

UNIVERSIDAD NACIONAL DEL CALLAO
FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA
ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA



**DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UNA
ESTACIÓN DE RECARGA AUTÓNOMA PARA UN
VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO PARA EL
MONITOREO DE VOLCANES**

**TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO PROFESIONAL DE
INGENIERO ELECTRÓNICO**

ALESSANDRO MORALES SARAVIA

Asesor: MSc. Armando Cruz Ramírez

Co-asesor: Dr. Danny Scipión Castillo

Callao, Febrero del 2017

PERÚ

DEDICATORIA

A mis padres, por creer en mí.

A mi abuelo Pepe, por todas sus enseñanzas.

Agradecimientos

El presente trabajo de investigación fue realizado con apoyo del programa Innóvate Perú, al cual agradezco y resalto la gran importancia de que se continúe destinando fondos para realizar trabajos de investigación que contribuyan al desarrollo científico y tecnológico del país.

De igual manera agradezco al Radio Observatorio de Jicamarca, sede científica del Instituto Geofísico del Perú, donde me brindaron todas las facilidades para realizar la documentación, pruebas y desarrollo de la tesis. Cabe resaltar que el ambiente colaborativo y de alto nivel profesional que se encuentra aquí, sirvió de motivación en todo momento.

Agradezco al MSc. Armando Cruz¹, asesor de este trabajo, por revisar continuamente cada uno de los avances y proporcionar las sugerencias pertinentes. Asimismo, agradezco a la Escuela Profesional de Ingeniería Electrónica de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica de la Universidad Nacional del Callao, por haber contribuido con mi formación profesional y posibilitar el desarrollo de esta investigación.

Agradezco al Dr. Danny Scipión², co-asesor de este trabajo, por su constante apoyo y riguroso análisis en cada una de las etapas de la investigación. Enfatizo, de igual manera, su gran sentido innovador al proponer métodos audaces que facilitaron la ejecución de las tareas programadas.

¹Docente en el área de circuitos, mediciones e instalaciones electrónicas en la Escuela Profesional de Ingeniería Electrónica de la Universidad Nacional del Callao.

²Doctor en Ingeniería Eléctrica y Computación por la Universidad de Oklahoma e investigador científico en el Radio Observatorio de Jicamarca.

También agradezco al personal del área de investigación, desarrollo e innovación (IDi) del Radio Observatorio de Jicamarca, por ser fuente de numerosos aportes tanto en conocimientos como en ayuda técnica para la implementación del sistema. Sin su colaboración no hubiese sido posible el desarrollo de una parte primordial del trabajo.

Agradezco al Dr. Orlando Macedo, director del Observatorio Vulcanológico del Sur, por su gentil disposición en las dos visitas al observatorio, así como en la campaña ejecutada en el volcán Ubinas. Igualmente, gracias al Ing. Carlos Saito del Grupo de Investigación de Sistemas Aéreos No Tripulados de la PUCP, por su colaboración y cooperación en los aspectos relacionados al funcionamiento del dron utilizado para las pruebas.

Finalmente, agradezco a cada una de las personas que contribuyeron espiritual y emocionalmente durante el desarrollo de este trabajo, como es el caso de mis padres, familiares y personas especiales. En ese sentido, agradezco a Dios por brindarme la paciencia y perseverancia para culminar con este trabajo.

Índice

Lista de figuras	5
Lista de cuadros	12
Resumen	14
Abstract	15
Introducción	16
I. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	18
1.1. Determinación del problema	18
1.2. Formulación del problema	21
1.3. Objetivos de la investigación	22
1.4. Justificación	23
II. MARCO TEÓRICO	25
2.1. Antecedentes del estudio	25
2.1.1. Carga mediante acoplamiento magnético	25
2.1.2. Carga láser	29

2.1.3. Cambio/Recarga de baterías	32
2.1.4. Carga usando pad conductor	35
2.2. El cuadricóptero	37
2.2.1. Elementos de un cuadricóptero	37
2.2.2. Motor sin escobillas	39
2.2.3. Baterías LiPo	43
2.2.4. Cargador LiPo	45
2.2.5. El cuadricóptero del proyecto	46
2.3. La misión	55
2.3.1. El volcán Ubinas	56
2.3.2. Monitoreo de volcanes en el Perú	57
2.3.3. Monitoreo de volcanes usando UAVs	60
2.3.4. Vuelo de un aeroplano sobre el volcán Ubinas	62
III. VARIABLES E HIPÓTESIS	68
3.1. Variables de la investigación	68
3.1.1. Variable independiente	68
3.1.2. Variable dependiente	69
3.2. Operacionalización de las variables	69
3.3. Hipótesis	69
3.3.1. Hipótesis general	69
3.3.2. Hipótesis específicas	70
IV. METODOLOGÍA	72

