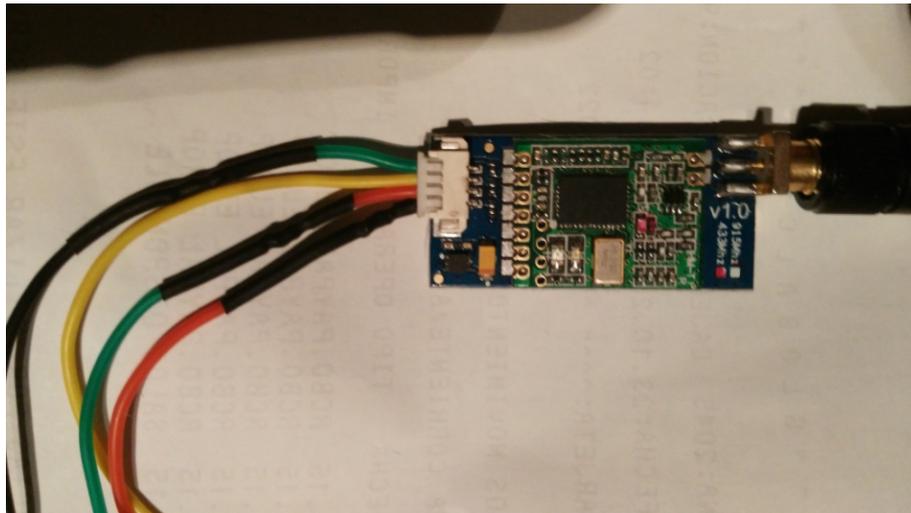


Ilustración 89. Estado final de los conductores en el módulo de emisión de telemetrías

Una vez interconectados estos dispositivos, se alimentará el emisor de vídeo directamente a la salida de 12V del BEC.

Por último, se conectará el sensor ultrasónico de proximidad en las entradas analógicas uno y dos de **Ardupilot**, quedando todas las conexiones eléctricas del cuadricóptero finalizadas.

4.17. MISSION PLANNER

Como se ha indicado anteriormente, se utilizará el software “*Mission Planner*” tanto para programar la tarjeta controladora como para ejercer las funciones de estación base.

Misión Planner es una estación de control en tierra para aviones, helicópteros y rovers. Es compatible con *Windows*. *Misión Planner* se puede utilizar como una herramienta de configuración o como complemento de control dinámico de un vehículo autónomo. Esta estación nos permite subir el firmware más actualizado, establecer misiones para nuestro piloto automático y muestra una ventana con indicadores de estado de nuestro UAV, además de poder configurar todos los parámetros de forma manual.

Mission Planner fue creada por Michael Osborne en el año 2010.

Las utilidades de este software son, entre otras, las siguientes:

- Carga del firmware en el piloto automático (**ArduPilot**) que controla el vehículo.
- Configurar y ajustar el vehículo para un rendimiento óptimo.
- Planificar, guardar y cargar misiones autónomas al piloto automático con *waypoints* mediante *point-and-click*, usando Google Maps/Bing/Open street maps o un servicio online de mapas a elección.
- Descargar y analizar los registros de las misiones creadas por el piloto automático.
- Proporciona un simulador de vuelo en el PC.
- Selección de comandos de misión mediante despleables.
- Configura los ajustes de **APM** para el chasis.
- Proporciona la interfaz con un simulador de vuelo de PC para crear un completo simulador **UAV hardware-in-the-loop**.
- Proporciona la salida del terminal serie de **APM**.

En combinación con el hardware de telemetría también se tienen las siguientes opciones:

- Supervisar el estado del cuadricóptero mientras está en funcionamiento.
- Registra las telemetrías proporcionadas por los elementos de medición de a bordo.
- Descarga y análisis de los archivos de log de misión.
- Ver y analizar los registros de telemetría.

Carga de *firmware*

En este punto, el cuadricóptero está montado y se ha descargado el *software* en el PC, pero aún no se podrá volar, puesto que la placa Ardupilot no tiene ningún *firmware* cargado y no están configurados los acelerómetros y demás dispositivos.

Aunque se puede configurar manualmente, este *software* dispone de un asistente para configurar automáticamente el cuadricóptero. A continuación, se explicarán los pasos a seguir para configurar el drone construido.

En primer lugar, se abre el programa y se conecta la placa Ardupilot al PC a través del cable USB. En la parte superior derecha se selecciona el puerto en el que aparezca la placa Arduino 2560 y se fija la velocidad de transmisión en 115200 baudios. El baudio es una unidad de medida utilizada en telecomunicaciones, que representa el número de símbolos transmitidos por segundo en un medio de transmisión digital.

A continuación, se hace click en la pestaña “*Initial Setup*” y en el menú desplegable de la izquierda se selecciona “*Wizard*”. A partir de ahí comenzará la carga del *firmware* y la configuración del drone.

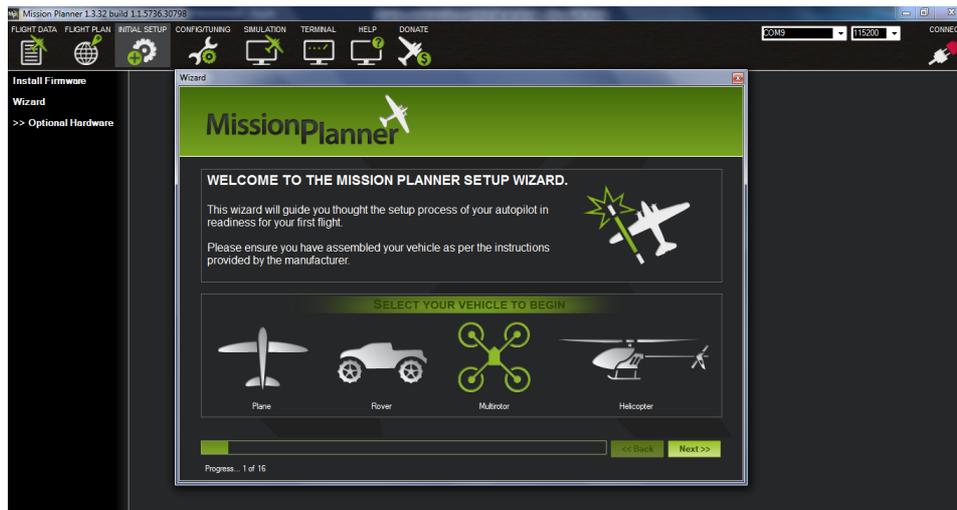


Ilustración 90. Configuración del drone con "Mission Planner" (I)

En esta pantalla, se puede observar como existen versiones diferentes dependiendo del dispositivo que se quiere controlar. Actualmente, existen las versiones “*Plane*”, para los aviones, “*Rover*”, utilizada para los coches, la versión “*Multirrotor*”, para todo tipo de multirrotos y la versión “*Helicopter*”, para los helicópteros. En el caso que nos ocupa, se seleccionará la opción “*Multirrotor*”.

Además de estos *firmwares*, existen tres más para poder realizar simulaciones.

Los *firmwares* para simulaciones están adaptados para trabajar con simuladores comerciales como puede ser *Real Flight Simulator* y sirven para verificar el correcto

funcionamiento tanto del sistema de emisión y recepción como del tipo de respuesta que genera la placa **ArduPilot** sobre los motores ante las situaciones simuladas.

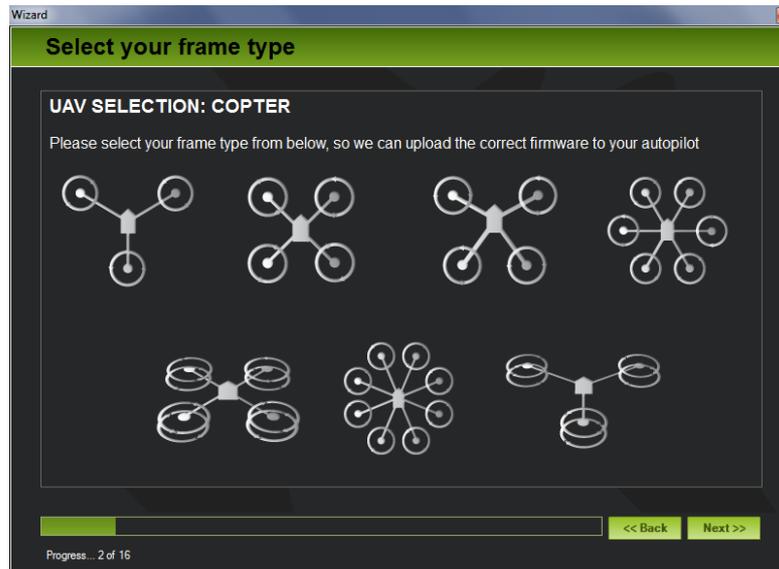


Ilustración 91. Configuración del drone con "Mission Planner" (II)

Para empezar el proceso de subida de firmware, se debe hacer clic sobre la imagen del cuadricóptero (en este caso, la segunda) y a continuación seleccionar el puerto donde está conectada la placa. Tras ello, al hacer click en el botón “*next*”, comenzará a cargarse el firmware en la controladora, proceso que puede durar unos minutos.

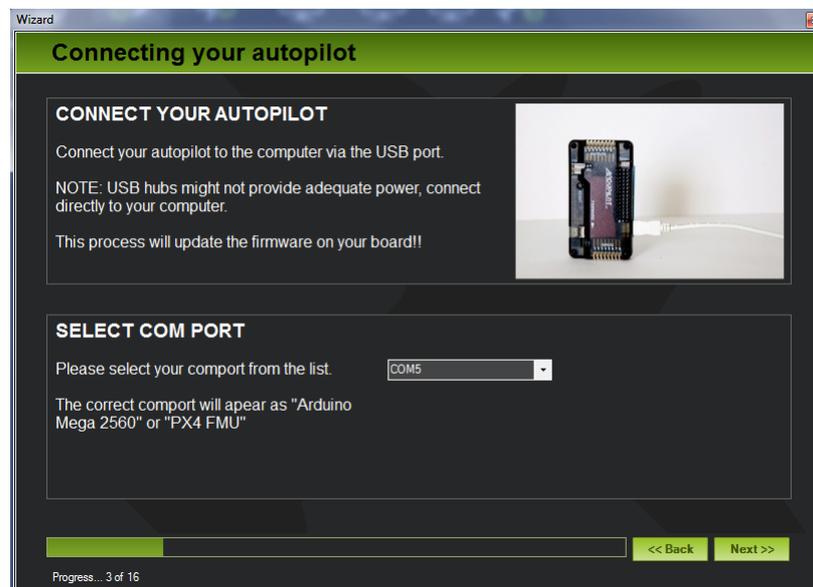


Ilustración 92. Configuración del drone con "Mission Planner" (III)

Una vez cargado el firmware, se comenzará a configurar el cuadricóptero. Para empezar se elegirá el tipo de cuadricóptero, según la forma del chasis (forma de X):

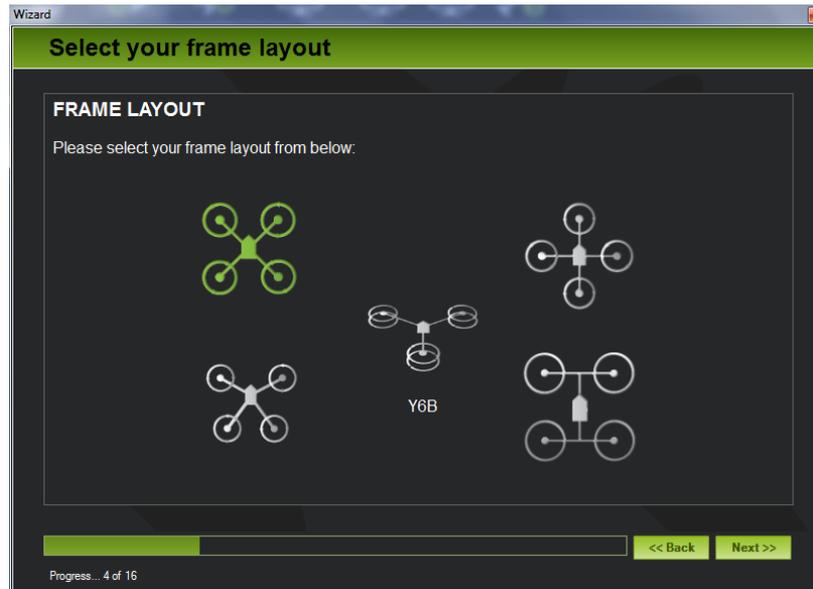


Ilustración 93. Configuración del drone con "Mission Planner" (IV)

A continuación se calibrará el acelerómetro. Para hacer esto, se tendrá que posicionar el cuadricóptero hacia arriba, hacia abajo, situado sobre su lado derecho, sobre su lado izquierdo, posado sobre sus patas y al revés, según el programa vaya indicándolo.

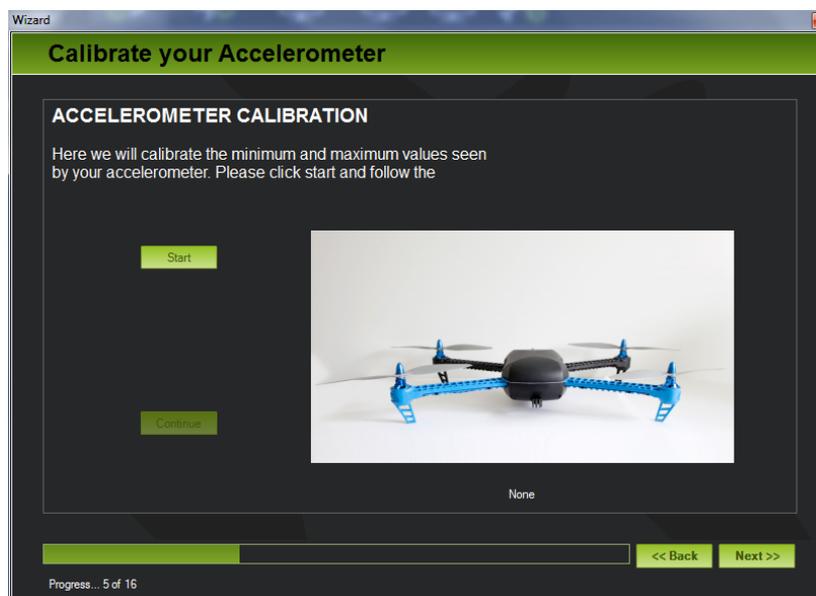


Ilustración 94. Configuración del drone con "Mission Planner" (V)

Una vez calibrado el acelerómetro, el programa pedirá calibrar el compás. El programa adjunta un enlace a YouTube, para poder ver la manera de calibrarlo.

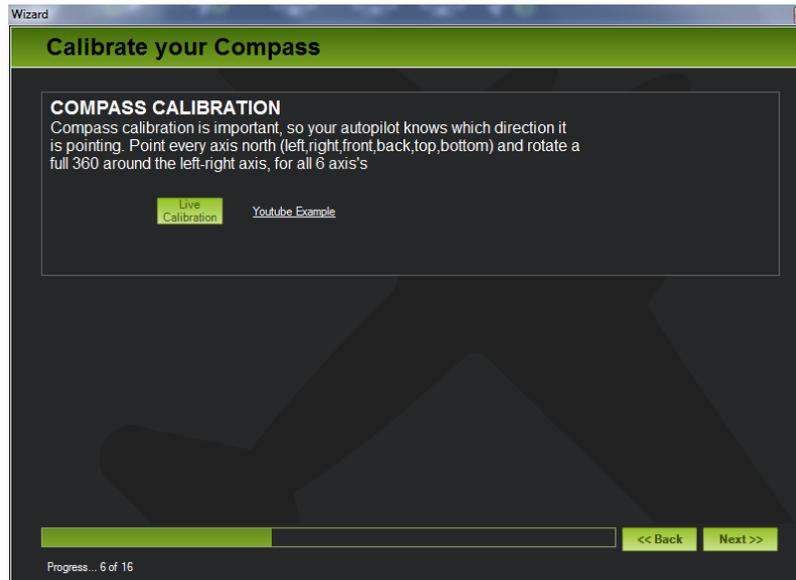


Ilustración 95. Configuración del drone con "Mission Planner" (VI)

Para calibrar el compás se tiene que girar el drone alrededor de los 3 ejes (x, y, z). En una representación virtual, el programa indica mediante una línea de puntos las posiciones que va tomando el drone. Cuando esté calibrado totalmente, el mismo programa lo indica.

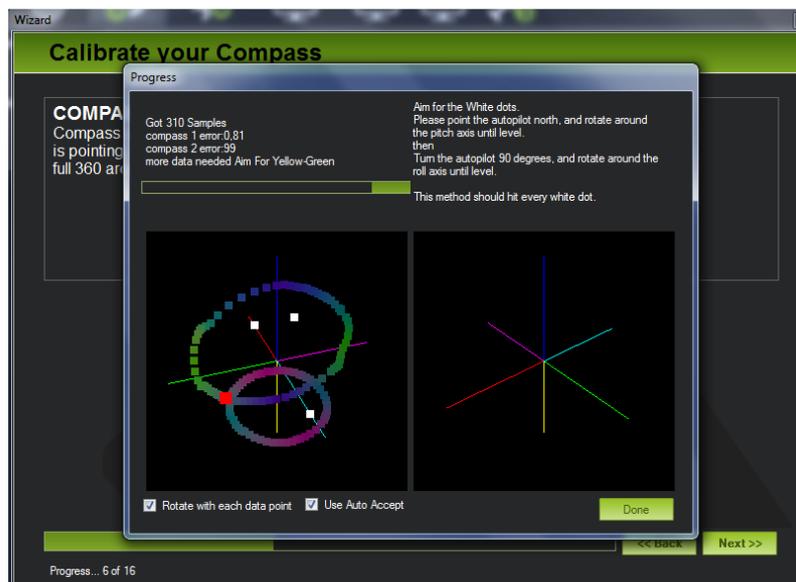


Ilustración 96. Configuración del drone con "Mission Planner" (VII)

Una vez calibrados los instrumentos de a bordo, el programa comienza a configurar el hardware accesorio incluido en el drone. Primero hay que indicarle la versión del Ardupilot utilizada (en este proyecto se ha utilizado la versión 2.6), el tipo de BEC y la intensidad de la batería (2650 mAh).

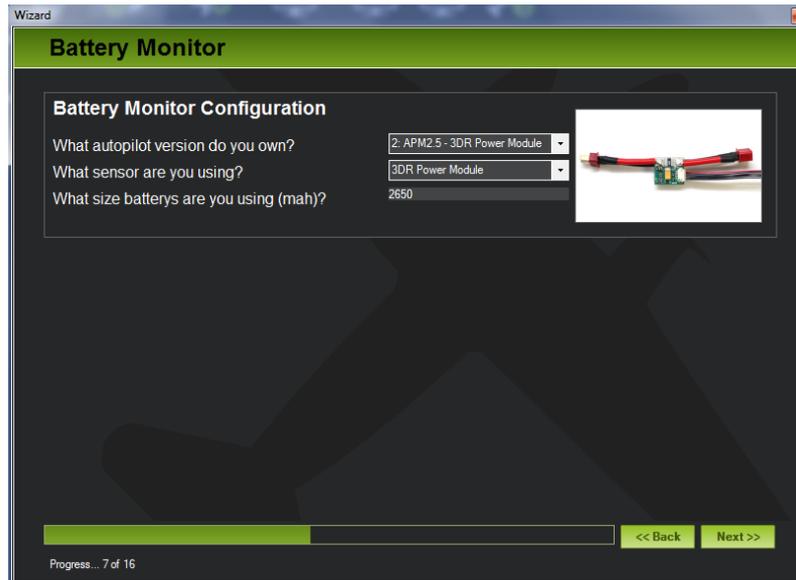


Ilustración 97. Configuración del drone con "Mission Planner" (VIII)

En la siguiente opción, el programa pedirá los datos de los diferentes sensores instalados en el drone. Para este drone se introducen los datos del sensor ultrasónico de proximidad.

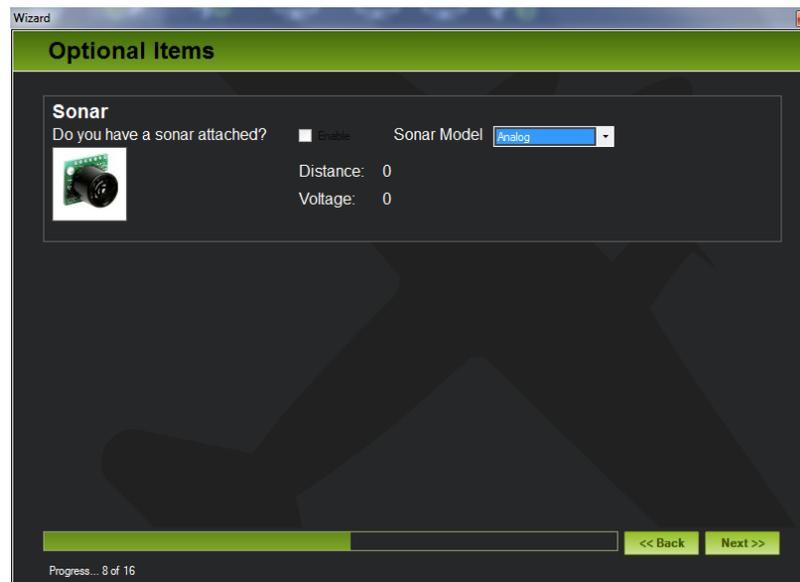


Ilustración 98. Configuración del drone con "Mission Planner" (IX)

A continuación el programa comprobará la recepción y calibración de la emisora. Para este punto, se debe configurar la emisora adecuadamente, de la manera que se indicará en el próximo capítulo. Para calibrar la emisora, se deben llevar los mandos a sus valores máximos y mínimos, viendo en pantalla de manera gráfica su recorrido.