4.1. Tipo de investigación	72
4.2. Diseño de la investigación	72
4.3. Técnicas e instrumentos	73
4.4. Requerimientos del sistema	75
4.5. Elección según antecedentes	79
4.6. Diseño e implementación del sistema	80
4.6.1. Alimentación del sistema de recarga	81
4.6.2. Sistema de recarga en tierra	93
4.6.3. Sistema de recarga a bordo	109
4.7. Integración del sistema	116
V. RESULTADOS	119
6.1. Autonomía energética	120
6.2. Precisión en el aterrizaje	120
6.3. Tiempo de recarga	121
6.4. Respuesta del sistema de control	121
6.5. Monitoreo de recarga	122
VI. DISCUSIÓN	124
7.1. Comparación de resultados	124
7.2. Conclusiones y recomendaciones	126
Referencias Bibliográficas	128
Anexo A. Matriz de consistencia	138

Anexo B.	Análisis de campo	140
Anexo C.	Código de prueba	155
Anexo D.	Código del sistema de control	158
Anexo E.	Diagrama esquemático	161
Anexo F.	Costo de implementación	163

Lista de figuras

Figura 2.1	UAV en vuelo transmitiendo potencia inalámbrica mediante bobinas resonantes para recargar un sensor en tierra. La transmisión se visualiza mediante el encendido de un LED.	26
Figura 2.2	Esquema de transmisión de potencia inalámbrica con bobinas resonantes desde un cuadricóptero hacia una carga (Load).	27
Figura 2.3	Esquema que muestra los elementos del sistema de transmisión de potencia inalámbrica a un UAV usando un haz de luz (láser).	29
Figura 2.4	Arreglo de diodos láser tipo NIR de 2.3 kW para aplicaciones de corto alcance que produce longitudes de onda de 808 nm.	30
Figura 2.5	Transmisor láser usado por LaserMotive para mantener al dron Stalker en vuelo por 48 horas. En la parte inferior derecha se ubica el arreglo de diodos NIR.	31
Figura 2.6	Estación de cambio y carga de baterías para un cuadricóptero mediante el uso de una plataforma electromecánica autónoma.	33
Figura 2.7	Estructura que permite el intercambio autónomo	

	de baterías gastadas por baterías cargadas entre el cuadricóptero y la estación.	34
Figura 2.8	Estación de recarga Charging Pad de la marca Skysense que permite la carga de baterías con tan solo aterrizar el dron en el pad conductor.	36
Figura 2.9	Armazón del cuadricóptero, adaptado del modelo T960 de la marca Helipal.	39
Figura 2.10	U8 Pro: Motor de la marca Tiger Motor (T-Motor) de 135 KV para uso profesional.	40
Figura 2.11	Batería LiPo de la marca MaxAmps de 22.2 V (6S), 16000 mAh, 20C de descarga y 5C de carga.	44
Figura 2.12	Cargador LiPo de 1000 W de la marca Thunder Power.	45
Figura 2.13	Imágenes para comparar las diferencias en las características de vuelo de dos clases de drones.	56
Figura 2.14	Imágenes para esbozar la descripción de un volcán.	57
Figura 2.15	Las estaciones sísmicas UB1-UB4 sirven para el monitoreo de la actividad del volcán Ubinas a través de la técnica de sismología volcánica.	58
Figura 2.16	Registro fotográfico de la explosión del volcán Ubinas ocurrida el 15 de enero del 2016. En estas imágenes se observa que la columna de cenizas se eleva desde los 300 m hasta los 3000 m en un intervalo de 8 minutos.	59
Figura 2.17	Personal del IGP, muy cerca del cráter del volcán Ubinas, en su labor de inspección y monitoreo.	60

Figura 2.18	Trayectoria de vuelo en el volcán Turrialba. Comienza en los 2700 m.s.n.m. (8900 ft ASL) y llega hasta los 3800 m.s.n.m. (12500 ft ASL).	62
Figura 2.19	Aeroplano utilizado en la primera prueba de vuelo realizada en el volcán Ubinas.	63
Figura 2.20	Despegue del aeroplano con apoyo de Carlos Saito (Grupo de Investigación de Sistemas Aéreos No Tripulados (GI-SANT)).	64
Figura 2.21	Representación gráfica de la trayectoria de vuelo en el volcán Ubinas usando los datos del GPS almacenados en el autopiloto del aeroplano.	65
Figura 2.22	Vista lateral de la trayectoria de vuelo en el volcán Ubinas. Comienza en los 4525 m.s.n.m. y llega hasta los 5806 m.s.n.m. (~ 200 m por encima del cráter).	66
Figura 2.23	Gráfica de la altura recorrida por el aeroplano en función del tiempo (UTC)	66
Figura 2.24	Vista superior de la trayectoria de vuelo en el volcán Ubinas. Comienza en los 4525 m.s.n.m. y llega hasta los 5806 m.s.n.m. (~ 200 m por encima del cráter).	67
Figura 2.25	Captura fotográfica del cráter del volcán Ubinas usando un dron tipo aeroplano	67
Figura 4.1	Diagrama de flujo del diseño de la investigación para la validación de la hipótesis.	74
Figura 4.2	Posibles puntos de despegue para el inicio de la misión del cuadricóptero.	76
Figura 4.3	Representación gráfica de la relación entre la altura y el tiempo de vuelo del cuadricóptero.	77

Figura 4.4	Simulación del recorrido del cuadricóptero hacia/desde el volcán Ubinas con el detalle del estado de carga de la batería y el tiempo de vuelo.	78
Figura 4.5	Diagrama de bloques general del sistema de recarga.	81
Figura 4.6	Esquema referencial de composición de un sistema fotovoltaico.	81
Figura 4.7	Panel solar modelo SW 80 de la marca SolarWorld.	87
Figura 4.8	Batería solar modelo 31-Gel de 108 Ah de la marca Trojan.	88
Figura 4.9	Controlador de carga solar modelo MPPT 150/35 de la marca Victron Energy.	89
Figura 4.10	Diagrama de bloques del controlador de carga solar.	89
Figura 4.11	Diagrama de conexión del sistema fotovoltaico.	90
Figura 4.12	Conexión en serie de los paneles solares usados para el sistema fotovoltaico.	91
Figura 4.13	Controlador de carga inicia proceso de carga en modo <i>Bulk</i> .	92
Figura 4.14	Sistema fotovoltaico que sirve como alimentación para la estación de recarga.	92
Figura 4.15	Diagrama de bloques del sistema de recarga en tierra.	93
Figura 4.16	Diagrama de bloques del controlador TP1430C.	94

Figura 4.17	Medidas de la plataforma conductora.	95
Figura 4.18	Plataforma conductora compuesta de dos láminas metálicas atornilladas a una base de madera.	96
Figura 4.19	Tipo de teclado usado en el cargador LiPo.	97
Figura 4.20	Pasos para el inicio de la recarga de baterías LiPo.	98
Figura 4.21	Conexión del Arduino con el cargador LiPo.	99
Figura 4.22	(De izquierda a derecha) PC conectada por el puerto USB con el Arduino MEGA cuyas salidas digitales programables se encuentran conectadas a la salida del teclado del cargador LiPo.	100
Figura 4.23	Sensor de fuerza modelo FSR 406 usado para la detección del aterrizaje del dron en la plataforma de recarga.	101
Figura 4.24	Sensor de fuerza colocado para detectar el aterrizaje del dron en la plataforma.	102
Figura 4.25	Circuito divisor de tensión para la medición del voltaje de las baterías.	103
Figura 4.26	Diagrama de flujo de inicio y finalización del proceso de recarga.	103
Figura 4.27	Diagrama de flujo de inicio y finalización del proceso de recarga.	104
Figura 4.28	PCB de la tarjeta de control.	105
Figura 4.29	Modelo de placa del sistema embebido diseñado para el control y monitoreo de la recarga.	106
Figura 4.30	Conexión entre el cargador y la plataforma conductora.	107

Figura 4.31	Conexión del control de recarga a la plataforma conductora.	108
Figura 4.32	Lecturas del sensor de fuerza usando el sistema de control de recarga.	108
Figura 4.33	Elementos del sistema de recarga a bordo del cuadricóptero.	109
Figura 4.34	Elementos que componen el módulo de aterrizaje de precisión IR-LOCK.	110
Figura 4.35	Comunicación entre el sensor Pixy y el autopiloto Pixhawk.	111
Figura 4.36	Conexión entre el sensor Pixy y el autopiloto Pixhawk.	112
Figura 4.37	Colocación de la cámara Pixy en el cuadricóptero.	112
Figura 4.38	Gráficas de las distancias de detección del marcador infrarrojo.	113
Figura 4.39	Ubicación del marcador infrarrojo en la plataforma conductora.	114
Figura 4.40	Tipos de arnés utilizados para la conexión de baterías LiPo.	114
Figura 4.41	Conexión de los arneses para el acceso a las baterías.	115
Figura 4.42	Diagrama de conexión eléctrica a bordo del cuadricóptero.	115
Figura 4.43	Arreglo de pines con resorte utilizados para la conexión entre la plataforma y las baterías.	116

Figura 4.44	Pines con resorte sujetos a las patas del dron para habilitar la recarga de las baterías haciendo contacto con la plataforma conductora.	117
Figura 4.45	Esquema para la implementación del sistema completo.	118
Figura 6.1	Sistema de recarga implementado para pruebas.	119
Figura 6.2	Proceso de inicio de recarga del cargador LiPo.	121
Figura 6.3	Monitoreo del voltaje de carga de la batería.	122
Figura B.1	Mapa Topológico de Ubinas, en coordenadas UTM	142
Figura B.2	Fotografías del pueblo de Ubinas	145
Figura B.3	Fotografías de la Laguna Piscococha	146
Figura B.4	Fotografías de la estación sísmica UB1	147
Figura B.5	Mapa Satelital del volcán Ubinas, con posibles puntos de despegue	148
Figura B.6	Fotografías de la estación sísmica UB1	149
Figura B.7	Mapa de la estación Salinas-Huito del Senamhi	151
Figura B.8	Mapa de Jicamarca, perspectiva 1	153
Figura B.9	Mapa de Jicamarca, perspectiva 2	153
Figura E.1	Diagrama esquemático de la tarjeta de control.	162