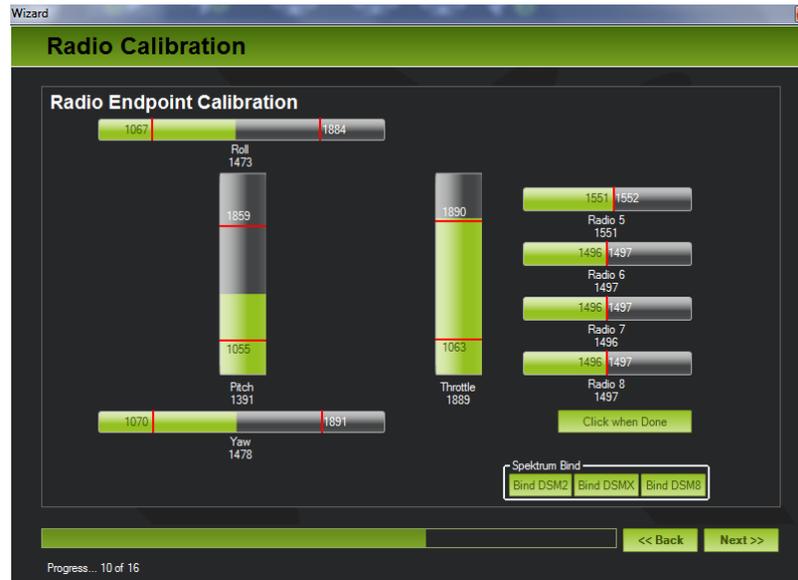


Ilustración 99. Configuración del drone con "Mission Planner" (X)

Una vez calibrada la emisora, se configuraran los diferentes modos de vuelo que se deseen implementar al drone, y que se podrán cambiar a voluntad aprovechando el canal cinco de la emisora.

Existen diferentes modos de vuelo disponibles para los cuadricópteros. Los más utilizados son:

- **Modo estabilizado:** Este modo de vuelo es el más parecido a un helicóptero de RC normal, el cuadricóptero se mueve según su orientación. Se tiene control sobre los cuatro primeros canales.
- **Modo simple o manual:** En este modo no se tiene en cuenta la orientación, se tiene control sobre los mismos cuatro canales que en el modo estabilizado, pero el aparato se mueve según el GPS. Este es el modo más fácil para pilotar.
- **Modo alt hold:** En este modo el cuadricóptero mantiene la altura con la que se activó ese modo y nos permite rotar, hacer desplazamiento lateral y avanzar y retroceder.
- **Modo automático:** En este modo no se tiene control sobre el aparato. Permite realizar la misión que previamente se haya cargado. Dentro del script de las misiones, se pueden tener acciones sencillas como puntos de control o más complejas como hacer el aterrizaje o el despegue.
- **Modo Loiter:** En este modo tampoco se tiene control sobre el aparato. Con este modo, el cuadricóptero intenta mantener altura, posición y dirección.

- **Modo RTL:** En este modo, el cuadricóptero levanta el vuelo a 15 metros, rota hasta mirar hacia el punto de aterrizaje y vuelve; una vez se sitúa sobre el punto, espera 5 segundos, desciende a 2 metros y activa el modo *loiter*.

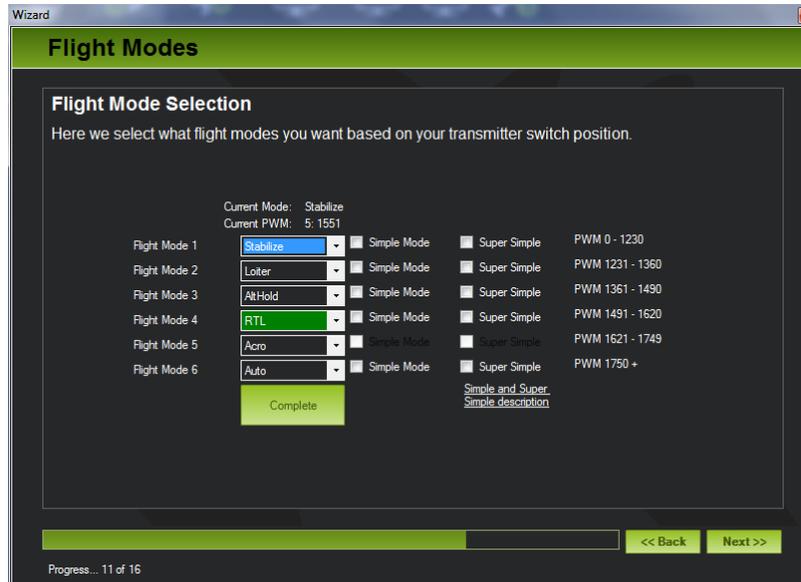


Ilustración 100. Configuración del drone con "Mission Planner" (XI)

En el siguiente menú se configurarán las acciones a realizar por el cuadricóptero en caso de fallos. En concreto, se configura para fallo de batería baja, fallo de comunicación con la estación base y/o la emisora y fallo de aceleración.

Este menú es muy importante, ya que evitará que se pierda el cuadricóptero o se estrelle al quedarse sin batería.

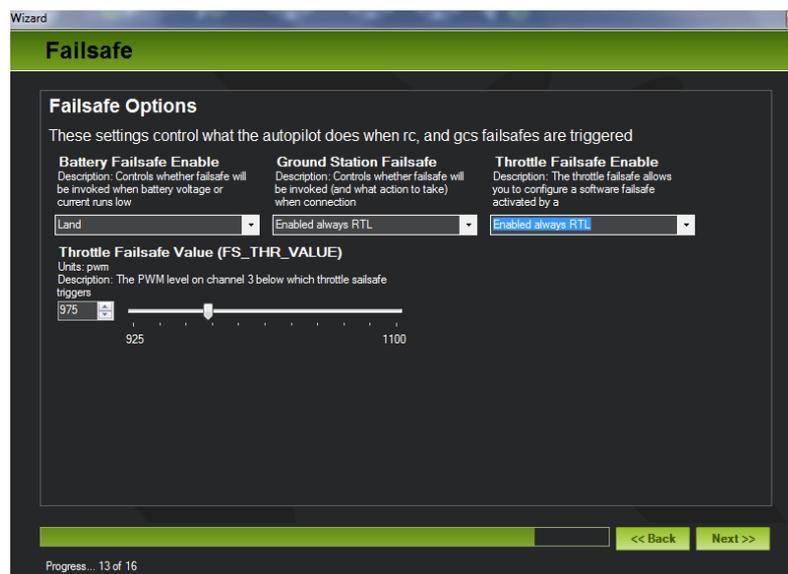


Ilustración 101. Configuración del drone con "Mission Planner" (XII)

Por último, se pueden configurar unos valores máximos de altura y alejamiento de la estación base, acotando así la zona de vuelo por la que puede volar el cuadricóptero, y en caso de superar dicha cota, que acción debe realizar el drone de manera automática.

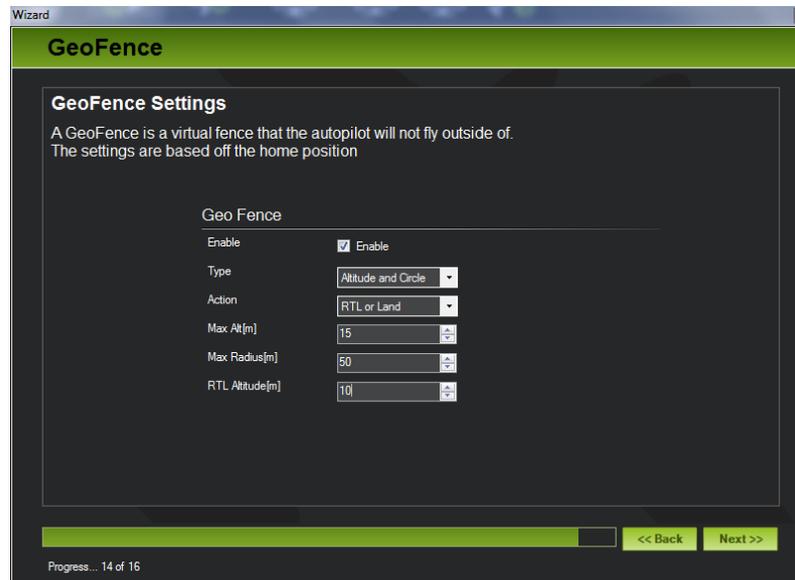


Ilustración 102. Configuración del drone con "Mission Planner" (XIII)

Una vez completados todos estos parámetros, el programa indicará que la configuración ha terminado, avisando en el caso de quedar algún parámetro sin configurar o mal configurado.

Tras la configuración se puede comprobar que el GPS, la brújula, el compás y la conexión por telemetrías funcionan, quitando el cable USB de Ardupilot y conectándose a través del módulo de emisión de telemetrías (en este punto, recordar que dicha conexión se hará a 57600 baudios).

Como se puede observar en la siguiente imagen del panel de control de Mission Planner, todos estos elementos funcionan a la perfección.

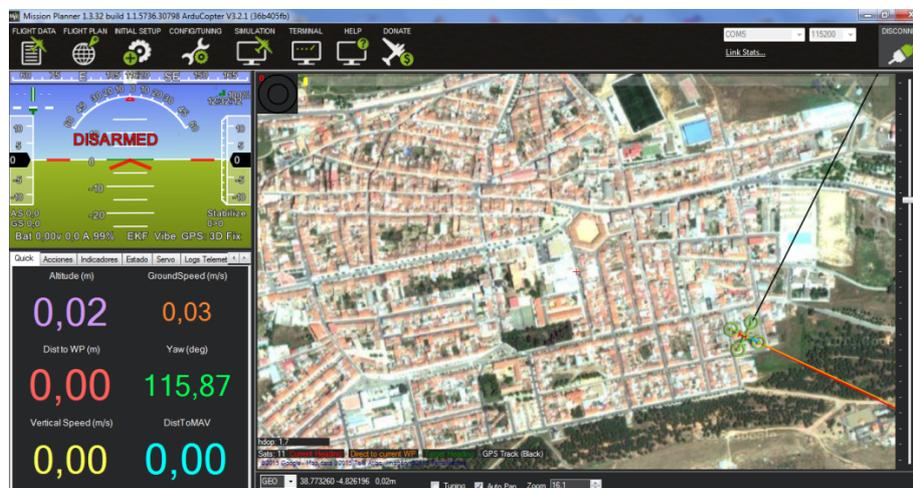


Ilustración 103. Panel de control de "Mission Planner"

4.18. CONFIGURACIÓN DE LA EMISORA

Como se ha indicado en el punto anterior, hay que configurar la emisora para adaptarla al cuadricóptero construido.

Para configurarla, se seguirán los siguientes pasos:

1. En el tipo de vehículo, hay disponibles 3 opciones: “Heli” para helicópteros, “Acro” para aviones acrobáticos y multirrotores y “Glid” para aviones sin motor. Para este cuadricóptero se seleccionará “Acro”.



Ilustración 104. Selección del tipo de vehículo

2. A continuación se elige el tipo de modulación. El menú da a elegir dos opciones: PCM y PPM.

PCM y PPM son métodos de codificación, es decir, el "lenguaje" en el que se escribe sobre la portadora (señal de radio) la información sobre la posición de cada motor.

El PPM (*Pulse Position Modulation*) es un sistema analógico que tiene ya unos 40 años y fue desarrollado por la NASA. La información se codifica en forma de tren de impulsos en el que hay tantos impulsos como canales, más un impulso ancho de sincronismo que resetea al receptor y lo prepara para recibir el siguiente tren. Cada impulso de canal puede tener una duración de entre 1 y 2 milisegundos, coincidiendo esas duraciones con los extremos del recorrido del motor, y una duración de 1,5 ms, que indica que el servo de ese canal debe estar en su punto medio. En este sistema el receptor se limita a convertir ese tren de impulsos en impulsos separados para los distintos motores; esto lo hace un componente electrónico llamado "registro de desplazamiento", que tiene una patilla de entrada por la que le llega el tren, y tantas patillas de salida como canales tengamos, y se

encarga de mandar el 1º pulso al canal nº1, el 2º pulso al canal nº2, etc. y cuando le llega el impulso de sincronismo se resetea y espera al siguiente tren. Luego es el circuito controlador del servo el que se encarga de convertir ese pulso de anchura variable en una variación de la posición del brazo.

Este sistema tiene una **ventaja** y un **inconveniente**: La ventaja es que todo el proceso es muy rápido, así que mandamos información de la posición de cada motor unas 50 veces por segundo. El inconveniente es que es muy vulnerable a las interferencias.

El sistema PCM (*Pulse Code Modulation*) es digital, y se viene usando desde hace unos 30 años en sistemas de telecomunicaciones y en audio digital. En el caso que nos ocupa el microprocesador de la radio hace un muestreo de las tensiones proporcionadas por los potenciómetros de los sticks y convierte esas tensiones analógicas en números binarios mediante un ADC (Analogic - Digital Converter). Estas "palabras" digitales que indican la posición que debe tener cada motor se procesan para formar un "frame" (trama), que es como una frase digital en la que se indica la posición de todos los canales con la adición de un CRC (*Cyclic Redundancy Code*). Este CRC es de suma importancia, porque en él radica toda la seguridad del sistema; es el checksum obtenido de realizar una operación matemática con toda la frase binaria que enviamos al receptor. En este caso el receptor tiene también un microprocesador que recibe el frame, le realiza la misma operación matemática que el emisor y compara el checksum obtenido con el CRC recibido. Si ambos coinciden eso quiere decir que la señal recibida es válida; en este caso se utiliza cada palabra de la frase digital para generar un impulso de anchura variable que se envía al servo correspondiente. Si el checksum obtenido no coincide con el CRC recibido eso quiere decir que la señal se ha corrompido por el camino por culpa de alguna interferencia; en este caso se sigue enviando a los servos la última señal válida recibida. Si la interferencia es corta (lo que normalmente se llama "glitch") ni nos daremos cuenta de que la hemos tenido, porque el siguiente *frame* que llega será válido y se enviara a los servos. Si la interferencia es permanente (por ejemplo porque alguien ha encendido una radio en nuestra misma frecuencia, o incluso porque se nos ha gastado la batería de la emisora) podemos programar al receptor para que siga mandando la última señal válida, o podemos optar por programar un "fail-safe", que consiste en llevar los

motores a una posición predeterminada. Este “*fail-safe*” lo hemos configurado anteriormente.

La ventaja del sistema salta a la vista, pero también hay inconvenientes. El más importante de ellos es el retardo: Los *frames* que enviamos son mucho más largos que los trenes de impulsos que se envían en el sistema PPM, así que el sistema es más lento.

Se seleccionará el sistema PPM.



Ilustración 105. Selección del sistema de modulación

- Para finalizar, la emisora ofrece cuatro modos de configuración de los *sticks*, asignando a cada uno un tipo de movimiento (acelerador, *pitch*, *yaw* y *roll*). La elección de uno de los cuatro modos es trivial, siendo el usuario quién lo elija según sus preferencias. En este caso se selecciona el “modo 2”, ya que es el modelo estándar utilizado en los diferentes simuladores.

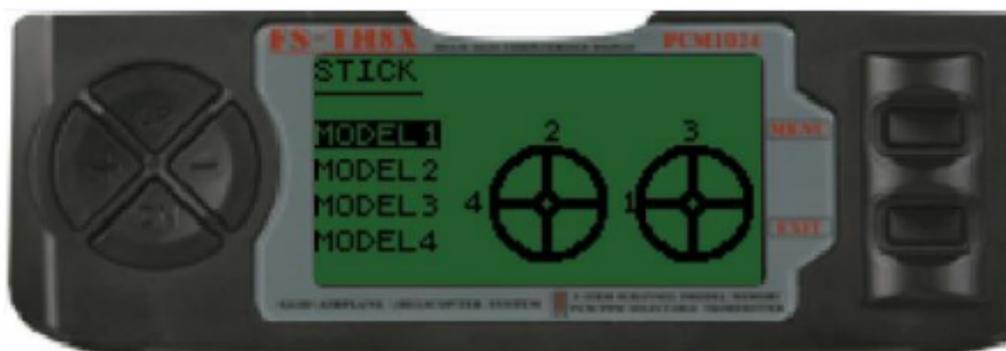


Ilustración 106. Selección del modo de configuración de los sticks

La emisora dispone de una opción para almacenar hasta ocho diferentes configuraciones, por lo que se quedará almacenada en su memoria.

4.19. PROBLEMÁTICAS ENCONTRADAS Y SOLUCIONES ADOPTADAS

Una vez llegados a este punto, el cuadricóptero está diseñado, construido y programado. Hasta llegar a este estado, muchos han sido los problemas surgidos a lo largo de todo el desarrollo. Hay que volver a recordar que el cuadricóptero está formado por piezas y dispositivos totalmente independientes entre ellos y elegidos cada uno por sus características individuales, por lo que en el montaje e interconexión entre ellos, ha habido algunos problemas. En este capítulo se describen dichos problemas, explicando la solución adoptada en cada caso.

4.19.1. CHASIS

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
La base del chasis no dispone de los suficientes orificios para la sujeción de los dispositivos alojados en ella.	Se han realizado diferentes orificios con un taladro en los lugares precisos.
Al aterrizar el drone las barras de fibra de vidrio de tren de aterrizaje se salen de su posición.	Se han sujetado debidamente en su lugar mediante bridas de plástico.
Al aterrizar el drone se produce una fuerte vibración, que se transmite a todos los dispositivos del drone.	Se han cubierto las barras del tren de aterrizaje con poliestireno extruido, amortiguando el impacto al aterrizar.

Tabla 19. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Chasis

4.19.2. TARJETA CONTROLADORA

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
Durante el vuelo, la brújula interna del APM da datos poco creíbles, debido a las vibraciones propias del vuelo.	Se ha insertado en el interior de la caja del APM una plancha de espuma de polietileno, reduciendo las vibraciones.

Tabla 20. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Tarjeta controladora

4.19.3. SISTEMA DE VISUALIZACIÓN DE TELEMETRÍAS

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
En la imagen recibida en la estación base no se visualizan las telemetrías, únicamente el mensaje “ <i>waiting MAVLink</i> ”. El dispositivo no está configurado.	Se ha configurado el dispositivo mediante el software CDM v2.12.06 WHQL y el dispositivo FT232RL FTDI USB a TTL Conversor Serie 3,3-5V Arduino Pro Mini, que nos permite convertir el dispositivo FTDI a USB, para poder conectarlo al PC.

Tabla 21. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Visualización de telemetrías

4.19.4. SISTEMA DE EMISIÓN Y RECEPCIÓN DE TELEMETRÍAS

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
No se reciben las telemetrías, ni en la imagen ni en el software “ <i>Mission Planner</i> ”. Tras revisar las conexiones, se comprueba que el cable incluido no corresponde a la conexión entre el puerto de telemetrías del APM y el módulo de emisión.	Se revisan las conexiones, conectando correctamente los conductores correspondientes a RX y TX, (recepción y transmisión de datos), que están intercambiados entre ellos.
La estación base no detecta el módulo de telemetrías.	Se ha comprobado que al estar conectado el APM al PC con el cable USB, el puerto I2C al que está conectado el módulo de telemetrías se desconecta. Se realiza la conexión con el drone alimentado por la batería LiPo.

Tabla 22. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Emisión y recepción de telemetrías

4.19.5. GPS

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
Los datos recibidos en la estación base no son correctos. Interferencias en la recepción.	Se ha situado el dispositivo GPS separado 20 cm. de los demás dispositivos, eliminando las interferencias.

Tabla 23. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. GPS

4.19.6. SISTEMA DE TRANSMISIÓN DE VÍDEO FPV

Los dispositivos que forman el sistema de vídeo no han dado ningún problema, funcionando en todo momento correctamente.

4.19.7. BEC

En este dispositivo tampoco se ha observado ningún problema reseñable.

4.19.8. BATERÍA

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
El conector de la batería (ST35) no es compatible con el del BEC (XT60).	Se ha soldado a la batería un conector XT60 macho en lugar del ST35.
Al agotarse la batería hay que esperar bastante tiempo a su recarga, imposibilitando el vuelo durante ese tiempo.	Se ha adquirido otra unidad de batería para poder intercambiarla mientras dure la carga.
Las baterías LiPo no pueden descargarse del todo, ya que se inutilizan.	Se ha dotado el drone con un avisador acústico de batería baja (ver capítulo 4.9).
Las baterías LiPo deben cargarse balanceando cada celda que la forma.	Se ha adquirido un cargador balanceador (ver capítulo 4.8.1).

Tabla 24. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Batería

4.19.9. AVISADOR ACÚSTICO DE BATERÍA BAJA

Este dispositivo funciona correctamente, no presentando ningún problema en su instalación ni en su uso.

4.19.10. SENSOR ULTRASÓNICO

El sensor ultrasónico funciona conforme a lo esperado. Las lecturas de distancia son correctas.

4.19.11. MOTORES BRUSHLESS

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
El sentido de giro de alguno de los motores no es el correcto.	Se han intercambiado dos fases del motor, consiguiendo el sentido de giro deseado.

Tabla 25. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Motores brushless

4.19.12. ESC

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
Al poner en funcionamiento el drone, los ESC no proporcionaban tensión a los motores.	Cada vez que se activa el dispositivo hay que inicializar los ESC (ver capítulo 6.2).

Tabla 26. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. ESC

4.19.13. HÉLICES

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
Algunas aspas de las hélices no están totalmente rectas. No están equilibradas.	Se han equilibrado y centrado las hélices, corrigiendo los dobleces mediante presión durante un tiempo con gomas elásticas.
Las hélices se rompen con asiduidad.	Se han adquirido varios juegos de hélices.

Tabla 27. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Hélices

4.19.14. EMISORA

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
Los movimientos del cuadricóptero no responden correctamente a las órdenes dadas por los mandos de la emisora.	Se ha configurado correctamente la emisora (Ver capítulo 4.18).

Tabla 28. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Emisora

4.19.15. PROGRAMACIÓN DEL DRONE

Durante la programación del drone no ha habido ningún problema. Es un software muy intuitivo y orientado a programar un drone de manera sencilla.

4.19.16. VUELO DEL DRONE

PROBLEMA ENCONTRADO	SOLUCIÓN ADOPTADA
Al intentar despegar, el drone se da la vuelta, chocando contra el suelo. Hay un gran desequilibrio, estando el centro de gravedad muy alejado del centro físico del cuadricóptero.	Se ha corregido el desequilibrio aprovechando el peso de la batería, moviéndola y situándola de manera que desplace el centro de gravedad de la aeronave a su centro físico. Se ha mejorado el desequilibrio con pequeños contrapesos en los brazos del drone.
Cuando el drone está en estado estacionario (es decir, suspendido en el aire en un punto fijo), no está completamente fijo, sino que se desplaza lateralmente y hacia atrás.	Estos pequeños desajustes se han corregido mediante los pulsadores “ <i>Trimmer</i> ” de la emisora, que sirven para corregir pequeños errores de rumbo.
Durante el vuelo, el cuadricóptero sufre muchas vibraciones y hace demasiado ruido.	Se han revisado las hélices, observando que una de ellas se había aflojado. Se vuelve a apretar todas ellas, comprobando que están correctamente sujetas.