Lista de cuadros

Cuadro 2.1	Parámetros de las bobinas usadas para el experimento de transmisión de potencia inalámbrica.	28
Cuadro 2.2	Características técnicas de los motores U8 Pro 135 KV de la marca T-Motor.	41
Cuadro 2.3	Resultado de las pruebas del motor U8 Pro 135 KV realizadas por el fabricante para determinar el empuje que generan cuando se le coloca una hélice de 29 pulgadas.	42
Cuadro 2.4	Elementos que componen el cuadricóptero, con el aporte en peso de cada uno de ellos debido a la relevancia que tiene este parámetro en la autonomía de vuelo.	51
Cuadro 2.6	Parámetros del entorno en que se va a realizar el vuelo, ingresados en el software de simulación eCalc.	52
Cuadro 2.7	Tiempos de vuelo estimados para el cuadricóptero en la misión del volcán Ubinas.	52
Cuadro 2.8	Cálculos de corriente y voltaje consumidos por el motor del cuadricóptero.	52
Cuadro 2.9	Parámetros de entrada para la simulación de las	

	condiciones de vuelo del cuadricóptero.	53
Cuadro 2.10	Parámetros resultantes de la simulación de las condiciones de vuelo del cuadricóptero.	54
Cuadro 2.11	Comparación de las características técnicas de las aeronaves utilizadas dentro del marco de las primeras experiencias en la observación de volcanes y la medición de gases volcánicos	61
Cuadro 3.1	Operacionalización de las variables.	70
Cuadro 4.1	Cuadro con los parámetros geográficos de los posibles puntos de despegue.	75
Cuadro 4.2	Cuadro comparativo entre los tipos de sistema de recarga considerados en los antecedentes.	80
Cuadro 4.3	Promedio mensual de incidencia solar en una superficie horizontal.	85
Cuadro 4.4	Promedio mensual de radiación en una superficie inclinada que apunta al Ecuador.	86
Cuadro A.1	Matriz de consistencia	139
Cuadro B.1	Datos del Volcán Ubinas	143
Cuadro B.2	Datos de ubicaciones alrededor del Volcán Ubinas	143

Resumen

Se enviará un vehículo aéreo no tripulado al cráter del volcán Ubinas (5672 m.s.n.m.) para estudiar y caracterizar la actividad volcánica, mediante la captura de fotos y videos a través de una cámara óptica y una cámara térmica. Este vehículo sólo proporciona una autonomía de vuelo de máximo 20 minutos, principalmente debido al alto consumo energético que se genera por la baja densidad de aire que se encuentra a esta altura. Ya que este tiempo no es el suficiente para completar la ruta de vuelo deseada, se plantea el diseño y la implementación de un sistema de recarga de energía para garantizar que el vehículo aéreo no tripulado complete la misión de monitorear el volcán.

Dados los riesgos que implica el desarrollo de labores cerca del volcán por parte de personal técnico y científico, se diseña el sistema para que opere con la menor intervención humana posible. Además, se analiza la trayectoria de vuelo para determinar el consumo de energía del dron y la ubicación del sistema de recarga. Finalmente, se detalla el diseño e implementación del sistema y se describen las recomendaciones para su operación.

Palabras clave: sistema de recarga, uav, autonomía de vuelo, monitoreo de volcanes.

Abstract

An unmanned aerial vehicle (UAV) will be sent to the crater of the Ubinas volcano (elevation 5672 m) to study and characterize volcanic activity by taking photos and videos through both an optical camera and a thermal camera. The UAV only provides a maximum flight time of 20 minutes, mainly due to high energy consumption caused by flying in low air densities found at this altitude. Because the initial estimated flight time is not sufficient to complete the desired flight path, it necessitates the design and implementation of a charging power system to ensure that the UAV can complete the mission to monitor the volcano.

Given the risk in technical and scientific staff working near the volcano, the system is designed to operate with the least amount of human intervention possible. In addition, the flight path is analyzed to determine the energy consumption of the drone and the optimal location of the recharging system. Finally, the details of the design and implementation of the system are presented and the recommendations for its operation are described.

Keywords: recharging system, uav, flight range, volcano monitoring.

Introducción

Actualmente el uso de los vehículos aéreos no tripulados, también llamados drones, se ha extendido de una manera impresionante. Aunque comenzaron siendo usados para aplicaciones militares, ahora también se les utiliza para la captura de videos y fotos de alta resolución en zonas de difícil acceso con fines artísticos, periodísticos o de pasatiempo. Asimismo, se les utiliza para la entrega o *delivery* de paquetes (todavía en fase de prueba) y recientemente en la toma de datos con sensores integrados para la realización de estudios con fines científicos.

Es preciso destacar que hay un factor que limita su uso a no solo la imaginación y este es el tiempo de vuelo. Esto sucede mayormente cuando se requiere realizar el recorrido de trayectorias largas bajo condiciones ambientales desfavorables. Particularmente, en caso se desee realizar capturas de video y fotografías del cráter de un volcán, se debe considerar que la trayectoria de vuelo sólo podrá completarse si la batería del dron provee la energía suficiente desde que este despegue hasta que aterriza.

Caso contrario, la batería no suministre la energía suficiente, se denota conveniente encontrar una manera idónea de satisfacer esta carencia energética. Esto se puede conseguir de distintas formas, más aún, debe analizarse el contexto en que ocurre el vuelo, las características del dron, entre otros aspectos.

En ese sentido, el presente trabajo de investigación describe la misión de un dron como instrumento en la captura de videos y fotos en el espectro óptico

e infrarrojo para observar la actividad volcánica. Aunque, desde el punto de vista de la problemática que se genera cuando este vehículo no posee la energía suficiente para completar la trayectoria de vuelo requerida hasta el cráter del volcán.