Tabla 29. Problemas encontrados y soluciones adoptadas. Vuelo del drone

4.20. RESUMEN ARQUITECTURA DEL DRONE

A continuación, a modo de resumen, se enumeran los componentes que forman el cuadricóptero, las principales características del cuadricóptero y los objetivos logrados en este proyecto.

4.20.1. RESUMEN DE COMPONENTES

Los componentes que forman el cuadricóptero son los siguientes:

- Chasis de fibra de vidrio y aluminio.
- Batería LiPo 11.1 V. 2650 mAh. 25/50 C.
- Emisora Turnigy 9 canales.
- Transmisor de vídeo 5.8 GHz. BosCam.
- 4 motores *brushless outrunner* 1050 kV.
- 4 ESC 30A.
- Cámara de vídeo NTSC visión nocturna.
- Sensor de proximidad ultrasónico RCW-0002.
- Avisador acústico de batería baja.
- Tarjeta controladora Ardupilot Mega 2.6.
- GPS u-blox NEO-7.
- BEC ZnDiy-BRY 5V.
- Módulo emisión telemetrías 433 MHz.
- MinimOSD MAVLink ATmega328P.
- 2 hélices tripala 9x4,5” *ClockWise*.
- 2 hélices tripala 9x4,5” *CounterClockWise*.
- Cargador-balanceador de baterías LiPo IMAX B6-AC.
- Capturadora de vídeo EasyCap USB.

4.20.2. PRINCIPALES CARACTERÍSTICAS DEL CUADRICÓPTERO

Las características que definen el drone construido son las siguientes:

- Se ha construido un cuadricóptero, es decir, posee cuatro elementos propulsores, instalados en forma de “X”.
- El chasis elegido tiene un tren de aterrizaje de gran altura, posibilitando así la futura inclusión de diferentes dispositivos.

- La alimentación del cuadricóptero es eléctrica, mediante una batería de polímero de litio, de 11,1V de tensión y 2.600mAh de corriente, con una tasa de descarga máxima de 50C. Incluye un dispositivo acústico que nos avisa cuándo la tensión disminuye por debajo de un valor prefijado.
- El drone es controlado con una tarjeta controladora Ardupilot, perteneciente a la plataforma de *hardware* libre Arduino.
- El control ejercido por la placa Ardupilot estará basado en el control PID (Proporcional-Integral-Diferencial).
- La tarjeta controladora Ardupilot, ha sido programada con el *software* libre “*Mission Planner*”, configurando todos los dispositivos mediante dicho *software*.
- En el drone se incluye un dispositivo GPS, con el cual se puede localizar el drone en cualquier momento, se pueden programar rutas mediante *waypoints* y permite configurar unas cotas máximas de seguridad de alejamiento y altura de la aeronave, determinando así la zona de vuelo.
- El cuadricóptero dispone de un módulo emisor de telemetrías, las cuales son enviadas y almacenadas en la estación base con la tecnología MAVLink, permitiendo analizar los datos de vuelo tanto en el momento en que se reciben como posteriormente (al modo de las cajas negras de los aviones tripulados).
- El drone tiene instalada una cámara de vídeo a bordo, que mediante un sistema de emisión de vídeo inalámbrico transmite las imágenes en directo a la estación base.

Esta característica permite además de grabar imágenes desde el aire, poder pilotar el drone con la llamada “visión indirecta”, es decir, sin tener el drone a la vista. Este sistema es conocido como FPV (*First person view* o visión en primera persona).

- Se ha instalado un dispositivo OSD (*On screen display*) con el que se visualizan las telemetrías combinadas con la imagen de vídeo.
- En el cuadricóptero se ha incluido un sensor ultrasónico de proximidad, que se utiliza para asistir el aterrizaje automático a través de ultrasonidos. Este dispositivo permite que el drone no impacte contra el suelo, al ralentizar la velocidad de descenso conforme se acerca el drone al suelo.
- El drone es controlado remotamente por una emisora radiofrecuencia de nueve canales, con un alcance máximo de 2 km. (ampliables a 5 km. con las antenas adecuadas).
- El peso del cuadricóptero es de 1.435 g.
- La velocidad máxima que alcanza el drone es de 9,72 m/s, con una velocidad de elevación máxima de 4,5 m/s. Su autonomía media es de 13,4 minutos (ver capítulo 6.2).

4.20.3. RESUMEN DE CONSECUCIÓN DE OBJETIVOS

Tras analizar los componentes que forman el cuadricóptero y las operaciones que realiza, se comprueba si se han cumplido los objetivos propuestos al inicio del proyecto y como se han cumplido:

- **Objetivo 1: Diseñar un drone aéreo (cuadricóptero).**

Se han obtenido los modelos matemático y físico de un cuadricóptero.

Se ha diseñado un controlador automático PID conforme a las ecuaciones obtenidas en el modelo físico y matemático.

Se han elegido todos los componentes que forman el drone, calculando en cada caso los parámetros y características adecuadas.

Este objetivo ha sido cumplido.

- **Objetivo 2: Construir el drone.**

Una vez elegidos los componentes, se han instalado en su lugar correspondiente conforme a la acción que deben realizar, fijándolos convenientemente en sus lugares.

Se han conectado todos los componentes de manera correcta entre ellos, comprobando su funcionamiento.

Este objetivo ha sido cumplido.

- **Objetivo 3: Programar en una placa Arduino el controlador diseñado, conexionando todos los elementos a sus entradas y salidas.**

Se ha programado una placa Ardupilot Mega mediante el software “*Mission Planner*”, ejecutando el control PID diseñado.

Se han asignado las entradas correspondientes a la emisora, GPS, brújula, módulos de telemetrías y a los sensores y las salidas a los equipos propulsores.

Tras revisar el funcionamiento de los dispositivos, se comprueba que todo funciona correctamente.

Este objetivo ha sido cumplido.

- **Objetivo 4: Controlar el drone mediante control remoto y con itinerarios prefijados mediante un GPS.**

Una vez construido y programado el drone, y configurada la emisora, se comprueba que el cuadricóptero vuela perfectamente y que responde a las órdenes dadas desde la emisora.

Se ha comprobado que el GPS funciona bien, determinando la posición del cuadricóptero con exactitud.

Mediante el software “*Mission Planner*” se ha programado una ruta prefijada mediante *waypoints*, realizándose satisfactoriamente.

Este objetivo ha sido cumplido.

- **Objetivo 5: Recibir, mediante el sistema FPV, imágenes de vídeo en directo mediante una cámara integrada en el drone.**

El sistema de emisión y recepción de vídeo funciona desde el principio sin ningún problema.

La cámara de vídeo incorporada al cuadricóptero proporciona las imágenes al emisor de vídeo de manera correcta.

El receptor de vídeo conectado al PC recibe las imágenes correctamente, por lo que el cuadricóptero puede ser controlado sin necesidad de visión directa.

Este objetivo ha sido cumplido.

- **Objetivo 6: Recibir y analizar las telemetrías del vuelo del drone.**

Se ha comprobado que la tarjeta controladora APM proporciona los datos de telemetría al emisor de telemetrías y al módulo OSD.

Los datos de telemetría son recibidos en la estación base y procesados mediante el software “*Mission Planner*”.

En el vídeo recibido también son visualizados los datos de telemetría, comprobándose que el módulo OSD funciona correctamente.

Este objetivo ha sido cumplido.

CAPÍTULO 5.

ESTUDIO ECONÓMICO

5. ESTUDIO ECONÓMICO

Una vez diseñado y construido el cuadricóptero, se va a proceder a analizar el coste económico de este proyecto.

En la siguiente tabla se especifican los materiales utilizados. Hay que tener en cuenta que se han comprado en mercados donde no se utiliza el euro, sino el dólar, por lo que también habrá que tener en cuenta el cambio de divisa. En el momento en el que se ha realizado este Trabajo Fin de Grado el cambio de divisa se situaba en 1 € = 1.07674 \$.

DISTRIBUIDOR	CONCEPTO	PRECIO (\$)	PRECIO (€)
HobbyKing	Chasis	23,15 \$	21,50 €
HobbyKing	Batería	13,59 \$	12,62 €
HobbyKing	Cargador de baterías	23,73 \$	22,04 €
HobbyKing	Emisora	59,99 \$	55,71 €
HobbyKing	Transmisor de vídeo	49,95 \$	46,39 €
HobbyKing	Conectores XT-60	3,42 \$	3,18 €
HobbyKing	4 x Motores	43,71 \$	40,59 €
DealeXtreme	4 x ESC	31,28 \$	29,05 €
DealeXtreme	Cámara de vídeo	10,94 \$	10,16 €
DealeXtreme	Capturadora de vídeo	9,56 \$	8,88 €
DealeXtreme	Sensor de proximidad	3,47 \$	3,22 €
DealeXtreme	Avisador de batería baja	2,99 \$	2,78 €
DealeXtreme	Cables telemetría APM	3,16 \$	2,93 €
DealeXtreme	Cables conexión APM	2,57 \$	2,39 €
EBay	Ardupilot + GPS + BEC	68,10 \$	63,25 €
EBay	Módulo telemetrías	12,82 \$	11,91 €
EBay	MinimOSD MAVLink	14,86 \$	13,80 €
TodoHobby	2 x Hélices CW	3,34 \$	3,10 €
TodoHobby	2 x Hélices CCW	3,34 \$	3,10 €
PROBAS	12 x Term. Faston M	1,34 \$	1,24 €
PROBAS	12 x Term. Faston H	1,87 \$	1,74 €
PROBAS	2 x Tubo termorretractil	0,80 \$	0,74 €
SEREICOM	2 x Cable 1,5 mm RZ1-K 1 kV	0,47 \$	0,44 €
SEREICOM	Bridas sujeción	3,18 \$	2,95 €
Varias	Espuma, regletas, etc.	2,16 \$	2,00 €
TOTAL MATERIAL		389,98 \$	365,72 €

Tabla 30. Coste de los materiales utilizados en el drone

Como se ha indicado en el capítulo de Arquitectura del Drone, la mayoría de las piezas se han adquirido en diferentes portales de internet, gran parte de ellos de fuera de España. Por lo tanto, además del coste económico de las piezas y de la mano de obra, se tendrán también en cuenta gastos de envío y tasas de aduana.

CONCEPTO	ENVÍOS	PRECIO (\$)	PRECIO (€)
Gastos envío	5 envíos internacionales	80,91 \$	75,14 €
Gastos envío	2 envíos nacionales	11,28 \$	10,48 €
Tasas aduana	1 envío internacional	30,71 \$	28,52 €
TOTAL ENVÍOS		122,90 \$	114,14 €

Tabla 31. Coste gastos de envío y tasas de importación

Se ha estimado la hora de mano de obra en 13,125 €, pues el salario medio de un Ingeniero Eléctrico junior es de 1800 €/mes con 14 pagas anuales, para 160 horas trabajadas al mes (datos de *JobandTalent* para 2015).

HORAS	CONCEPTO	PRECIO HORA	PRECIO TRABAJO
8	Montaje del drone	13,125 €	105,00 €
0,5	Configuración APM	13,125 €	6,56 €
0,5	Pruebas funcionamiento	13,125 €	6,56 €
TOTAL MANO DE OBRA			118,13 €

Tabla 32. Coste mano de obra

Una vez analizados todos los costes parciales, se obtiene el coste total del proyecto, detallado en la siguiente tabla:

CONCEPTO	PRECIO TRABAJO
Materiales	365,72 €
Gastos de envío y aduanas	114,14 €
Mano de obra	118,13 €
TOTAL PROYECTO	597,98 €

Tabla 33. Coste total del proyecto

Hay que indicar que en la realización del proyecto se han invertido **varios MESES de trabajo**. En ellos se ha realizado un proceso de aprendizaje que ha dado como resultado, que a día de hoy, la construcción del cuadricóptero sea concluida en el tiempo indicado en la Tabla 32.

CAPÍTULO 6.

RESULTADOS

6. RESULTADOS

Una vez diseñado y construido el drone y cumplidos los objetivos del presente proyecto, se exponen los resultados obtenidos.

6.1. SIMULACIÓN DEL MODELO DEL CUADRICÓPTERO E IMPLEMENTACIÓN DEL REGULADOR AUTOMÁTICO PDI

A continuación se simulará el control del drone utilizando las ecuaciones halladas en los modelos matemático y físico. También se simularán las entradas y las salidas, pero sin utilizar el controlador PID, para poder ver la necesidad de dicho controlador y comprender cómo actúa. Para ello se ha utilizado la herramienta *Simulink*, incluida en el software *MatLab*.

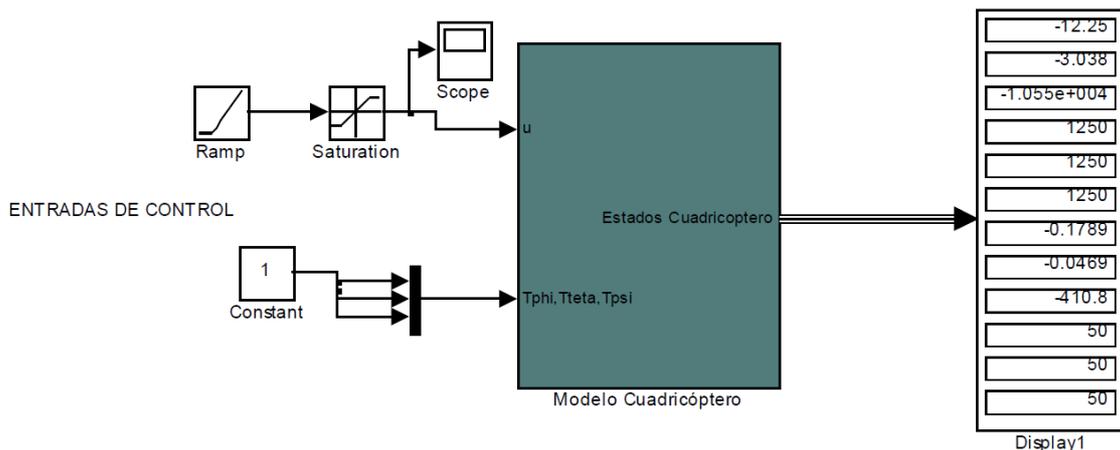


Ilustración 107. Modelo matemático del cuadricóptero implementado en Simulink

El modelo implementado del cuadricóptero posee las entradas de control que son $u, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$ y un bloque que contiene el modelo del cuadricóptero implementado en una *s-function* (que se ha tomado de la web de *MatLab*, dónde hay disponibles una gran cantidad de *s-functions*). Todo esto se puede observar en la ilustración 108:

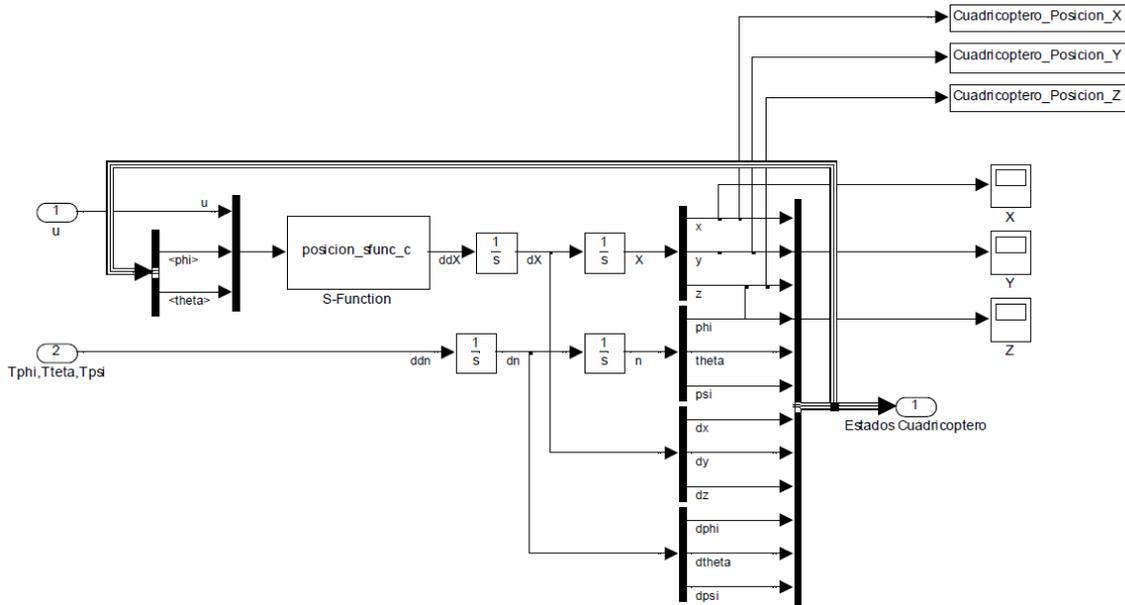


Ilustración 108. Bloque del modelo del cuadricóptero implementado en una s-función

SIMULACIÓN UAV CUADRICOPTERO

Una vez implementado el modelo, se coloca una entrada u tipo rampa (ilustración 109), y se coloca una entrada tipo escalón unitario (ilustración 110) a cada entrada de control de par motor τ_ϕ , τ_θ , τ_ψ .

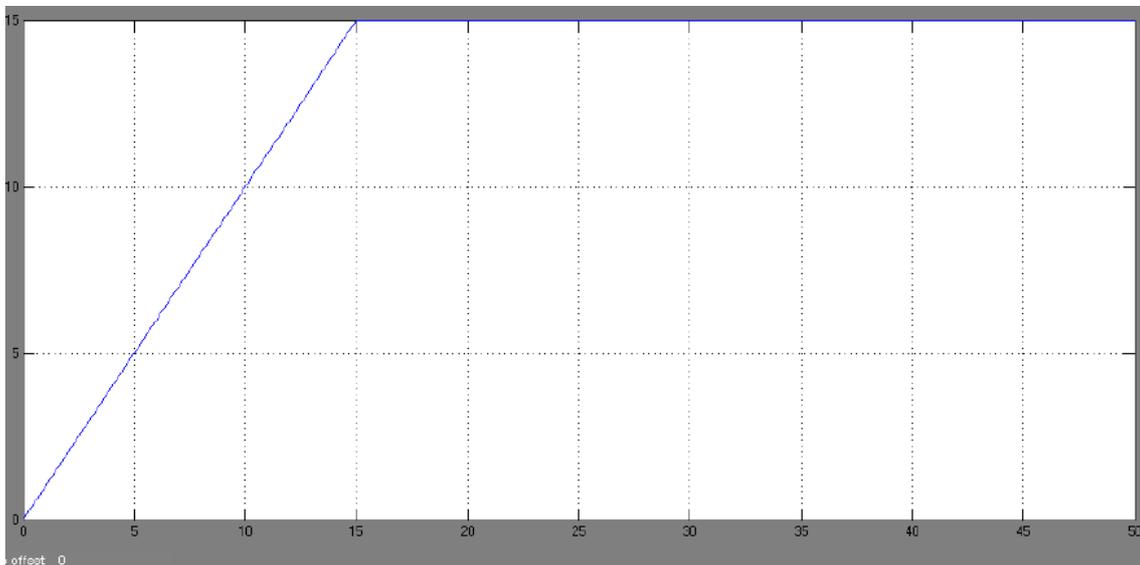


Ilustración 109. Entrada tipo rampa

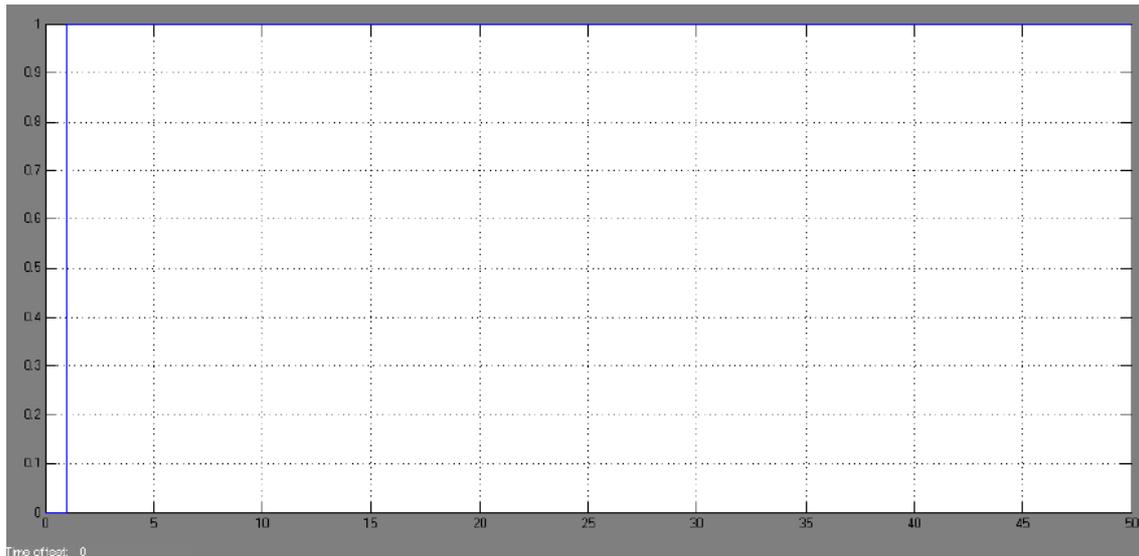


Ilustración 110. Entrada tipo escalón unitario

Con dichas entradas de control se realiza la simulación, dándonos los siguientes resultados de posición en x, y, z:

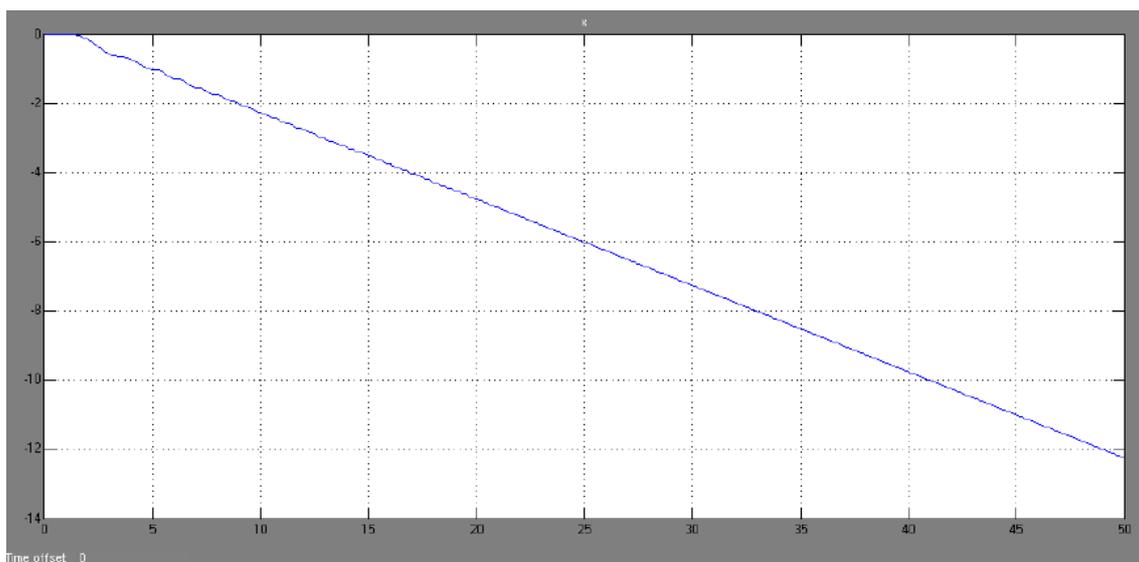


Ilustración 111. Resultado de posición en el eje x

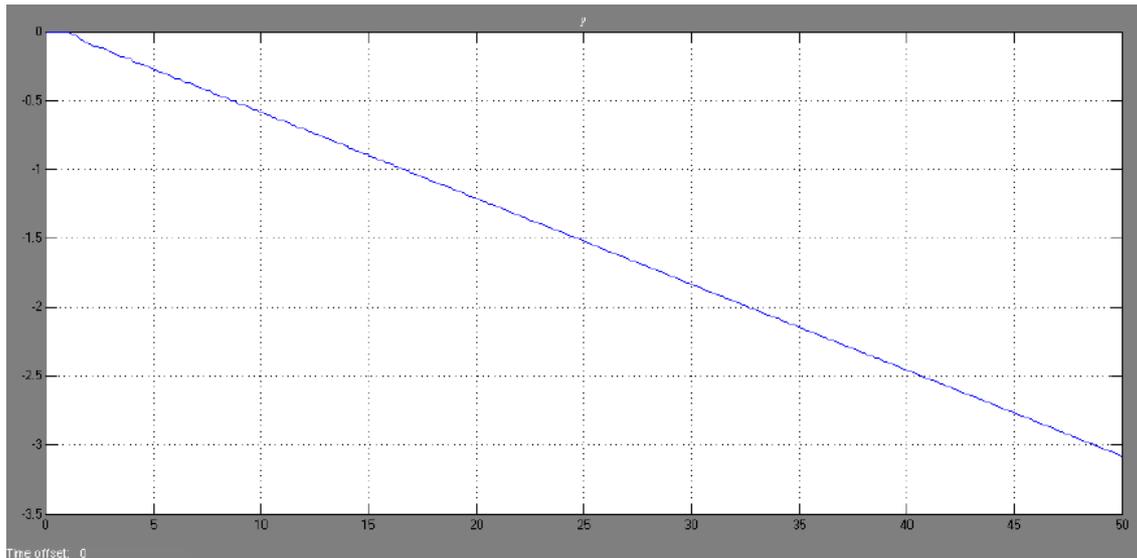


Ilustración 112. Resultado de posición en el eje y

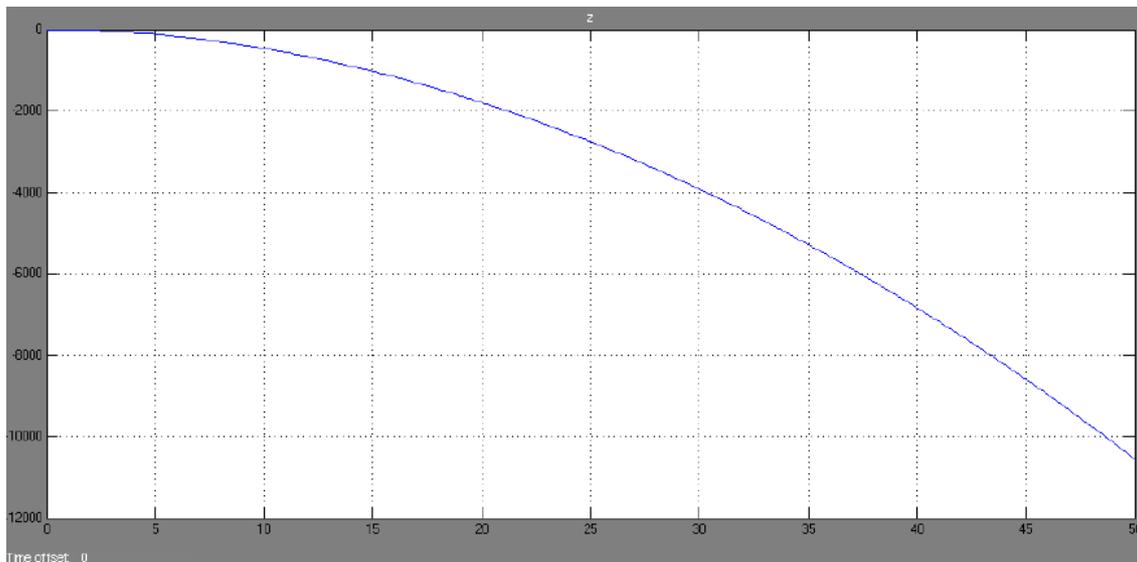


Ilustración 113. Resultado de posición en el eje z

Como se puede observar en las gráficas plasmadas en las ilustraciones 111, 112 y 113, las respuestas tratan de seguir la forma de rampa de la entrada de control u pero crecen sin control conforme el tiempo aumenta, por lo que es necesario implementar acciones de control para que el cuadricóptero realice la trayectoria deseada.

Para realizar el control de posición del cuadricóptero será necesario agregar un bloque de generación de trayectoria adicional al modelo, el mismo que contenga los controladores que serán los encargados de generar las señales de entrada al modelo ($u, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$).

De igual manera para el control del cuadricóptero se trabaja con los 12 estados de un sólido rígido: posición (x, y, z) , orientación (ϕ, θ, ψ) , velocidad lineal $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$, y velocidad angular $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$.

El control del cuadricóptero se realiza para un ángulo de guiñada ψ igual a cero, con lo cual $\tau_\psi = 0$, para evitar el movimiento sobre el propio eje del cuadricóptero.

Aquí es donde entra en juego el controlador elegido. Para el control de la fuerza de sustentación del cuadricóptero (u) se utiliza un controlador PID, cuya entrada es el error entre la altura deseada y la posición real en z del cuadricóptero, mientras que para el control de los pares $(\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi)$ se utilizará un control combinado entre PID y lógica difusa, que es el control que ejerce la tarjeta controladora ArduPilot. Una vez realizados estos cambios, el modelo que se utilizará para la simulación será el esbozado en la ilustración 114.

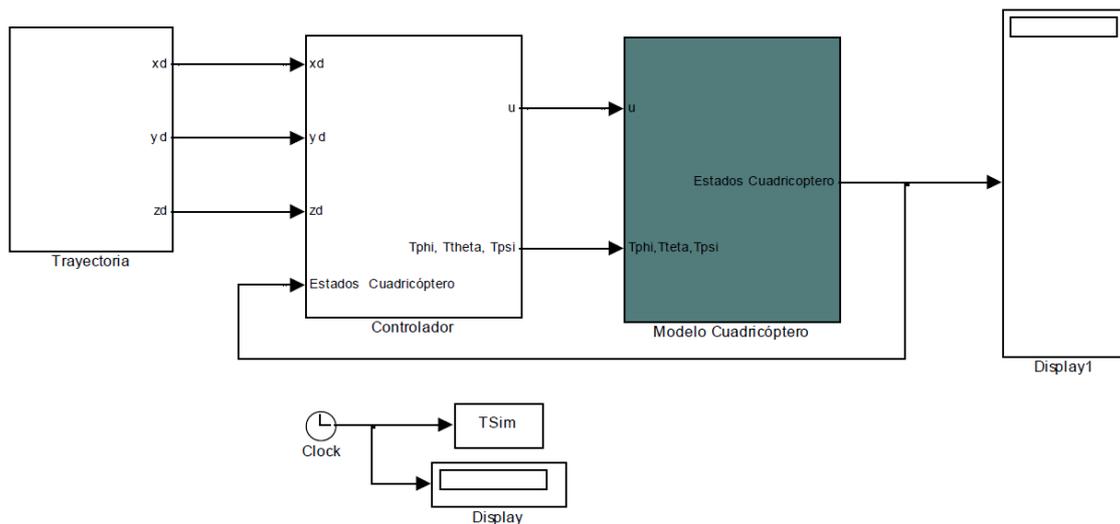


Ilustración 114. Modelo del cuadricóptero con el PID, implementado en Simulink

DISEÑO DEL CONTROLADOR

Se utilizan dos controladores basados en lógica difusa, uno para calcular el ángulo θ deseado y otro para calcular el ángulo ϕ deseado. Estos controladores permiten adaptar variables, es decir, pasar de una trayectoria deseada a un valor de ángulo deseado.

Para encontrar el ángulo θ deseado el controlador basado en lógica difusa presenta como entradas la posición y velocidad en x , y como salida se obtiene el ángulo θ .

Para encontrar el ángulo ϕ deseado el controlador basado en lógica difusa presenta como entradas la posición y velocidad en y , y como salida se obtiene el ángulo ϕ .

La lógica difusa es una extensión de la lógica tradicional Booleana que utiliza conceptos de pertenencia de sets más parecidos a la manera de pensar humana. La lógica difusa usa valores entre 1 y 0 (inclusive) que pueden indicar valores intermedios.

Para el control del cuadricóptero se utiliza tres PID:

- Uno para el control de altura deseada para la entrada de control (u).
- Uno para acoplar el ángulo θ a la entrada de control (τ_θ).
- Uno para acoplar el ángulo ϕ a la entrada de control (τ_ϕ).

Con lo cual el diagrama de control combinado entre PID y lógica difusa queda diseñado en *Simulink* de la manera expuesta en la ilustración 115, en la que se pueden observar las entradas del drone, las señales de error, los controladores de lógica difusa y los controladores PID:

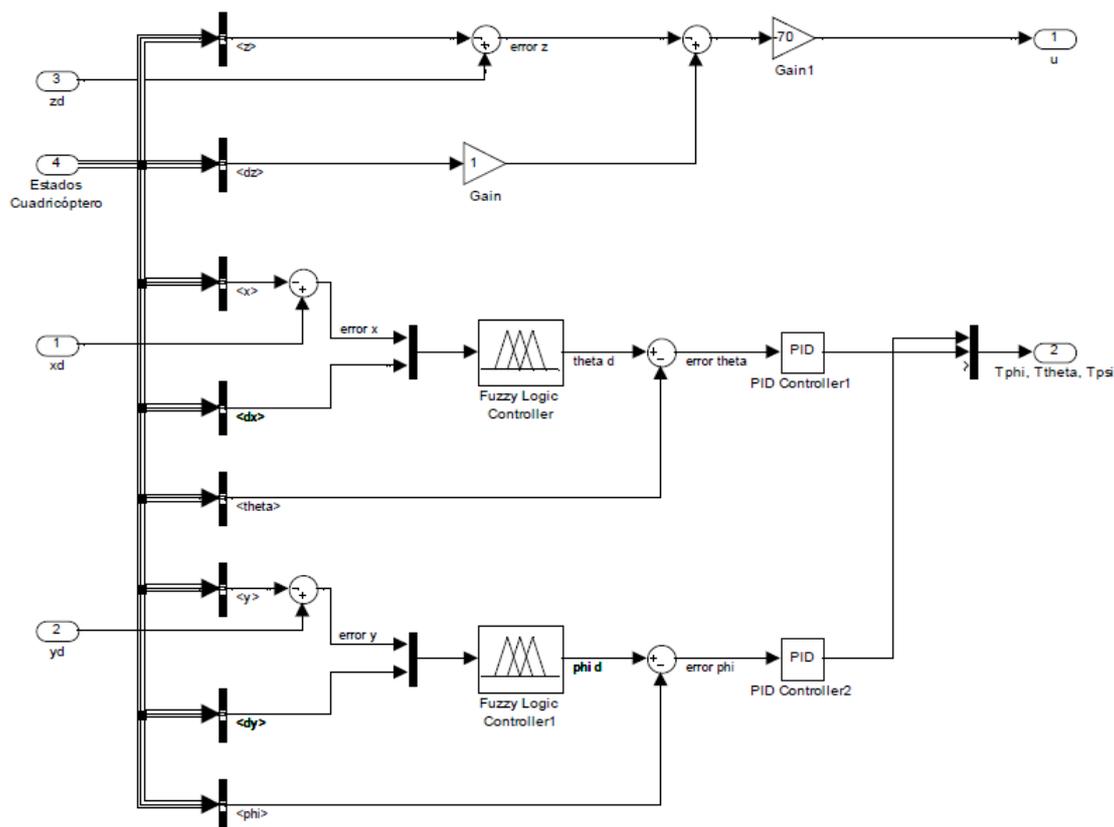


Ilustración 115. Diagrama de control combinado entre PID y lógica difusa para el cuadricóptero

El modelo del cuadricóptero obtenido es procesado por el controlador diseñado, donde mediante la combinación de las técnicas de control proporcional, integral y diferencial, se logran obtener resultados satisfactorios en el seguimiento de trayectorias.

Se realizó un control combinado entre lógica difusa y PID para seguir una trayectoria deseada. Tras desarrollar la simulación se han obtenido los siguientes resultados:

Trayectoria Recta:

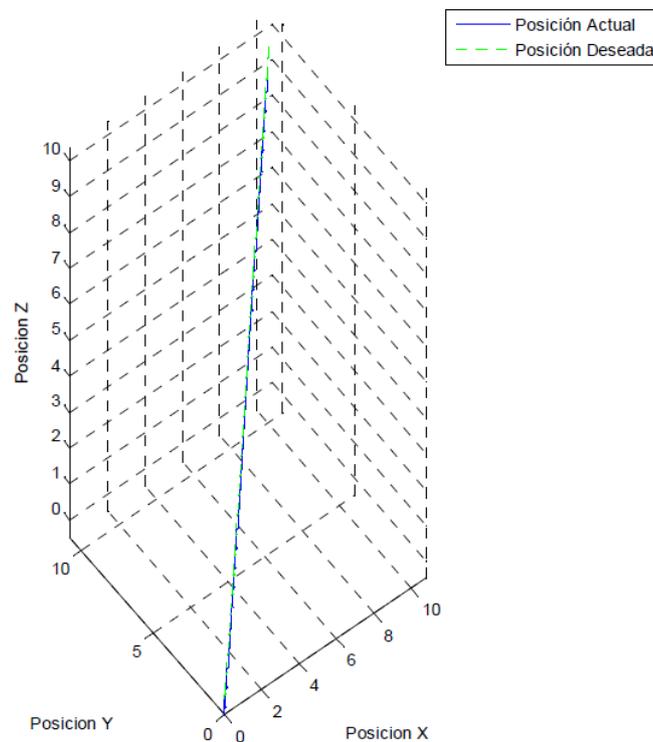


Ilustración 116. Trayectoria recta simulada

Se propone una trayectoria recta (ilustración 116), la cual se genera mediante entradas tipo rampa, en cada uno de los ejes de referencia x, y, z. Esta trayectoria se procesa en *Simulink*, en el bloque generación de trayectoria. Se realiza la simulación del modelo del cuadricóptero con control combinado entre lógica difusa y PID para un tiempo de 1000 segundos, obteniendo que el control combinado entre lógica difusa y PID presenta un control en el seguimiento de trayectoria muy bueno, en el cual el error de posición es muy pequeño, según se observa en las gráficas obtenidas para el eje x (ilustración 117), eje y (ilustración 118) y eje z (ilustración 119):

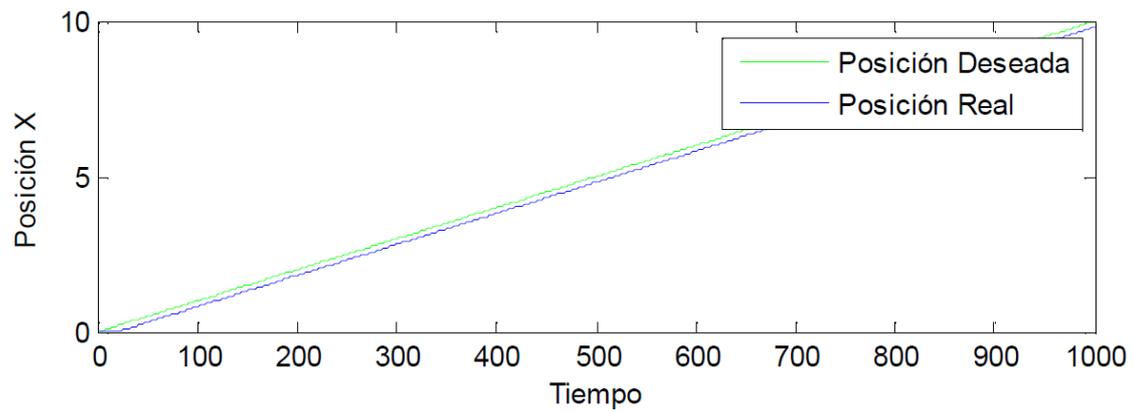


Ilustración 117. Resultado de posición en el eje x

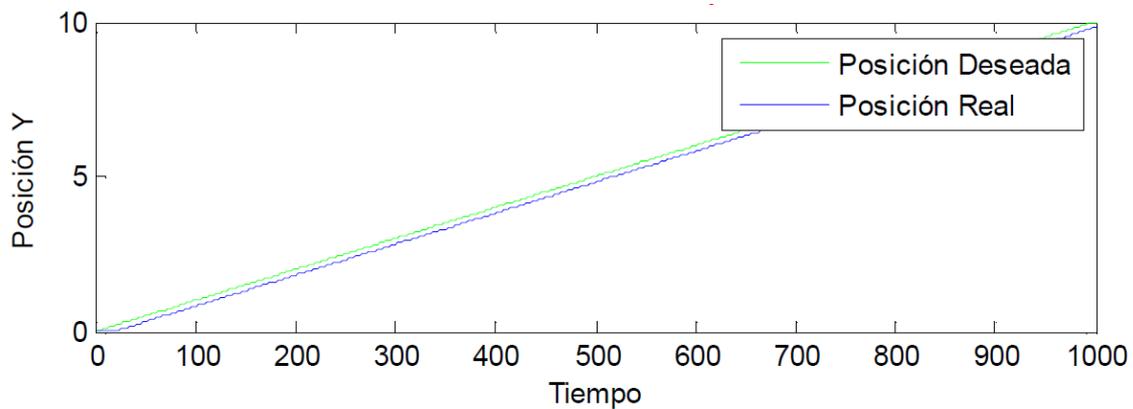


Ilustración 118. Resultado de posición en el eje y

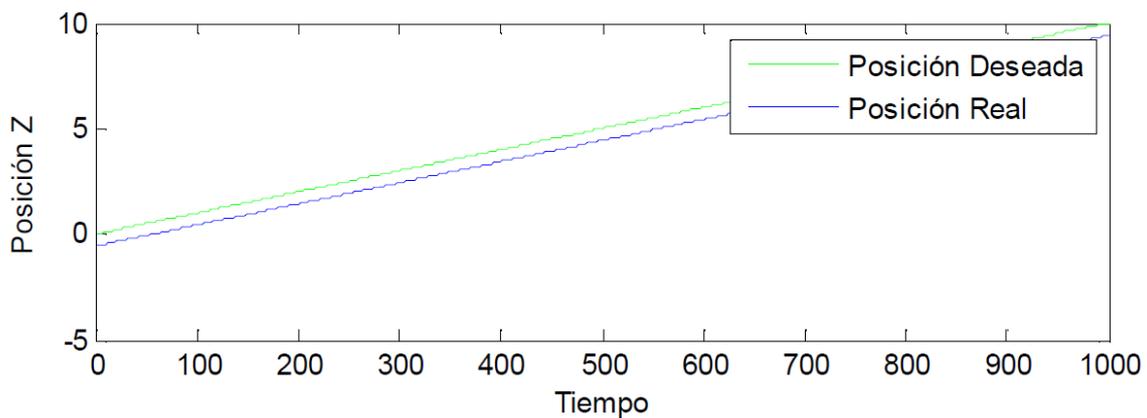


Ilustración 119. Resultado de posición en el eje z

Por lo tanto, queda demostrado que el regulador automático PID combinado con lógica difusa, que es el que se carga con el firmware a la tarjeta controladora ArduPilot, es el adecuado para el drone diseñado [27] [28] [29].

6.2. VUELO DEL DRONE

El cuadricóptero construido es capaz de efectuar un **vuelo estable**, es decir, es capaz de realizar un vuelo de **manera eficiente, sin movimientos bruscos y respondiendo correctamente** a las órdenes transmitidas desde la emisora o programadas previamente.

Antes de volar el cuadricóptero se deben tener en cuenta unas medidas básicas de seguridad.