Esta problemática se detalla en el Capítulo I, así como los objetivos y la justificación del estudio. En el Capítulo II se muestran y analizan los resultados de los sistemas de recarga para drones que se han desarrollado hasta el momento. También se conceptualizan y definen los elementos del contexto de la investigación desde dos aspectos: el dron y la misión. En el Capítulo III se presentan las variables e hipótesis que se asumirán para el desarrollo del sistema. El Capítulo IV expone la metodología aplicada, así como el diseño e implementación del sistema. En el Capítulo V se presentan los resultados relacionados al funcionamiento y operación del sistema de recarga. Por último, en el Capítulo VI, se presentan las conclusiones y recomendaciones finales del trabajo de investigación.

Capítulo I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 Determinación del problema

En el Perú, la cadena volcánica está constituida aproximadamente por 50 volcanes y todos se ubican en la región Sur sobre la Cordillera Occidental [1]. Muchos de estos se encuentran en actividad y se considera al volcán Ubinas como el más activo del Perú [2]. Esto se debe a que ha registrado 25 erupciones desde 1550 con una recurrencia de 4 a 5 episodios por siglo, caracterizadas por una alta actividad fumarólica³ y emisiones de cenizas que han generado daños considerables en centros poblados y cultivos, causando la muerte de personas y la desaparición de ganado a consecuencia de epidemias desconocidas [3].

Con la finalidad de prevenir estos desastres, el Observatorio Vulcanológico del Sur (OVS), sede científica del Instituto Geofísico del Perú (IGP), realiza estudios sobre el comportamiento del volcán Ubinas a través de tareas de

³Proceso caracterizado por la emanación de gases a temperaturas por encima de los 100 °C.

monitoreo. Para ello envía personal técnico y científico a las inmediaciones del volcán, con el objetivo de realizar capturas fotográficas y tomas de video del cráter. Esta es una labor muy peligrosa ya que en cualquier momento el volcán podría comenzar a erupcionar y causar pérdidas humanas. De esta manera, nace el proyecto *Monitoreo de volcanes usando vehículos aéreos no tripulados*, financiado por el programa Innóvate Perú.

Un vehículo aéreo no tripulado (UAV, por sus siglas en inglés) es una aeronave que vuela sin tripulación y puede ser controlada remotamente o programada para realizar vuelos autónomos (sin intervención humana) [4]. Además, pueden ser equipados con cámaras, mediante las cuales es posible realizar la captura de fotos y videos desde una perspectiva aérea. También pueden portar sensores, para la medición de magnitudes como temperatura, humedad, velocidad de viento, concentración de gases, entre otros.

Es en este contexto que el Radio Observatorio de Jicamarca (ROJ), conjuntamente con el GI-SANT⁴, plantearon el desarrollo de dos vehículos aéreos no tripulados para realizar la misión de monitoreo del volcán Ubinas. De modo que el OVS pueda acceder a una mayor cantidad de muestras del volcán, sin la preocupación de que el registro de las mismas impliquen el riesgo de pérdidas humanas. Para ello, el ROJ determinó que cada una de estas aeronaves debe estar equipada con cámaras y sensores especializados en el registro de muestras relacionadas a la actividad volcánica.

⁴Grupo de Investigación de Sistemas Aéreos No Tripulados de la Pontificia Universidad Católica del Perú.

Dicho esto, uno de estos vehículos viene dado por un avión a pequeña escala, el cual estará equipado con una cámara óptica cuyas fotografías se emplearán para obtener un modelo tridimensional (3D) del volcán. También contará con sensores de dióxido de carbono (CO_2), dióxido de azufre (SO_2) y ácido sulfhídrico (H_2S), parámetros que indican información valiosa acerca de las emisiones volcánicas. Se conoce que estos gases son perjudiciales para la salud de la población aledaña al volcán, por tanto, la medición de la concentración de estos gases también ayuda a prevenir y reducir este tipo de daños [5].

El segundo vehículo es un cuadricóptero que contará con dos cámaras, una óptica y una térmica. Mediante estas cámaras se podrá capturar videos y tomas fotográficas del cráter para luego estudiar y analizar la actividad del volcán Ubinas. Incluso, con la cámara óptica es posible realizar observaciones en tiempo real para la detección visual de fumarolas o emisiones de gases. Por otro lado, con las tomas de la cámara térmica, se puede determinar las zonas de mayor temperatura en el cráter, así como representar un perfil completo de temperaturas del interior del volcán. De esta manera, las fotos y videos obtenidos durante y luego del vuelo, serán utilizados por el personal del OVS para la realización de nuevas investigaciones acerca del comportamiento de los volcanes. Así como para el desarrollo de sus labores preventivas, como es el caso de la alerta temprana de riesgos relacionados a la actividad volcánica. Cada una de estas labores no sólo aplican para el caso del volcán Ubinas, sino también para otros volcanes activos.

Luego de definir los objetivos del proyecto, el equipo de trabajo del ROJ, con apoyo del GI-SANT, calculó mediante un software de simulación que el cuadricóptero sólo iba a contar con 20 minutos de autonomía de vuelo como máximo. Esto se debe al alto consumo energético que se genera por la baja densidad de aire que se encuentra a una altura de 6000 m.s.n.m. y a la propia trayectoria recorrida alrededor de una caldera de 1.5 km de diámetro. Esto generó una problemática, ya que la trayectoria necesaria para sobrevolar el cráter y capturar los videos no se cumpliría con ese tiempo de autonomía, sino con un tiempo mínimo de 30 minutos. De ello se desprende la necesidad de desarrollar un sistema de recarga energética para el dron, a fin de proveer de manera rápida y eficiente la energía requerida por el cuadricóptero para completar la misión.

1.2 Formulación del problema

Problema general:

- ¿Cómo abastecer la energía requerida por el dron para que pueda completar la misión de monitorear el volcán Ubinas?

Problemas específicos:

- ¿Cuál es el consumo energético del dron?
- ¿Cuál es el comportamiento de la batería en función del tiempo y en las condiciones climáticas dadas?

- ¿Cómo afectan las condiciones climáticas en la elección de los materiales requeridos para la implementación del sistema de recarga?
- ¿Qué relación existe entre la precisión del punto de aterrizaje del dron y el diseño del sistema de recarga?
- ¿Cómo y dónde se deben instalar o ubicar estos sistemas?
- ¿Cuántos sistemas de este tipo se necesitarán para completar la trayectoria de vuelo?

1.3 Objetivos de la investigación

Objetivo general:

- Diseñar e implementar un sistema de recarga energética para un cuadricóptero de modo que permita cumplir la misión de monitoreo del volcán Ubina.

Objetivos específicos:

- Estudiar y determinar el consumo energético del dron en función de la altura.
- Analizar el comportamiento de carga y descarga de las baterías del dron en función de la temperatura.
- Estimar el tiempo de vuelo del dron mediante el uso de software especializado.

- Identificar los efectos del clima en el diseño del sistema de recarga.
- Dimensionar el sistema fotovoltaico para la autonomía de la estación de recarga.
- Especificar la técnica de aterrizaje, la ubicación del sistema y la cantidad de estaciones de recarga.

1.4 Justificación

El presente trabajo de investigación es pertinente dentro del contexto del proyecto denominado *Monitoreo de volcanes usando vehículos aéreos no tripulados*, debido a que busca la solución de la problemática que sucede con la autonomía de vuelo del cuadricóptero (detallada en la sección 1.1).

A partir de ello, la investigación contribuirá con los siguientes aspectos.

- **Impacto tecnológico**, debido a que el diseño y la implementación del sistema de recarga se diferencia de los actualmente desarrollados, principalmente por el contexto de la problemática.
- **Impacto científico**, ya que el sistema permitirá que el dron realice las capturas ópticas y térmicas del cráter, necesarias para el estudio de la actividad volcánica por parte de los especialistas del OVS.
- **Impacto institucional**, ya que las instituciones involucradas en el proyecto⁵ lograrán una sinergia de conocimientos en desarrollo tecnológico,

⁵Radio Observatorio de Jicamarca, Observatorio Vulcanológico del Sur, Instituto Geofísico del Perú, Pontificia Universidad Católica del Perú.

aeronáutica y estudio de volcanes con la finalidad de posibilitar el desenvolvimiento de la presente investigación, en el marco del proyecto mencionado.

- **Impacto metodológico**, debido a que los métodos y procedimientos utilizados para el desarrollo del sistema de recarga podrán ser utilizados para proyectos de investigación con características similares.

* * *

Resumiendo, en este capítulo se realizó el planteamiento del problema que se busca solucionar con la investigación. Para esto se expuso el contexto de la problemática y los factores involucrados. Luego se delimitó la investigación mediante la formulación de interrogantes relacionadas al problema y se planteó el objetivo general y los objetivos específicos. Finalmente, se justificó el trabajo mostrando los impactos que se generarán luego de su realización.

Prosiguiendo con el desarrollo de la investigación, en el Capítulo II se expone el marco teórico. El cual contiene los antecedentes del estudio, las definiciones, los conceptos y los elementos teóricos necesarios para fundamentar la presente investigación. De igual manera, se define y delimita aspectos derivados de experiencias previas enmarcadas en el proyecto.

Capítulo II

MARCO TEÓRICO

2.1 Antecedentes del estudio

A continuación se detallan los principales desarrollos realizados hasta el momento sobre sistemas de recarga para vehículos aéreos no tripulados.

2.1.1 Carga mediante acoplamiento magnético

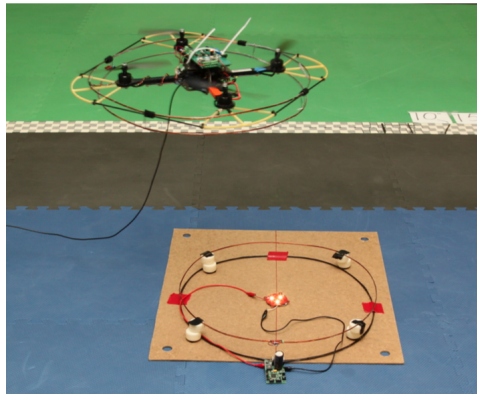
Este tipo de carga se basa en la transmisión de potencia magnética inalámbrica entre un inversor y un rectificador usando bobinas resonantes. Griffin & Detweiler (2012) aplican este método para la recarga de sensores en tierra desde un cuadricóptero [6]. Se infiere la posibilidad de usarlo en el sentido inverso, es decir, para recargar al UAV con una estación transmisora en tierra (Figura 2.1)⁶.