- El cuadricóptero está dotado de cuatro potentes motores, con hélices muy afiladas y girando a una gran velocidad, que pueden producir cortes, por lo que nunca hay que acercarse a un rotor con las hélices puestas para hacer ninguna tarea de mantenimiento mientras esté conectada la batería. Las hélices son las últimas piezas que se instalan.
- Como se ha indicado, la batería utilizada es de tipo LiPo, baterías que son altamente peligrosas. No se pueden cortocircuitar, o se inflamarán en pocos segundos, pudiendo producir grandes quemaduras, siendo el humo que emiten al combustionar perjudicial para la salud. Se deben evitar las baterías hinchadas. Es recomendable almacenar estas baterías en bolsas especiales para tal fin, o en cajas metálicas, para que en caso de que comiencen a arder, no inicien un incendio.
- Durante la carga debe estar vigilada constantemente. Si durante la carga empezara a hincharse se apagará rápidamente la fuente y se dejará reposar un buen tiempo antes de desecharla.
- A la hora de realizar los primeros vuelos, hay que escoger lugares amplios y con un suelo blando, a poder ser en campo abierto, donde no existan obstáculos contra los que se pueda impactar.
- Antes de encender el cuadricóptero, hay que cerciorarse de que las baterías de la aeronave y la emisora están perfectamente cargadas.
- Después se comprobará que todas las partes mecánicas de la aeronave están bien fijadas y en su sitio.

- El protocolo de encendido es el siguiente:
 - 1) Encender la emisora.
 - 2) Comprobar que la palanca del acelerador está en su posición más baja.
 - 3) Conectar la batería.
 - 4) Tras alejarse, armar los rotores, dar un par de puntos a la palanca del acelerador y comprobar que las hélices giran en los sentidos correctos.
 - 5) Avisar de la maniobra a la gente de nuestro alrededor y despegar.
- Una simple rotura de una hélice o fallo de un motor en pleno vuelo hará ingobernable el aparato, por lo que se dejará un espacio de seguridad entre el público y la zona de vuelo.
- El piloto debe estar fijo en el sitio, sin caminar, para evitar el riesgo de tropezar.
- Es recomendable practicar con algún simulador hasta tener los suficientes conocimientos de vuelo.
- Cada vez que se conecta la batería hay que armar electrónicamente los motores. Para ello se enciende la emisora y se lleva el *stick* del acelerador al mínimo y a la derecha durante 5 segundos. Tras esta operación, y una vez armado, habrá que esperar otros 5 segundos hasta que se reinicien el barómetro y los giróscopos. Una vez armado, el led rojo de APM se quedará encendido, comenzando a girar los motores, estando ya el cuadricóptero listo para volar.

Se han efectuado varios vuelos de prueba, observando los siguientes aspectos:

- Al despegar hay que acelerar al máximo, ya que aunque el cuadricóptero está bien diseñado y equilibrado, en el momento del despegue la aeronave puede oscilar si se despegue de una manera demasiado lenta.
- Una vez en el aire, el cuadricóptero posee una estabilidad muy alta y una respuesta muy rápida. Responde bien a los movimientos de *roll*, *yaw* y *pitch*, aunque hay que tener la precaución de aumentar ligeramente la aceleración para evitar que descienda al realizar alguno de estos movimientos, compensando la disminución de potencia.

- El aterrizaje hay que realizarlo con mucha precaución, ya que si se reduce potencia demasiado rápido, el drone cae al suelo sin control.
- Probando el vuelo con viento, se observa que la tarjeta controladora corrige bien la posición, por lo que se concluye que el control proporcional está bien calibrado.
- La distancia máxima a la que se ha volado el cuadricóptero es a 400 metros de la estación base, sin apreciar ningún fallo en las conexiones inalámbricas ni en la recepción de la emisora, aunque la emisora tiene una distancia de funcionamiento de 2 km con la antena que posee la emisora.
- El GPS tiene una precisión muy alta en campo abierto. Al probar la opción autopiloto, en la que se han establecido seis *waypoints*, el error máximo de las coordenadas indicadas respecto de las reales ha sido menor a 0.7 metros, tanto para los *waypoints* como para el lugar de aterrizaje.
- Las cotas de distancia funcionan perfectamente, tanto las distancias prefijadas de altura como las de alejamiento. Una vez traspasadas estas cotas, el cuadricóptero pasa automáticamente al modo de vuelo configurado para cada caso (modo *alt hold*, *loiter* o *RTL*) (Ver capítulo 4.17).
- El sistema de emisión y recepción de vídeo transmite correctamente las imágenes, aunque hay momentos en los que se aprecian ciertas vibraciones.
- El módulo OSD muestra en el vídeo las lecturas de las telemetrías, comprobando así que el dispositivo ejecuta su labor correctamente, pues proporciona las mismas lecturas que el panel de control del “*Mission Planner*”.

- Las telemetrías se reciben perfectamente, pudiéndose apreciar las lecturas en el panel de control del software “*Mission Planner*”.

A continuación se muestran los resultados de vuelo obtenidos realizando diferentes mediciones y analizando los datos proporcionados por las telemetrías obtenidas:

DATOS DE VUELO: BATERÍA	
Tensión nominal	11,1 V
Voltaje inicial	12,4 V
Tasa de descarga media	20,53 C
Energía	279,97 Wh
Capacidad total	2.650 mAh
Capacidad usada	2.295 mAh
Tiempo mínimo de vuelo	9,8 minutos
Tiempo medio de vuelo	13,4 minutos
Tiempo de vuelo estacionario	15,7 minutos

Tabla 34. Datos de vuelo: Batería

DATOS DE VUELO: MOTOR EN VUELO ESTACIONARIO	
Voltaje	11,16 V
Corriente	5,83 A
Revoluciones	10.467 rpm
Acelerador	55 %
Potencia eléctrica	61,9 W
Potencia mecánica	50,3 W
Eficiencia	85,5 %
Temperatura media	29 °
Empuje específico	6,06 g/W

Tabla 35. Datos de vuelo: Motor en vuelo estacionario

DATOS DE VUELO: MOTOR A EFICIENCIA ÓPTIMA	
Voltaje	10,61 V
Corriente	5,85 A
Revoluciones	11.054 rpm
Potencia eléctrica	62,1 W
Potencia mecánica	54,4 W
Eficiencia	87,6 %
Temperatura media	30 °

Tabla 36. Datos de vuelo: Motor a eficiencia óptima

DATOS DE VUELO: MOTOR A MÁXIMA POTENCIA	
Voltaje	9,94 V
Corriente	13,86 A
Revoluciones	11.975 rpm
Potencia eléctrica	137,8 W
Potencia mecánica	112,5 W
Eficiencia	86,2 %
Temperatura media	35 °

Tabla 37. Datos de vuelo: Motor a máxima potencia

DATOS DE VUELO: MOTORIZACIÓN TOTAL	
Relación Empuje-Peso	1,7:1
Corriente en estacionario	23,34 A
Potencia entrada en estacionario	259,0 W
Potencia salida en estacionario	201,3 W
Eficiencia en el estacionario	81,1 %
Corriente al máximo	55,43 A
Potencia entrada al máximo	615,3 W
Potencia salida al máximo	450,1 W
Eficiencia al máximo	80,1 %

Tabla 38. Datos de vuelo: Motorización total

OTROS DATOS DE VUELO SIGNIFICATIVOS	
Velocidad máxima desplazamiento	9,72 m/s
Velocidad máxima elevación	4,5 m/s
Inclinación máxima	46 °
Peso total	1.435 g
Máximo peso adicional	1.075 g

Tabla 39. Otros datos de vuelo significativos

Todos los datos de comportamiento de los motores durante el vuelo se pueden resumir en el siguiente gráfico:

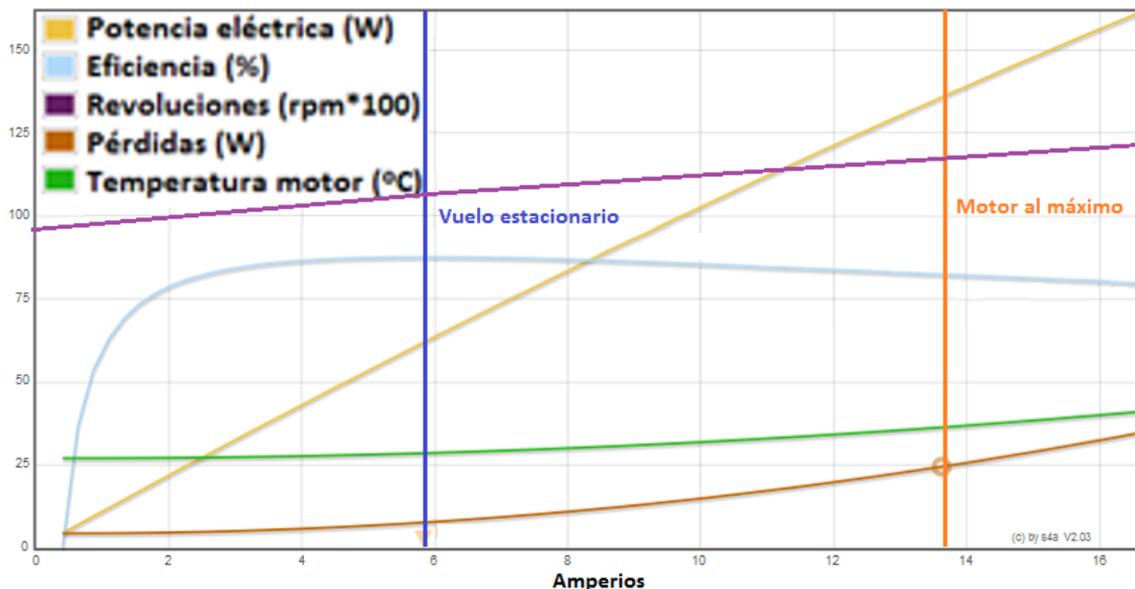


Ilustración 120. Gráfica características del motor

En esta gráfica se puede observar que la potencia eléctrica aumenta proporcionalmente a la corriente, siendo su valor en vuelo estacionario de 61,9 W y con el motor al máximo de 137,8 W en cada motor.

En cambio, la eficiencia aumenta de manera exponencial hasta los 4 A de corriente, en el que se estabiliza en torno al 82%, desde donde va descendiendo moderadamente.

Las revoluciones por minuto aumentan proporcionalmente a la corriente, aumentando igualmente el par motor.

También se puede apreciar como las pérdidas aumentan progresivamente a partir de 5 A, momento en el que el cuadricóptero levanta el vuelo.

Por último, la temperatura del motor no sufre grandes variaciones.

Para finalizar este capítulo, en la siguiente tabla se comparan diferentes características del drone diseñado con las de otros drones similares que están en el mercado:

MODELO	AUTONOMÍA	DISTANCIA MÁXIMA	CÁMARA	PESO	PRECIO
PROYECTO	13,4 minutos	2.000 metros	510 P	1.435 g	597,98 €
AR Drone 2.0	12 minutos	50 metros	HD 720 P	436 g	297 €
DJI Phantom 2	25 minutos	500 metros	1080 P	1.000 g	579 €
DJI Phantom 2+	20 minutos	1.000 metros	1400 P	998 g	1.040 €
UDI U818A	7 minutos	30 metros	300 P	300 g	139 €
Bebop drone	11 minutos	250 metros	1080 P	410 g	489 €
Walkera QRX 350	25 minutos	2.000 metros	1080 P	1.350 g	737 €

Tabla 40. Comparativa drone proyecto vs. drones mercado

CAPÍTULO 7.

CONCLUSIONES

7. CONCLUSIONES

Tras haber comprobado que todos los dispositivos funcionan correctamente, a continuación se exponen una serie de conclusiones tomadas tras la realización de este proyecto.

Es muy interesante a la vez que instructivo realizar un Trabajo Fin de Grado basado en un área tan novedosa de la ingeniería como el diseño de drones. La innovación debe ser el “leitmotiv” de los ingenieros del siglo XXI.

Se han conseguido los objetivos propuestos al inicio de este proyecto de una manera satisfactoria. Se ha logrado diseñar el drone, construirlo y controlarlo con los conocimientos adquiridos en el Grado en Ingeniería Eléctrica.

La integración de todos los elementos que constituyen el cuadricóptero ha resultado ser un proceso de mayor complejidad de lo estimado inicialmente. El desarrollo de un proyecto multidisciplinar como el presente, requiere de mucho tiempo, dedicación y planeamiento, debido a la gran cantidad de investigación, pruebas y experimentos que se tienen que llevar a cabo para llegar al pleno cumplimiento de todos los objetivos.

Es recomendable realizar pruebas y verificar el funcionamiento de cada elemento del cuadricóptero de manera individual, ya que ayuda a entender mejor su funcionamiento y corregir los errores de diseño que se hayan cometido inicialmente. Además, con ello se confirma que, una vez integrados, se tenga un mayor nivel de fiabilidad de que van a funcionar correctamente.

También es recomendable balancear y equilibrar previamente las hélices, pues ello redundará en menos vibraciones en el sistema, y un vuelo más estable al estar bien equilibradas.

A la vista de los resultados se comprueba que los motores de corriente continua *brushless* están indicados para este proyecto, ya que minimizan las pérdidas por rozamiento y por efecto Joule, dando un rendimiento muy alto con un consumo mínimo y respondiendo perfectamente a las órdenes transmitidas desde la emisora.

Las ecuaciones obtenidas en los modelos matemático y físico han permitido simular el comportamiento del cuadricóptero diseñado mediante un sistema de control PID.

Los controladores PID están diseñados para corregir las perturbaciones que existen durante el vuelo, pero es recomendable no someter al sistema a perturbaciones muy fuertes ya que el cuadricóptero no está diseñado para soportar vientos muy fuertes, y además el algoritmo PID no es lo suficientemente robusto para compensar este tipo de perturbaciones.

Es recomendable utilizar *s-functions* para implementar un modelo matemático en *Simulink*, ya que permiten sintetizar una ecuación matemática compleja en un código de programa, en lugar de tener que trabajar con los diferentes bloques de *Simulink*.

Los resultados obtenidos tras el vuelo del drone indican que está bien calculado y dimensionado.

El coste del cuadricóptero construido es relativamente bajo respecto a los drones que existen en el mercado.

En este Trabajo Fin de Grado se han utilizado conocimientos impartidos en la mayoría de las asignaturas cursadas en el Grado en Ingeniería Eléctrica, por lo que me ha sido muy útil para afianzar las competencias alcanzadas en dicho grado.

7.1. MEJORAS PROPUESTAS

Una vez analizados los resultados del proyecto, se proponen una serie de mejoras a realizar en el futuro:

- Puesto que la carga de peso es de 1 kg aproximadamente, se puede dotar al cuadricóptero de una batería con una capacidad mayor, que redundaría en un aumento de su autonomía.
- Como se indicó en el capítulo correspondiente, la cámara de vídeo era de baja calidad, pues no era uno de los objetivos del proyecto la calidad de las imágenes. Se puede dotar al dron de una cámara de mayor calidad, con un gimbal para estabilizarla, e incluso, con un servo que controlara la inclinación de la cámara, controlado desde la emisora, gracias a la disponibilidad de canales libres.
- Otra de las mejoras que se proponen es la construcción de un chasis más resistente, en especial el tren de aterrizaje, a la par que más liviano. Se podría utilizar tubo de aluminio hueco.
- Se puede aumentar la distancia operativa del cuadricóptero sustituyendo las antenas por otras de mayor recepción y transmisión.
- El *software* “*Mission Planner*” posee un gran número de opciones para controlar y configurar todo tipo de aeronaves. Se recomienda un estudio exhaustivo de dicho *software* para aprovechar al máximo las configuraciones que nos ofrece.

ANEXOS

ANEXOS

ANEXO I. LEGISLACIÓN SOBRE UAVS

La legislación vigente en España en la actualidad es la del Real Decreto-ley 8/2014, de 4 de julio, de aprobación de medidas urgentes para el crecimiento, la competitividad y la eficiencia, publicada en el BOE el 5 de julio de 2014. A continuación se adjunta el texto de dicho RD:

BOLETÍN OFICIAL DEL ESTADO Núm. 163 Sábado 5 de julio de 2014

Sec. I. Pág. 52544

I. DISPOSICIONES GENERALES

JEFATURA DEL ESTADO

7064. Real Decreto-ley 8/2014, de 4 de julio, de aprobación de medidas urgentes para el crecimiento, la competitividad y la eficiencia.

I. La grave recesión que desde 2008 venía experimentando la economía española, fruto de la acumulación de desequilibrios durante los años anteriores, ha hecho necesaria la adopción de profundas reformas urgentes para recuperar la senda de crecimiento.

Reformas que se han insertado dentro de una estrategia de política económica basada en dos pilares: la consolidación fiscal y las reformas estructurales para impulsar la flexibilidad de los mercados y recuperar la competitividad de la economía española perdida desde la entrada en el euro.

La intensa agenda reformadora ha permitido a España recuperar su competitividad y con ello la senda de crecimiento y la confianza de los mercados. Los importantes avances en la corrección de los desequilibrios quedan reflejados en la evolución de los principales indicadores macroeconómicos que muestran cómo España ha logrado reducir el déficit público, alcanzar superávit en la cuenta corriente y capacidad de financiación frente al exterior, disminuir el endeudamiento privado y moderar el crecimiento de los precios y los costes laborales.

En 2014 los favorables datos económicos permiten concluir que la recuperación económica está afianzándose a un ritmo firme y sostenido. España acumula cuatro trimestres de crecimiento del Producto Interior Bruto y diez meses consecutivos de creación de empleo, con datos corregidos de efectos estacionales y de calendario, habiéndose creado cerca de 300.000 empleos.

Estos indicadores positivos son una muestra de la necesidad de profundizar en las reformas emprendidas para favorecer la recuperación económica y la creación de empleo.

Reformas que continúan centrándose en corregir desequilibrios y mejorar la competitividad.

Dentro de las reformas para la mejora de la competitividad es donde se enmarca el Plan de medidas para el crecimiento, la competitividad y la eficiencia, aprobado por el Consejo de Ministros el pasado 6 de junio, que contempla un paquete de medidas respetuosas con el objetivo de saneamiento fiscal, que impulsen el crecimiento y la competitividad presente y futura de la economía y la financiación empresarial.

A través de este Real Decreto-ley se adoptan las medidas legislativas de carácter urgente necesarias para la ejecución del Plan citado además de otras medidas. Todas ellas están dirigidas a aumentar la competitividad y fomentar el funcionamiento eficiente de los mercados y mejorar la financiación, así como a mejorar la empleabilidad.

Este Real Decreto-ley tiene tres ejes fundamentales: el primero, fomentar la competitividad y el funcionamiento eficiente de los mercados; el segundo, mejorar el acceso a la financiación; y, el tercero, fomentar la empleabilidad y la ocupación. Además se avanzan algunas medidas de la reforma fiscal.

II. El primer conjunto de medidas se refiere a la financiación de la actividad económica.

La Ley 14/2013, de 27 de septiembre, de apoyo a los emprendedores y su internacionalización, buscó afrontar la dificultad de acceso a la financiación externa por parte de las empresas españolas potenciando y dando mayor flexibilidad a los instrumentos financieros públicos disponibles en el ámbito de la internacionalización, entre los que se encuentran los gestionados por la Compañía Española de Financiación

Las razones que justifican la extraordinaria y urgente necesidad de la adopción de estas medidas, son coadyuvar a la potenciación del transporte aéreo que, por su conexión con

la principal actividad económica del país, el turismo, se constituye en fuente de empleo y motor de la actividad económica, en particular en un contexto económico en que el turismo es esencial para la reactivación de la actividad económica del país, mediante el establecimiento de las medidas necesarias para asegurar la gestión eficiente de los aeropuertos, asegurando que cumplen las obligaciones de interés general como servicio de interés económico general.

Asimismo, atendiendo al contexto económico es igualmente, de extraordinaria y urgente necesidad, establecer este marco normativo para aprovechar las oportunidades de mercado y asegurar el mayor valor de la red.

V. Los avances científicos y técnicos han contribuido en los últimos años al progreso de la aviación permitiendo la aparición de nuevos usuarios del espacio aéreo que reciben diversos nombres como drones, RPAs (por sus siglas en inglés, Remotely Piloted Aircraft) o UAVs (por sus siglas en inglés, Unmanned Aerial Vehicle).

Estos avances tecnológicos han permitido, asimismo, una reducción considerable del coste de adquisición de este tipo de aeronaves, permitiendo una proliferación de su uso de manera casi indiscriminada con los consiguientes riesgos a la seguridad aérea que ello conlleva.

Para garantizar una transición progresiva y un alto nivel de seguridad de la aviación civil, es necesario establecer el régimen jurídico específico aplicable a estas aeronaves y a las actividades aéreas desarrolladas por ellas. Estas medidas normativas deben reflejar el estado actual de la técnica, al mismo tiempo que recoger las necesidades de la industria del sector potenciando sus usos.

Esta disposición establece las condiciones de explotación de estas aeronaves para la realización de trabajos técnicos o científicos o, en los términos de la normativa de la Unión Europea, operaciones especializadas, así como para vuelos de prueba de producción y de mantenimiento, de demostración, para programas de investigación sobre la viabilidad de realizar determinada actividad con aeronaves civiles pilotadas por control remoto, de desarrollo de nuevos productos o para demostrar la seguridad de las operaciones específicas de trabajos técnicos o científicos, permitiendo, de esta forma, su inmediata aplicación.

Estas condiciones, cuya aplicación tendrá carácter temporal, se completan con el régimen general de la Ley 48/1960, de 21 de julio, sobre Navegación Aérea, que se modifica para establecer el marco jurídico general para el uso y operación de las aeronaves civiles pilotadas por control remoto, contemplando, conforme a lo previsto en la normativa de la Unión Europea sobre operaciones especializadas, la doble posibilidad de someter la realización de la actividad a una comunicación previa o a una autorización.

El régimen específico de las operaciones de las aeronaves civiles pilotadas por control remoto se establecerá reglamentariamente, conforme al estado de la técnica. No obstante, en tanto se procede a dicho desarrollo reglamentario, se garantiza con el régimen temporal establecido en esta disposición las operaciones del sector con los niveles necesarios de seguridad. Se aborda exclusivamente la operación de aeronaves civiles pilotadas por control remoto de peso inferior a los 150 Kg y aquellas de peso superior destinadas a la realización de actividades de lucha contra incendios y búsqueda y salvamento, dado que, en general, el resto estarían sujetas a la normativa de la Unión Europea.

Las razones de extraordinaria y urgente necesidad para establecer el marco jurídico aplicable a las operaciones de las aeronaves civiles pilotadas por control remoto se derivan de la necesidad de dotar de un marco jurídico en condiciones de seguridad que permita el desarrollo de un sector tecnológicamente puntero y con gran capacidad de crecimiento, en particular teniendo en cuenta que en el actual contexto económico resulta necesario establecer medidas que permitan diversificar la actividad económica y potenciar la actividad industrial, en beneficio de la economía y el empleo. Al respecto es relevante, por ejemplo, que en Francia en dos años desde la regulación de la actividad cuentan con más de 600 empresas habilitadas para operar estas aeronaves.