Este sistema trabaja con bobinas resonantes acopladas entre sí, una en el UAV (Tx Resonant Coil) y la otra en tierra (Rx Resonant Coil) como se puede observar en la Figura 2.2. A su vez, el sistema cuenta con un convertidor de vol-

⁶Para una mejor comprensión, ver el siguiente video <https://youtu.be/iE9hwguNQyg>

Figura 2.1

UAV en vuelo transmitiendo potencia inalámbrica mediante bobinas resonantes para recargar un sensor en tierra. La transmisión se visualiza mediante el encendido de un LED.



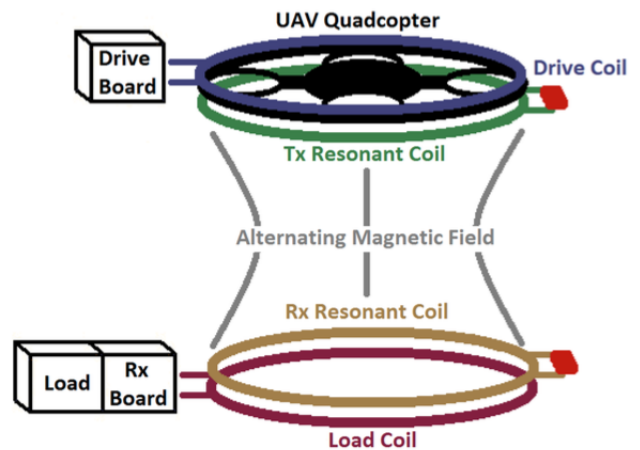
Fuente: Griffin & Detweiler (2012)

taje continuo a alterno (Drive Board), dos bobinas de acoplamiento inductivo (Drive and Load Coil) y un rectificador de AC a DC (Rx Board).

El sistema funciona de la siguiente manera: la potencia se toma de la batería del UAV y luego se convierte en voltaje alterno por el convertidor DC/AC, este voltaje luego es aplicado a una bobina que genera un campo magnético alterno a través de la bobina de transmisión. Este campo permite acoplar la bobina de transmisión con la de recepción, la cual induce un campo magnético a la bobina que se conecta con el rectificador que por último usa la potencia adquirida y la aplica a la carga. Para el experimento se usaron bobinas resonantes con los parámetros mostrados en el Cuadro 2.1 y se obtuvo que para un rango de distancias de 0.15-0.4 m entre el UAV y la estación receptora se transfirió una potencia pico de 5.41 W en los primeros 30 segundos de vuelo.

Figura 2.2

Esquema de transmisión de potencia inalámbrica con bobinas resonantes desde un cuadricóptero hacia una carga (Load).



Fuente: Griffin & Detweiler (2012)

Cabe resaltar que en las pruebas estáticas de transferencia de potencia (UAV en tierra) se observó que para distancias verticales de 0.2-0.3 m entre las bobinas, se llega a obtener una eficiencia de hasta 35 %. Sin embargo, para valores menores al rango se presenta sobre-acoplamiento (bobinas muy cerca) y para valores mayores las bobinas no llegan a acoplarse, es decir, en ninguno de estos casos se obtienen los niveles de eficiencia óptimos.

Es preciso mencionar que el sistema planteado por Griffin & Detweiler (2012), se basó en la técnica de acoplamiento magnético resonante desarrollada por Kurs *et al.* en el 2007 [7]. Más aún, se sabe que la idea de transferir potencia inalámbrica ya cuenta con más de cien años de antigüedad, desde que Nikola Tesla realizó las primeras pruebas en el año 1914 [8]. Incluso, en 1928, él mismo

Cuadro 2.1

Parámetros de las bobinas usadas para el experimento de transmisión de potencia inalámbrica.

Parámetro	Valor
Radio de la bobina	0.265 m
Capacitor acoplado	0.1 μF
Frecuencia de resonancia	189 kHz
Factor de calidad	192

Fuente: Griffin & Detweiler (2012)

se aventuró a predecir que “aeroplanos y otros vehículos serán energizados de manera inalámbrica” [9]. Recientemente el interés en esta tecnología ha ido en crecimiento, por las diversas aplicaciones que se pueden desarrollar.

Como análisis podemos mencionar que esta técnica presenta las siguientes ventajas.

- Alta eficiencia, según el diámetro de las bobinas.
- No requiere línea de vista.

Sin embargo, también presenta las siguientes desventajas.