Es asimismo de extraordinaria y urgente necesidad establecer este marco jurídico para potenciar la competitividad de la industria española, poniéndola en plano de igualdad con otros Estados de nuestro entorno que ya han abordado la regulación del sector o están en proceso de regulación.

Adicionalmente, por razones de extraordinaria y urgente necesidad, es preceptivo dotar de un marco jurídico a un sector que carece de disposiciones específicas. Resulta necesario, por tanto, garantizar la seguridad de las operaciones aéreas y de las personas y bienes subyacentes.

Es por tanto extremadamente urgente establecer un marco jurídico que permita la operación de estas aeronaves en condiciones de seguridad y su control por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, en evitación de riesgos de seguridad que pueden provocar accidentes o incidentes de aviación.

Las competencias de los Ministerios de Defensa y Fomento en materia de espacio aéreo se articulan a través de lo dispuesto en el Real Decreto-ley 12/1978, de 27 de abril, sobre fijación y delimitación de facultades entre los Ministerios de Defensa y de Transportes y Comunicaciones en materia de aviación civil, y en la Ley 21/2003, de 7 de julio, de Seguridad aérea.

Conforme a este régimen al Ministerio de Defensa, además de las competencias relacionadas con la defensa del espacio aéreo de soberanía nacional, le corresponde la competencia en materia de estructuración del espacio aéreo, el control de la circulación aérea operativa y, en tiempo de conflicto armado o en circunstancias extraordinarias o de emergencia, acordadas respectivamente por el Presidente del Gobierno o el Ministerio de Defensa, el control de la circulación aérea general. Al Ministerio de Fomento le corresponde, por su parte, ejercer las competencias en materia de control de la circulación aérea general en tiempos de paz.

Atendiendo, no obstante, a la incidencia que el ejercicio de las respectivas competencias tiene en las materias atribuidas a cada Departamento ministerial, la coordinación, estudio e informe de los asuntos relacionados con el espacio aéreo se atribuyen a una Comisión interministerial integrada por representantes de ambos Ministerios, en la actualidad, la Comisión Interministerial entre Defensa y Fomento (en adelante, CIDEFO).

La experiencia acumulada y la normativa europea para el cielo único, en particular sobre uso flexible del espacio aéreo, aconsejan reorganizar la atribución de competencias y el ejercicio de las funciones en materia de espacio aéreo, al tiempo que es necesario actualizar el resto de las funciones atribuidas a CIDEFO concretándolas en las estrictamente necesarias para la coordinación entre los Ministerios de Defensa y Fomento.

Con este objeto, este Real Decreto-ley atribuye a los Ministerios de Defensa y Fomento la competencia conjunta en materia de política y estrategia para la estructuración y gestión del espacio aéreo, así como la adopción de las medidas específicas en este ámbito. Al Ministerio de Fomento le atribuye la determinación de las condiciones o restricciones de

uso del espacio aéreo para la circulación aérea general ante situaciones de crisis ordinarias generadas por fenómenos naturales, accidentes o cualquier otra circunstancia similar, reservando al Ministerio de Defensa las competencias sobre la materia en situaciones extraordinarias o de emergencia declaradas por el Presidente del Gobierno o el Ministerio de Defensa.

Para completar este régimen se atribuyen a CIDEFO funciones ejecutivas y decisorias en el ámbito de las competencias compartidas en materia de estructuración y gestión del espacio aéreo que, conforme a lo previsto en el Reglamento (CE) n.º 2150/2005, de la Comisión, de 23 de diciembre de 2005, por el que se establecen normas comunes para la utilización flexible del espacio aéreo, deben adoptarse a través de un proceso conjunto civil-militar, por lo que resulta especialmente pertinente su ejercicio a través de este órgano colegiado. Estudio, que podrá ser genérico o específico para un área geográfica o tipo de operación determinado, tendrá en cuenta las características básicas de la aeronave o aeronaves a utilizar y sus equipos y sistemas.

4. Que se hayan realizado, con resultado satisfactorio, los vuelos de prueba que resulten necesarios para demostrar que la operación pretendida puede realizarse con seguridad.
5. Que se haya establecido un programa de mantenimiento de la aeronave, ajustado a las recomendaciones del fabricante.
6. Que la aeronave esté pilotada por control remoto por pilotos que cumplan los requisitos establecidos en esta disposición.
7. Se exigirá a los operadores de las aeronaves civiles pilotadas por control remoto, una póliza de seguro u otra garantía financiera que cubra la responsabilidad civil frente a terceros por daños que puedan surgir durante y por causa de la ejecución del vuelo, según los límites de cobertura que se establecen en el Real Decreto 37/2001, de 19 de enero, por el que se actualiza la cuantía de las indemnizaciones por daños previstas en la Ley 48/1960, de 21 de julio, de Navegación Aérea, para las aeronaves de peso inferior a 20 Kilogramos de peso máximo al despegue. Así mismo, para aquellas aeronaves cuyo peso sea superior a 20 Kilogramos de peso máximo al despegue será aplicable el límite de cobertura establecido en el Reglamento (CE) n.º 785/2004 del Parlamento Europeo y del Consejo de 21 de abril de 2004. Sobre los requisitos de seguro de las compañías aéreas y operadores aéreos.

8. Que se hayan adoptado las medidas adecuadas para proteger a la aeronave de actos de interferencia ilícita durante las operaciones, incluyendo la interferencia deliberada del enlace de radio y establecido los procedimientos necesarios para evitar el acceso de personal no autorizado a la estación de control y a la ubicación de almacenamiento de la aeronave.

9. Que se hayan adoptado las medidas adicionales necesarias para garantizar la seguridad de la operación y para la protección de las personas y bienes subyacentes.

10. Que la operación se realice a una distancia mínima de 8 km. respecto de cualquier aeropuerto o aeródromo o, para el caso de vuelos encuadrados en el apartado 3, letra a), si la infraestructura cuenta con procedimientos de vuelo instrumental, a una distancia mínima de 15 km. de su punto de referencia. En otro caso y para los supuestos contemplados en este número, que se hayan establecido los oportunos mecanismos de coordinación con dichos aeródromos o aeropuertos. La coordinación realizada deberá documentarse, estando obligado el operador a conservarla a disposición de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea.

Asimismo, podrán realizarse los siguientes tipos de vuelos por aeronaves civiles pilotadas por control remoto, de día y en condiciones meteorológicas visuales, en espacio aéreo no controlado, dentro del alcance visual del piloto, o, en otro caso, en una zona del espacio aéreo segregada al efecto y siempre en zonas fuera de aglomeraciones de edificios en ciudades, pueblos o lugares habitados o de reuniones de personas al aire libre:

a) Vuelos de prueba de producción y de mantenimiento, realizados por fabricantes u organizaciones dedicadas al mantenimiento.

b) Vuelos de demostración no abiertos al público, dirigidos a grupos cerrados de asistentes a un determinado evento o de clientes potenciales de un fabricante u operador.

c) Vuelos para programas de investigación, nacionales o europeos, en los que se trate de demostrar la viabilidad de realizar determinada actividad con aeronaves civiles pilotadas por control remoto.

d) Vuelos de desarrollo en los que se trate de poner a punto las técnicas y procedimientos para realizar una determinada actividad con aeronaves civiles pilotadas por control remoto previos a la puesta en producción de esa actividad.

- e) Vuelos de I+D realizados por fabricantes para el desarrollo de nuevos productos.
- f) Vuelos de prueba necesarios para demostrar de que las actividades solicitadas conforme al apartado 3 pueden realizarse con seguridad.

La realización de estos vuelos requerirá además, el cumplimiento de los requisitos establecidos en el apartado 3, letra d), números 1.º, 3.º, 6.º, 7.º, 8.º, 9.º y 10.º, y, además, establecer una zona de seguridad en relación con la zona de realización del vuelo.

En los casos en que la operación se vaya a realizar por un operador no sujeto a la supervisión de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, deberá disponer de la autorización de la autoridad aeronáutica del país de origen para la realización de la actividad de que se trate y acreditar ante la Agencia Estatal de Seguridad Aérea que los requisitos de aquella autoridad son al menos equivalentes a los establecidos en este apartado.

5. Los pilotos deberán acreditar los siguientes requisitos:

a) Ser titulares de cualquier licencia de piloto, incluyendo la licencia de piloto de ultraligero, emitida conforme a la normativa vigente, o haberlo sido en los últimos cinco años y no haber sido desposeídos de la misma en virtud de un procedimiento sancionador, o

b) Demostrar de forma fehaciente que disponen de los conocimientos teóricos necesarios para la obtención de cualquier licencia de piloto, incluyendo la licencia de piloto de ultraligero, o

c) Para las aeronaves de masa máxima al despegue no superior a 25 Kg., disponer:

1. Para volar dentro del alcance visual del piloto, de un certificado básico para el pilotaje de aeronaves civiles pilotadas por control remoto, emitido por una organización de formación aprobada, conforme al anexo VII del Reglamento (UE) n.º 1178/2011, de la Comisión, de 3 de noviembre de 2011, por el que se establecen requisitos técnicos y procedimientos administrativos relacionados con el personal de vuelo de la aviación civil, que acredite que dispone de los conocimientos teóricos adecuados en las materias de:

Normativa aeronáutica, Conocimiento general de las aeronaves (genérico y específico),

Performance de la aeronave, Meteorología, Navegación e interpretación de mapas,

Procedimientos operacionales, Comunicaciones y Factores humanos para aeronaves civiles pilotadas por control remoto.

2. Para volar más allá del alcance visual del piloto, de certificado avanzado para el pilotaje de aeronaves civiles pilotadas por control remoto, emitido por una organización de formación aprobada, conforme al anexo VII del Reglamento (UE) n.º 1178/2011, de la Comisión, que acredite además de los conocimientos teóricos señalados en el número 1.º, conocimientos de servicios de tránsito aéreo y comunicaciones avanzadas.

d) Además, en los supuestos previstos en las letras b) y c), deberán acreditar:

1.º Tener 18 años de edad cumplidos.

2.º Los pilotos que operen aeronaves de hasta 25 kilos de masa máxima al despegue deberán ser titulares, como mínimo, de un certificado médico que se ajuste a lo previsto en el apartado MED.B.095 del anexo IV, Parte MED, del Reglamento (UE) n.º 1178/2011, de la Comisión, de 3 de noviembre de 2011, por el que se establecen requisitos técnicos y procedimientos administrativos relacionados con el personal de vuelo de la aviación civil en virtud del Reglamento (CE) n.º 216/2008 del Parlamento Europeo y del Consejo, en relación a los certificados médicos para la licencia de piloto de aeronave ligera (LAPL).

3.º Los pilotos que operen aeronaves de una masa máxima al despegue superior a 25 kilos deberán ser titulares como mínimo de un certificado médico de Clase 2, que se ajuste a los requisitos establecidos por la Sección 2, de la Subparte B, d anexo IV, Parte MED, del Reglamento (UE) n.º 1178/2011, de la Comisión, emitido por un centro médico aeronáutico o un médico examinador aéreo autorizado.

e) Además, en todos los casos, deberán disponer de un documento que acredite que disponen de los conocimientos adecuados de la aeronave y sus sistemas, así como de su pilotaje, emitido bien por el operador, bien por el fabricante de la aeronave o una organización autorizada por éste, o bien por una organización de formación aprobada. En ningún caso dicho documento podrá haber sido emitido por el piloto para el que solicita la autorización.

6. El ejercicio de las actividades previstas en los apartados 3 y 4 por aeronaves cuya masa máxima al despegue sea igual o inferior a 25 Kg., estará sujeta a la comunicación a la

Agencia Estatal de Seguridad Aérea con una antelación mínima de cinco días al día del inicio de la operación. La comunicación previa deberá contener:

- a) Los datos identificativos del operador, de las aeronaves que vayan a utilizarse en la operación y de los pilotos que la realicen, así como las condiciones en que cada uno de ellos acredita los requisitos exigibles conforme al apartado 5.
- b) La descripción de la caracterización de dichas aeronaves, incluyendo la definición de su configuración, características y prestaciones.
- c) El tipo de trabajos técnicos o científicos que se vayan a desarrollar o, en otro caso, los vuelos que se vayan a realizar y sus perfiles, así como de las características de la operación.
- d) Las condiciones o limitaciones que se va a aplicar a la operación o vuelo para garantizar la seguridad. Junto a la comunicación previa, el operador deberá presentar una declaración responsable en el que manifieste, bajo su responsabilidad, que cumple con cada uno de los requisitos exigibles conforme a lo previsto en esta disposición para la realización de las actividades u operaciones comunicadas, que dispone de la documentación que así lo acredita y que mantendrá el cumplimiento de dichos requisitos en el período de tiempo inherente a la realización de la actividad. Además de esta declaración responsable el operador deberá presentar el Manual de operaciones, el estudio aeronáutico de seguridad y la documentación acreditativa de tener suscrito el seguro obligatorio exigidos, respectivamente, por el apartado 3, letra d), números 2.º, 3.º y 7.º, y apartado 4. Cuando la comunicación previa se refiera a las operaciones previstas en el apartado 3, deberá presentarse junto a esta documentación el programa de mantenimiento y acreditación de la realización de los vuelos de prueba con resultado satisfactorio a que se refieren los números 4.º y 5.º de la letra d) de dicho apartado.

Cualquier modificación de la comunicación deberá ser comunicada a la Agencia

Estatal de Seguridad Aérea con una antelación mínima de 5 días al día de la implementación de la modificación, presentando actualizada la declaración responsable y, en su caso, la documentación acreditativa complementaria prevista en este apartado.

La Agencia Estatal de Seguridad Aérea está obligada a emitir un acuse de recibo en el plazo de 5 días a contar desde el día de recepción de la documentación en el que, como

mínimo, figuren las actividades para cuyo ejercicio queda habilitado por la comunicación o su modificación.

7. El ejercicio de las actividades previstas en los apartados 3 y 4 por aeronaves cuya masa máxima al despegue exceda de 25 Kg. así como cualquier modificación en las condiciones de ejercicio de dichas actividades o de los requisitos acreditados, estará sujeta a la previa autorización de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, conforme a lo previsto en este apartado.

La solicitud de autorización y sus modificaciones tendrá el contenido mínimo previsto para la comunicación previa en el apartado anterior y junto a ella deberá presentarse la declaración responsable y documentación complementaria exigida en dicho apartado.

8. La comunicación previa o autorización de la realización de los trabajos técnicos o científicos previstos en el apartado 3, y sus modificaciones habilita para el ejercicio de la actividad por tiempo indefinido, en el caso de las operaciones sujetas a comunicación previa una vez transcurrido el plazo de cinco días a que se refiere el apartado 6, con sujeción, en todo caso, al cumplimiento de los requisitos exigidos y en tanto se mantenga su cumplimiento.

La comunicación previa o autorización de la realización de los vuelos previstos en el apartado 4, y sus modificaciones habilita exclusivamente para la realización de aquellos vuelos que, según sea el caso, se hayan autorizado o comunicado con la antelación prevista en el apartado 6 y con sujeción, en todo caso, al cumplimiento de los requisitos exigidos y en tanto se mantenga su cumplimiento.

Los operadores habilitados conforme a lo previsto en esta disposición para el ejercicio de las actividades aéreas a que se refiere el apartado 3, podrán realizar, bajo su responsabilidad, vuelos que no se ajusten a las condiciones y limitaciones previstas en los apartados 3 y 4 en situaciones de grave riesgo, catástrofe o calamidad pública, así como para la protección y socorro de personas y bienes en los casos en que dichas situaciones se produzcan, cuando les sea requerido por las autoridades responsables de la gestión de dichas situaciones.

9. Reglamentariamente se establecerá el régimen jurídico a que queda sujeta la operación e aeronaves civiles pilotadas por control remoto, en otros supuestos distintos de los contemplados en este real decreto-ley

10. Por resolución del Director de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea se podrán establecer los medios aceptables de cumplimiento cuya observancia acredita el cumplimiento de los requisitos establecidos en esta disposición.

Sección 7.^a Otras reformas en materia de navegación y seguridad aérea

Artículo 51.

Modificación de la Ley 48/1960, de 21 de julio, sobre Navegación Aérea.

La Ley 48/1960, de 21 de julio, sobre Navegación Aérea queda modificada de la siguiente manera:

Uno.

El artículo 11 queda redactado como sigue:

«Artículo once.

Se entiende por aeronave:

a)

Toda construcción apta para el transporte de personas o cosas capaz de moverse en la atmósfera merced a las reacciones del aire, sea o no más ligera que éste y tenga o no órganos motopropulsores.

b)

Cualquier máquina pilotada por control remoto que pueda sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.»

Dos.

El artículo 150 queda redactado de la siguiente manera:

«Artículo ciento cincuenta.

1.

Las aeronaves de transporte privado de Empresas, las de Escuelas de Aviación, las dedicadas a trabajos técnicos o científicos y las de turismo y las deportivas, quedarán

sujetas a las disposiciones de esta Ley, en cuanto les sean aplicables, con las excepciones que a continuación se expresan:

Primera.

No podrán realizar ningún servicio público de transporte aéreo de personas o de cosas, con o sin remuneración.

Segunda.

Podrán utilizar terrenos diferentes de los aeródromos oficialmente abiertos al tráfico, previa autorización de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea.

2.

Las aeronaves civiles pilotadas por control remoto, cualesquiera que sean las finalidades a las que se destinen excepto las que sean utilizadas exclusivamente con fines recreativos o deportivos, quedarán sujetas asimismo a lo establecido en esta Ley y en sus normas de desarrollo, en cuanto les sean aplicables. Estas aeronaves no estarán obligadas a utilizar infraestructuras aeroportuarias autorizadas, salvo en los supuestos en los que así se determine expresamente en su normativa específica.»

Tres.

El párrafo primero del artículo 151 queda redactado como sigue:

«Las actividades aéreas que se realicen a los fines del artículo anterior, excepto las de turismo y las deportivas, requerirán la comunicación previa a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea o su autorización, a efectos de mantener la seguridad en las operaciones aeronáuticas y de terceros, en los casos en que la naturaleza de estas operaciones, el entorno o circunstancias en que se realizan supongan riesgos especiales para cualquiera de ellos, y estarán sometidas a su inspección en los términos establecidos por la legislación vigente.»

Cuatro.

Se adiciona una nueva disposición transitoria tercera del siguiente tenor:

«Disposición transitoria tercera.

Régimen transitorio en materia de autorizaciones.

En tanto no sea de aplicación la normativa específica que regule la comunicación previa prevista en el artículo 151, será exigible la previa autorización de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea para el ejercicio de las actividades previstas en dicho precepto.»[el art. 50 de este RDL es la normativa específica para las aeronaves pilotadas por control remoto].

Disposición final primera.

Título competencial.

1.

La nueva redacción dada a los apartados 1, 2, y 3 del artículo 6 de la Ley 7/1996, de 15 de enero, se dicta al amparo de lo dispuesto en el artículo 149.1.13.^a de la Constitución, que atribuye al Estado la competencia exclusiva sobre «bases y coordinación de la planificación general de la actividad económica».

2.

La nueva redacción dada a los apartados 4 y 5 del artículo 6 se dicta al amparo de lo dispuesto en el artículo 149.1.18.^a de la Constitución, que atribuye al Estado la competencia exclusiva sobre «procedimiento administrativo común» y al amparo de lo dispuesto en el artículo 149.1.13.^a de la Constitución, que atribuye al Estado la competencia exclusiva sobre «bases y coordinación de la planificación general de la actividad económica».

3.

El artículo 5 de este real decreto-ley se dicta al amparo del artículo 149.1.13.^a de la Constitución que atribuye al Estado la competencia sobre las «bases y coordinación de la planificación general de la actividad económica».

4.

Lo previsto en el capítulo I y II del título II de este real decreto-ley se dicta en el ejercicio de las competencias estatales exclusivas en materia de aeropuertos de interés general,

control del espacio aéreo, tránsito y transporte aéreo, sobre marina mercante y puertos de interés general, de conformidad con el artículo 149.1.20.^a de la Constitución.

No obstante:

a)

La modificación del Real Decreto-ley 11/2012, de 30 de marzo, y de las modificaciones que afectan a la Ley 3/2013, de 4 de junio, de creación de la Comisión Nacional de los Mercados y la Competencia, se dictan en el ejercicio de las competencias estatales exclusivas en materia de bases y coordinación de la planificación general de la actividad económica, de conformidad con el artículo 149.1.13.^a de la Constitución.

b)

La modificación de la Ley del Sector Ferroviario se dicta en el ejercicio de las competencias estatales exclusivas en materia de ferrocarriles y transportes terrestres que discurren por el territorio de más de una Comunidad Autónoma, de conformidad con el artículo 149.1.21.^a de la Constitución.

5.

El título IV se dicta al amparo del artículo 149.1.13.^a y 25.^a de la Constitución, que atribuyen al Estado competencia exclusiva en materia de bases y coordinación de la planificación general de la actividad económica y bases del régimen energético y minero, respectivamente.

6.

Lo previsto en el Título IV se dicta al amparo de lo establecido en el artículo 149.1.7.^a,

13.^a y 17.^a de la Constitución, que atribuye al Estado la competencia exclusiva sobre las materias de legislación laboral, sin perjuicio de su ejecución por los órganos de las comunidades autónomas; sobre las bases y coordinación de la planificación general de la actividad económica; y de legislación básica y régimen económico de la Seguridad Social, sin perjuicio de la ejecución de sus servicios por las comunidades autónomas.

7.

Las disposiciones adicionales 19 a 24 del presente Real Decreto-ley se dictan al amparo del artículo 149.1.8.^a de la Constitución Española que atribuye al Estado la competencia exclusiva en materia de ordenación de los registros e instrumentos públicos.

8.

Las disposiciones adicionales 1 a 8 se dictan al amparo del artículo 149.1.4.^a de la Constitución Española, que atribuye al Estado la competencia exclusiva en materia de Defensa y Fuerzas Armadas.

Disposición final segunda.

Habilitación normativa.

1.

Se habilita al Gobierno y a los titulares de todos los departamentos ministeriales, en el ámbito de sus respectivas competencias, para dictar las disposiciones y adoptar las medidas necesarias para el desarrollo y ejecución de lo dispuesto en este real decreto-ley.

2.

El Gobierno determinará reglamentariamente el régimen jurídico aplicable a las aeronaves civiles pilotadas por control remoto, así como a las operaciones y actividades realizadas por ellas.

A la entrada en vigor de la referida norma reglamentaria quedará sin vigencia el contenido del artículo 50.

3.

Se habilita al Gobierno a aprobar un real decreto que será de aplicación en todo el territorio español en el que se establezca un procedimiento para la gestión de los derechos mineros que resulten afectados por el cambio del sistema geodésico de referencia aprobado mediante este real decreto-ley.

4.

Se faculta al titular de la Dirección General del Ministerio de Empleo y Seguridad Social que tenga atribuidas las competencias para la administración del Fondo Social Europeo,

al objeto de dictar, en el ámbito de sus competencias, cuantas disposiciones sean necesarias para la aplicación de lo dispuesto en este real decreto-ley, así como para la habilitación de los formularios y modelos necesarios para su desarrollo.

5.

La Agencia Estatal de Seguridad Aérea y la Dirección General de Aviación Civil podrán dictar, en el ámbito de sus respectivas competencias, cuantas resoluciones sean necesarias para la aplicación de este real decreto-ley, así como medios aceptables de cumplimiento, material guía o cualquier otra resolución que facilite su cumplimiento.

6.

Se habilita al Gobierno a aprobar por real decreto, de aplicación en todo el territorio español, un procedimiento para la gestión de los derechos mineros y de los derechos del dominio público de hidrocarburos que resulten afectados por el cambio del sistema geodésico de referencia aprobado por Real Decreto 1071/2007, de 27 de julio.

7.

Se autoriza al Gobierno para que, mediante real decreto, establezca la obligación de contabilización de consumos de calor, frío y agua caliente sanitaria, en edificios existentes derivada de la transposición de la Directiva 2012/27/UE del Parlamento Europeo y del Consejo de 25 de octubre de 2012, relativa a la eficiencia energética, relativa a la eficiencia energética, por la que se modifican las Directivas 2009/125/CE y 2010/30/UE, y por la que se derogan las Directivas 2004/8/CE y 2006/32/CE.

Disposición final tercera.

Incorporación de derecho comunitario.

Mediante el capítulo IV del título V se incorpora parcialmente al derecho español la Directiva 2012/27/UE del Parlamento Europeo y del Consejo, de 25 de octubre de 2012, relativa a la eficiencia energética, por la que se modifican las Directivas 2009/125/CE y 2010/30/UE, y por la que se derogan las Directivas 2004/8/CE y 2006/32/CE.

Disposición final cuarta.

Modificación de disposiciones reglamentarias.

1.

Las determinaciones incluidas en normas reglamentarias que son objeto de modificación por este real decreto-ley podrán ser modificadas por normas del rango reglamentario correspondiente a la norma en que figuran.

2.

Asimismo, se habilita al Gobierno a modificar los artículos 28 y 29 y los anexos X (metodología de cálculo de la retribución de la actividad de distribución) y XI (Metodología de cálculo de la retribución de las actividades de transporte, regasificación y almacenamiento básico) del presente real decreto-ley y al Ministro de Industria, Energía y Turismo a desarrollar el contenido de todos los anteriores.

Disposición final quinta.

Entrada en vigor.

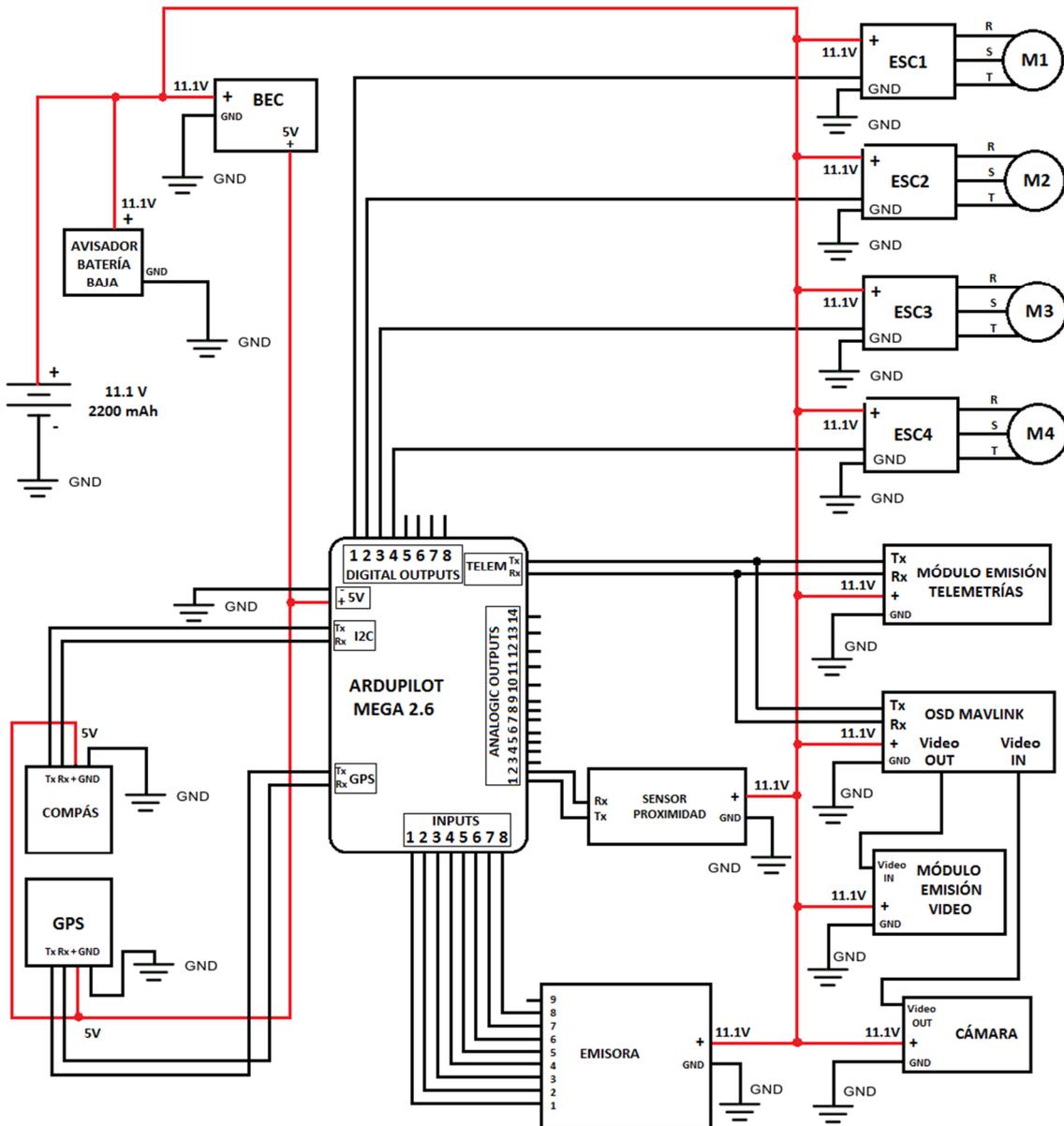
1.

El presente real decreto-ley entrará en vigor el día de su publicación en el «Boletín Oficial del Estado».

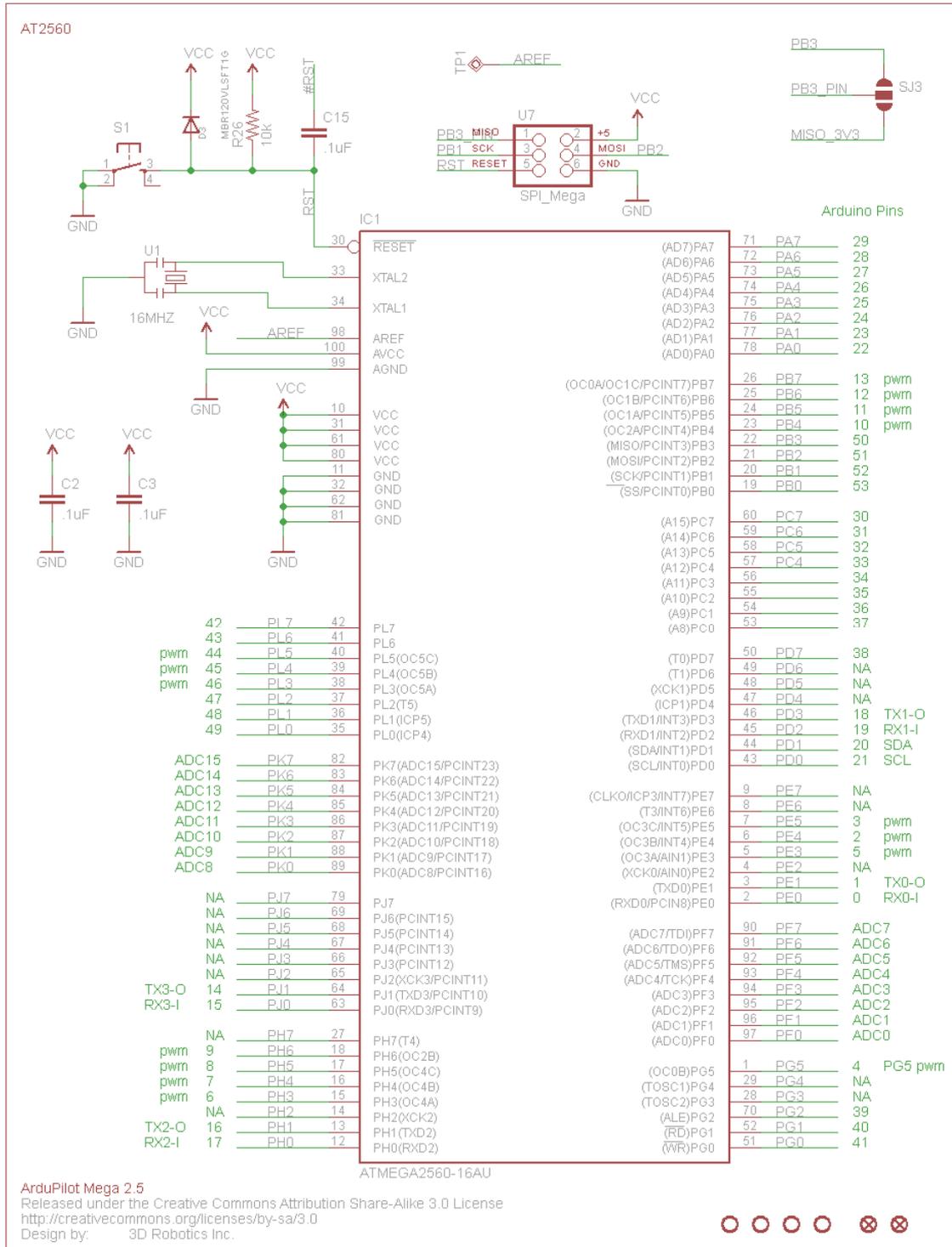
2.

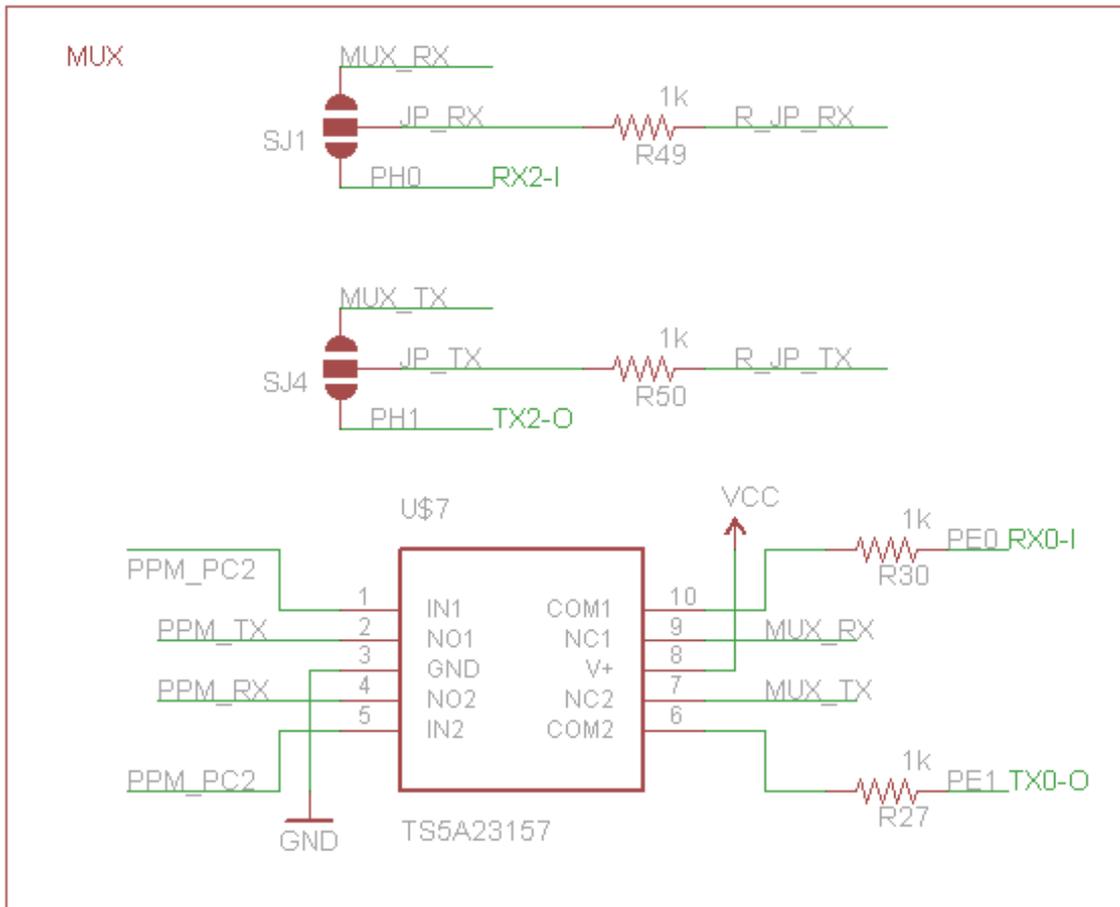
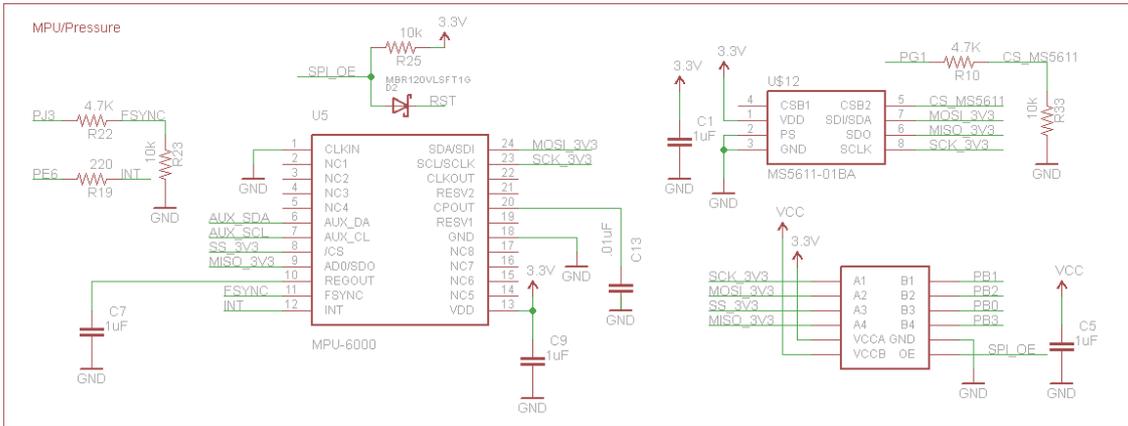
Los artículos 92, 98 y 100 de la Ley 21/2003, de 7 de julio, conservarán su eficacia hasta la fecha de aplicación del primer Documento de Regulación Aeroportuaria (DORA), a cuyo efecto dicha fecha se publicará en el «Boletín Oficial del Estado» por resolución del Secretario de Estado de Infraestructuras, Transporte y Vivienda.

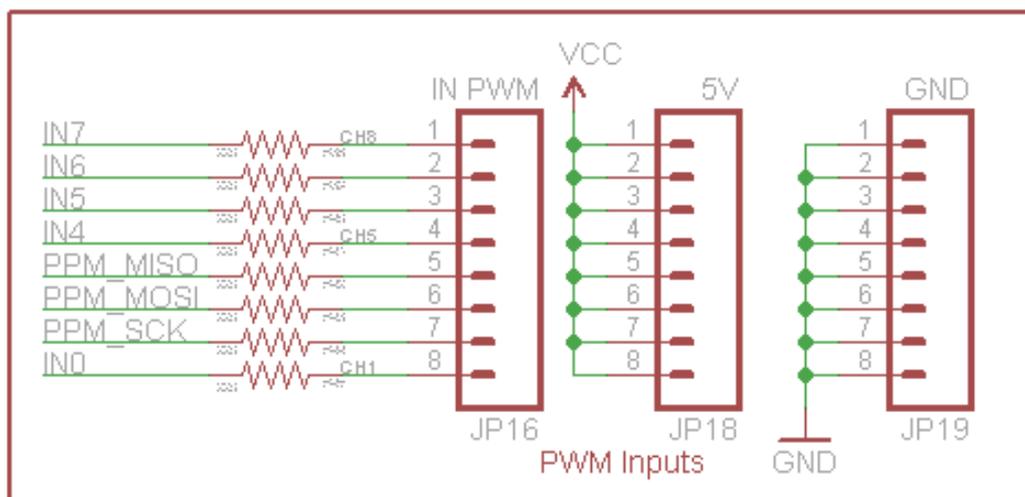
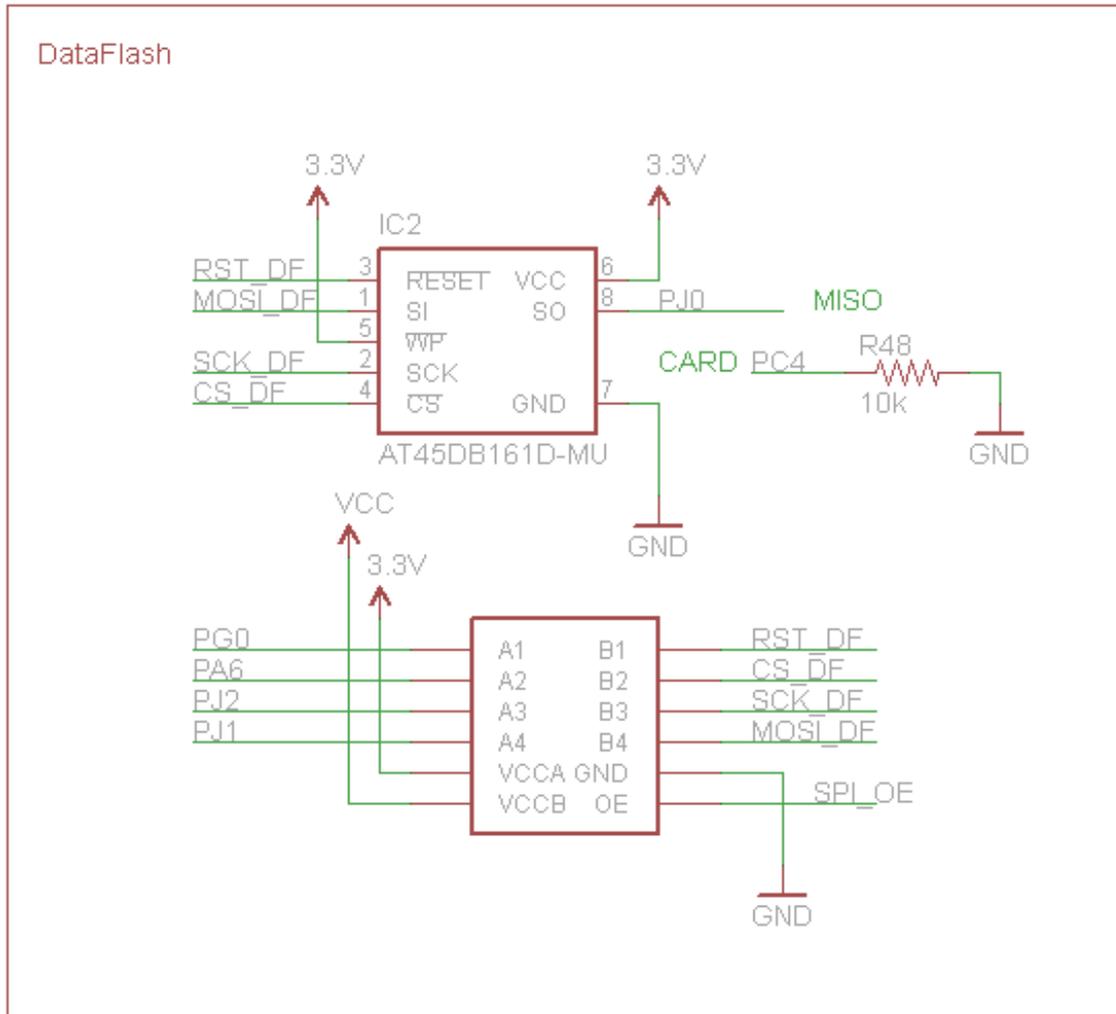
ANEXO II. ESQUEMA ELÉCTRICO DEL CUADRICÓPTERO

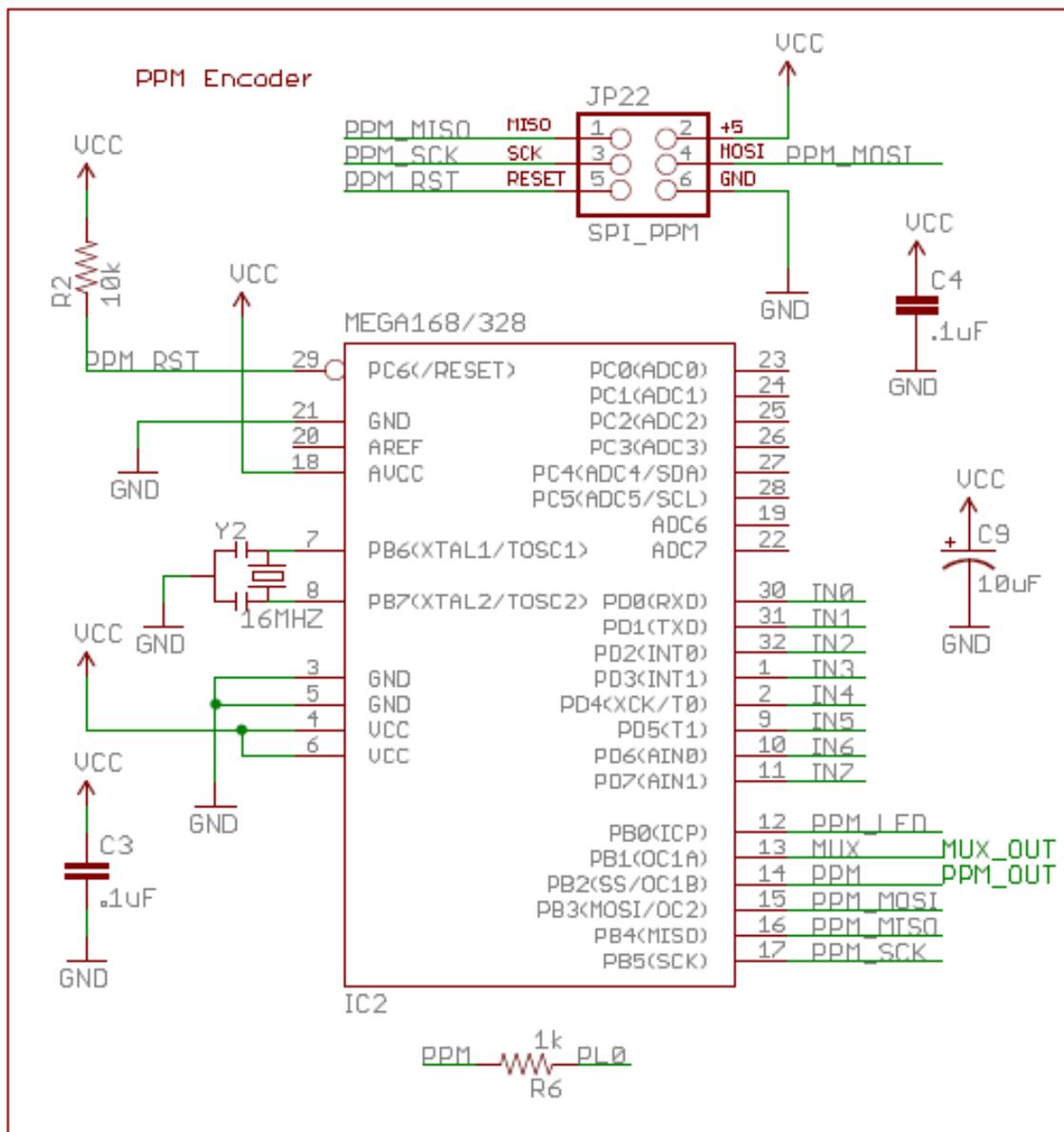
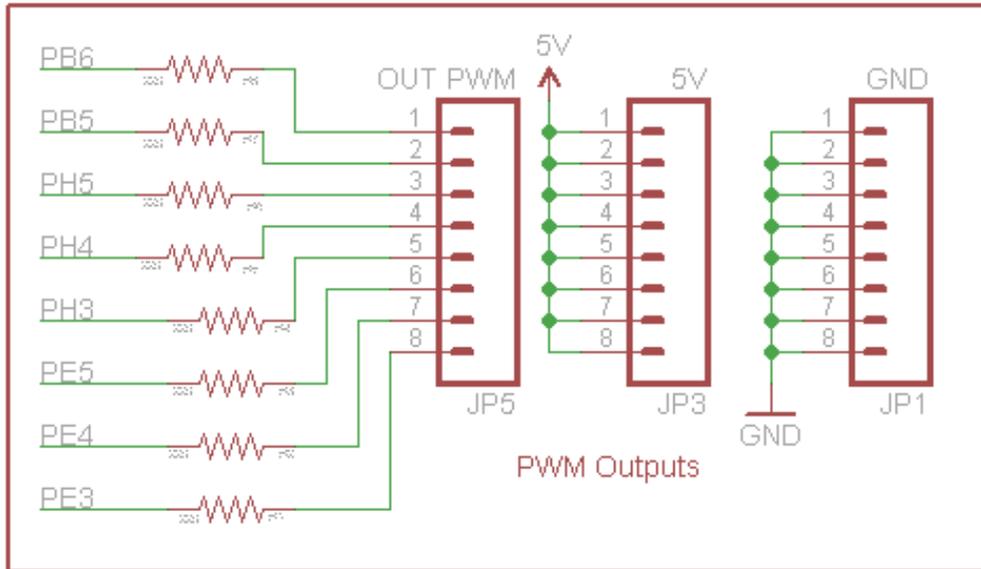


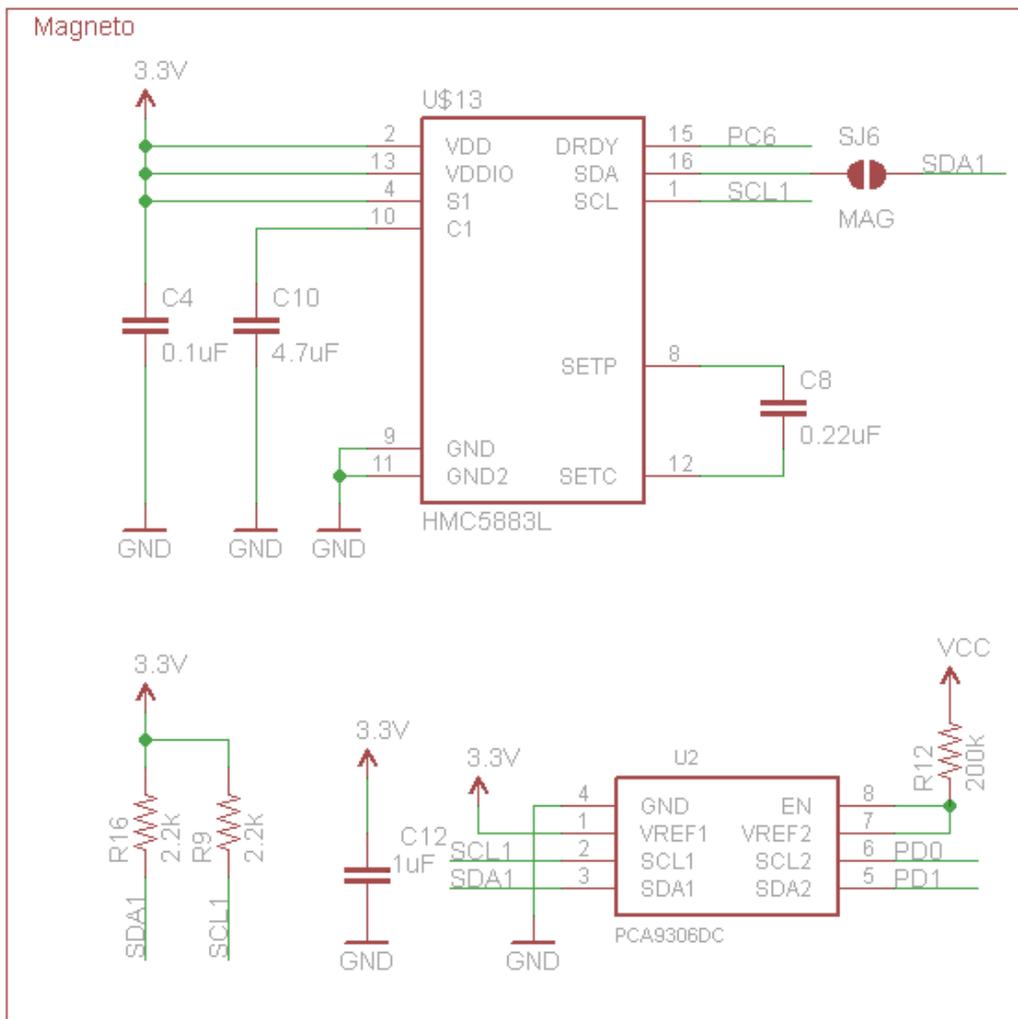
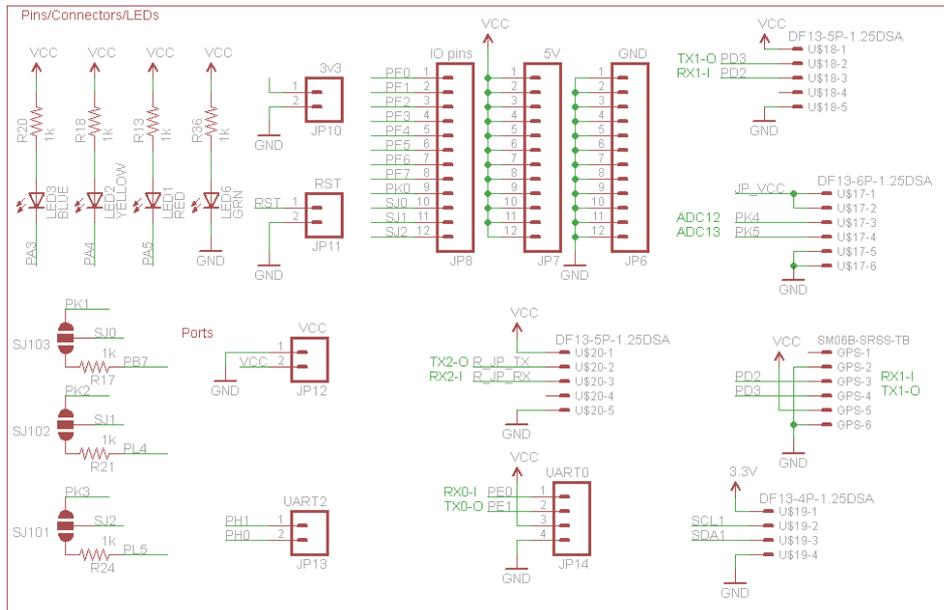
ANEXO III. ESQUEMA ELECTRICO DE ARDUPILOT MEGA

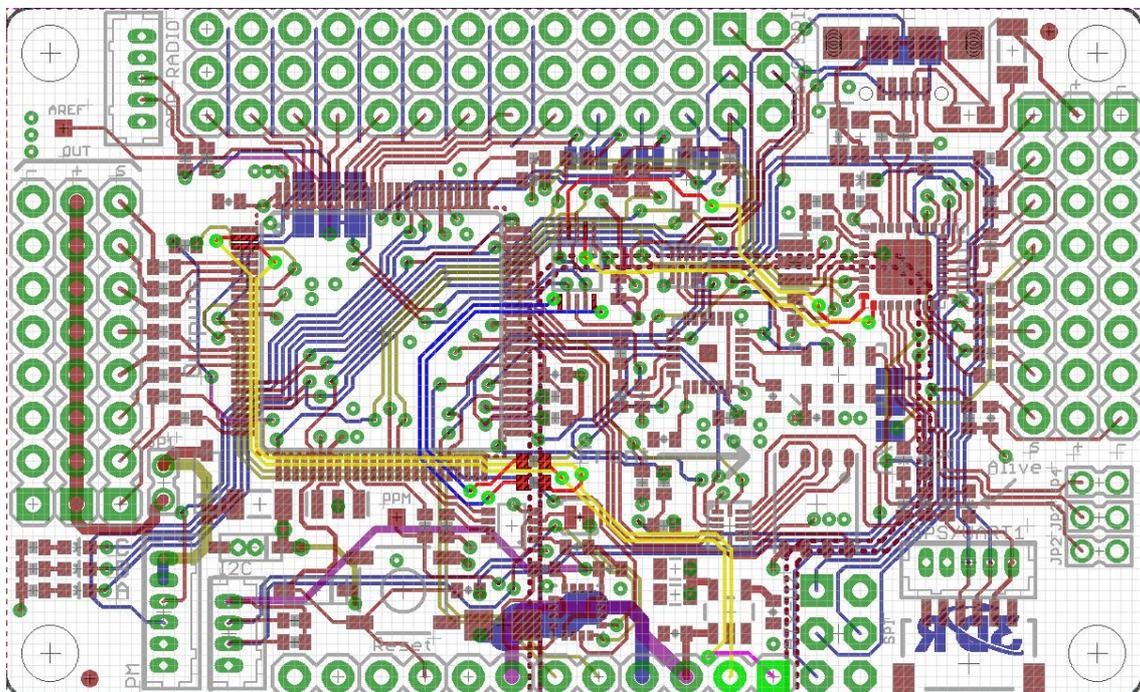
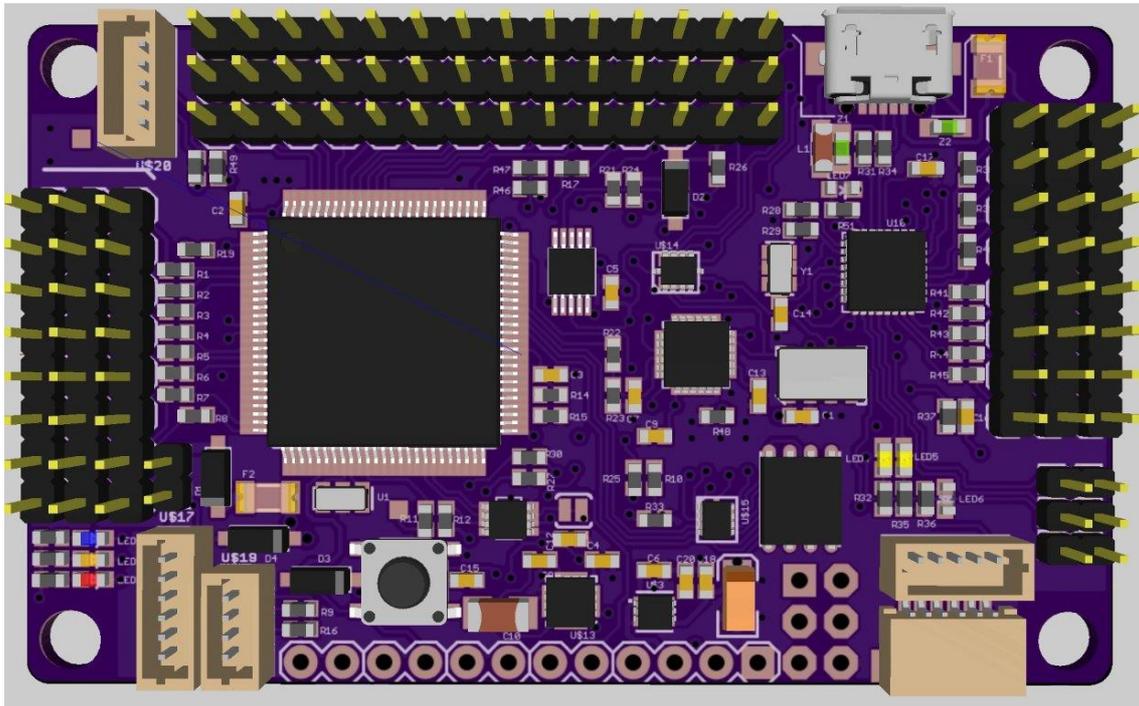


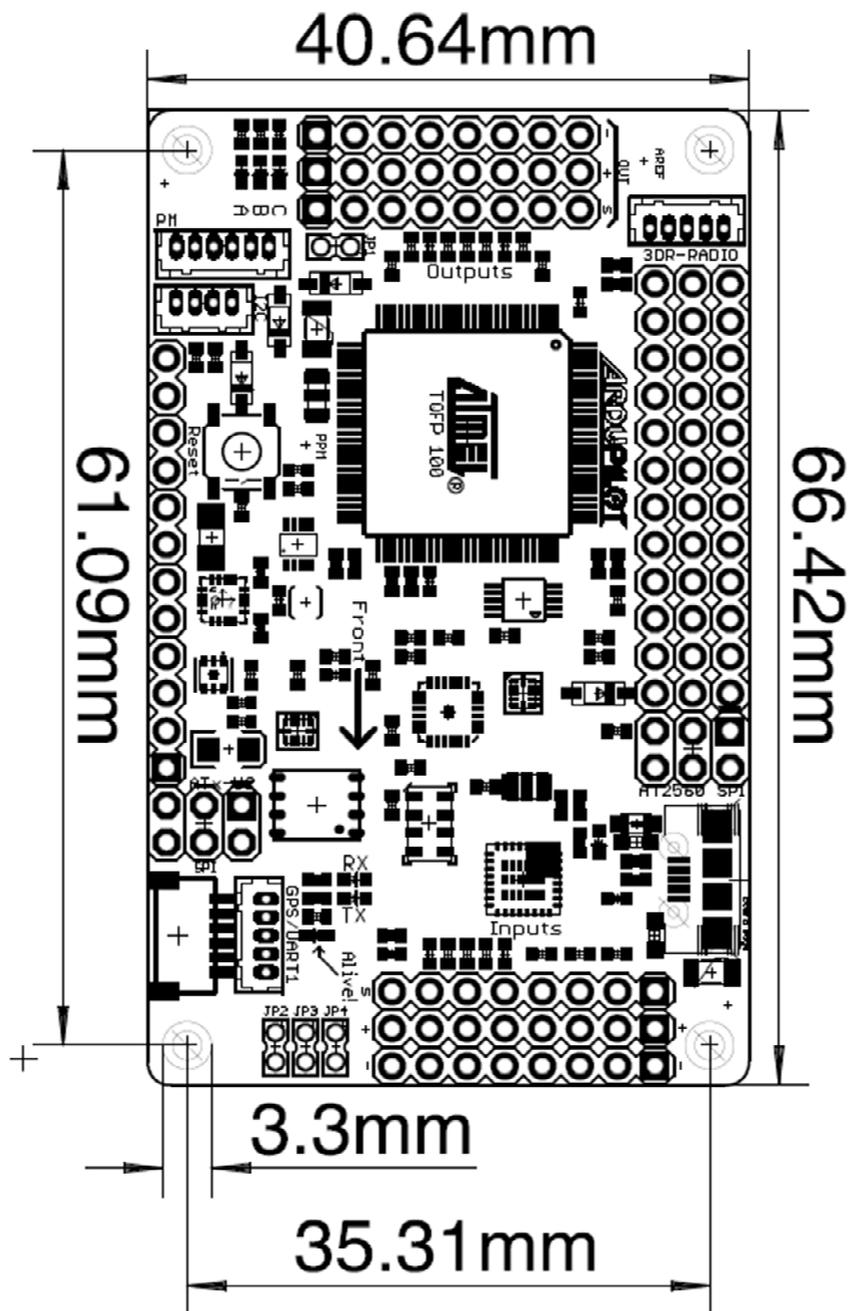












BIBLIOGRAFÍA

- [1] Sanz, J. (2015). *Historias de la historia*.
<http://historiasdelahistoria.com/2015/01/30/el-google-maps-columbino>
- [2] *Drone, historia de un arma de altos vuelos*. (2012)
<http://actualidad.rt.com/actualidad/view/80396-vehiculos-aereos-tripulados-hitos-historicos>
- [3] Blázquez, S. (2014) *El negocio de los drones gana espacio*.
http://economia.elpais.com/economia/2014/11/06/actualidad/1415268775_861915.html
- [4] García, J. M. (2010). UAVs, clasificación, tendencias y normativa de espacio aéreo. *ITAVIA, publicación del Colegio y Asociación de Ingenieros técnicos Aeronáuticos de España*.
- [5] Renau, J. (2009) *Clasificación UAV según la OTAN*. <http://apeironuav.org/?p=205>
- [6] Guerrero, F., & Menéndez, O. (2013). *PFC. Modelación, simulación y control de sistemas aéreos no tripulados utilizando ingeniería artificial*. Quito: Escuela Politécnica Nacional.
- [7] CASTILLO, P., LOZANO, R., & DZUL, A. (2006). *Modelling and Control of Mini-Flying Machines*. Springer.
- [8] FOSSEN, T. I. (Enero 2011). *Mathematical models for control of aircraft and satellites*.
- [9] Romero, L. (2014). *PFC. Diseño y construcción de un módulo de control PDI para la estabilización de un cuadricóptero*. Quito: Escuela Politécnica Nacional.
- [10] Lectures, M. M. (2009). *Kinematics of moving Frames*.
- [11] Barcala, M. R. *Helicópteros. Aerodinámica del rotor*. UPM.
- [12] U.Hald, M. H. (2005). *Autonomous Helicopter - Modelling and control*. Aalborg University.
- [13] Bresciani, T. (2008). *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Lund University.

- [14] Ogata, K. (2003). *Ingeniería de Control Moderna*. Pearson Educación.
- [15] Aran. www.cochesrc.com.
- [16] Dedalo. <http://tallerdedalo.es/web/ESC>.
- [17] García, J. R. (2014). Los ESC y los BEC en el aeromodelismo. *Nitro y Litio*.
- [18] Wikipedia. https://es.wikipedia.org/wiki/Bater%C3%ADa_el%C3%A9ctrica.
- [19] Aran. (2012). <http://www.cochesrc.com/conceptos-basicos-baterias-lipo-tension-capacidad-descarga-y-conexion-de-elementos-a2627.html>.
- [20] Ruiz Gutiérrez, J. M. (2008). *Manual de Programación Arduino*. Autoedición.
- [21] DIY Electronics. *Ardupilot*. <http://ardupilot.com/>
- [22] Wikipedia. https://es.wikipedia.org/wiki/Sistema_de_posicionamiento_global.
- [23] Carreras, D. (Diciembre 2015) *FPV. Y eso ¿qué es?* <http://dronesdecarreras.com/fpv-y-eso-que-es-1era-parte/>
- [24] Wikipedia. https://es.wikipedia.org/wiki/Emisora_radiocontrol.
- [25] *MAVLink official page*. <http://pixhawk.ethz.ch/mavlink/>
- [26] robotics, E. (2014). *Erle robotics gitbook: A small-size Linux computer for making drones*. GitBook.
- [27] Inc., T. M. (1996). *The Student Edition of SimuLink*. Prentice Hall.
- [28] Aström, K. (2013). *Computer Controlled Systems*. Prentice Hall.
- [29] Aström, K. (1995). *Automatic Tuning of PID Regulators*. Instrument Society of America.