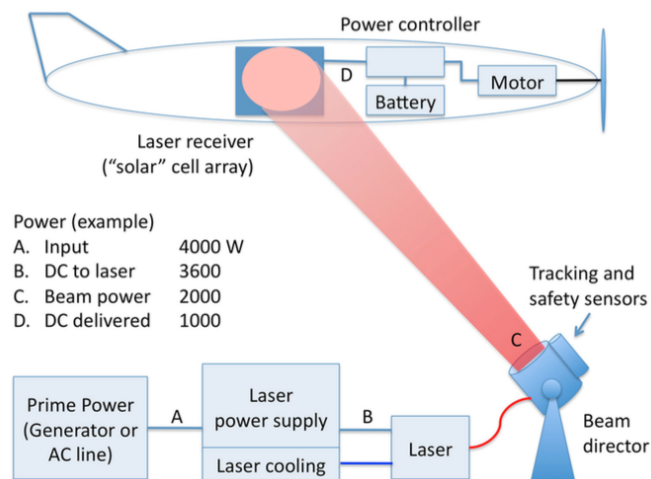
- Requiere alineamiento de las bobinas de transmisión y recepción, de manera que el factor de acoplamiento entre las bobinas se maximice.
- Eficiencia de carga en distancias cortas menores a 0.3 m.

2.1.2 Carga láser

La empresa norteamericana de ingeniería LaserMotive se encarga actualmente de desarrollar tecnología para la transmisión de potencia vía láser⁷. En uno de sus reportes del año 2010, exponen un sistema de carga láser para un UAV en vuelo [10]. El esquema se puede observar en la Figura 2.3.

Figura 2.3

Esquema que muestra los elementos del sistema de transmisión de potencia inalámbrica a un UAV usando un haz de luz (láser).



Fuente: LaserMotive (2010)

Este sistema posee un transmisor láser que convierte la potencia de la fuente primaria (batería, generador, línea AC) en un haz de luz monocromático (de una longitud de onda). Un espejo móvil direcciona el láser al receptor del UAV bajo el control de un sistema de apuntamiento y seguimiento (tracking). En el receptor, celdas fotovoltaicas especiales se adaptan con la longitud de onda

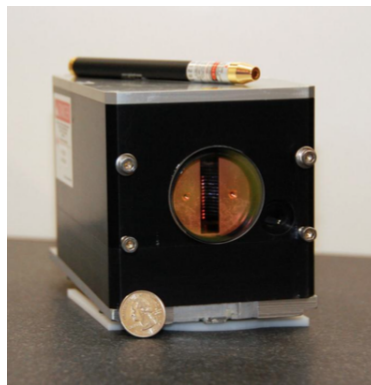
⁷Para conocer más de la empresa, puede ingresar a la página web <http://lasermotive.com/>

del láser y la intensidad del haz para luego convertir la luz a electricidad.

La tecnología láser recomendada para aplicaciones de corto alcance (menor a 1 km) es la basada en arreglos de diodos láser NIR⁸ (Figura 2.4). Estos arreglos son eficientes, compactos, robustos y de alto rendimiento para trabajo en campo. Para aplicaciones de baja potencia o mayor rango, otros láseres como los de tipo DPSS⁹ pueden brindar un haz con menor divergencia, lo que permite que el transmisor óptico sea más pequeño aunque de mayor costo y menor eficiencia.

Figura 2.4

Arreglo de diodos láser tipo NIR de 2.3 kW para aplicaciones de corto alcance que produce longitudes de onda de 808 nm.



Fuente: LaserMotive (2012)

En Junio del 2012, LaserMotive logró mantener en vuelo por 48 horas al dron Stalker de Lockheed Martin (compañía aeroespacial). Este dron pesa 8 kg y usualmente puede volar alrededor de 2 horas. El transmisor láser utilizado

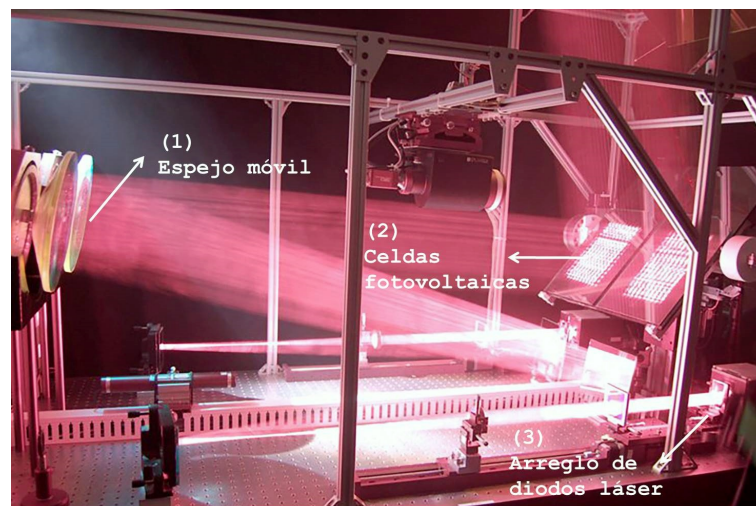
⁸Región espectral del infrarrojo cercano, se extiende desde 0.78 a 2.5 μm de longitud de onda [11].

⁹Láseres de estado sólido bombeados por diodos, caracterizados por ser compactos y de larga vida [12].

para la prueba consiste en un tablero óptico de 90×180 cm que sostiene un arreglo de diodos láser de arseniuro de galio (Figura 2.5).

Figura 2.5

Transmisor láser usado por LaserMotive para mantener al dron Stalker en vuelo por 48 horas. En la parte inferior derecha se ubica el arreglo de diodos NIR.



Adaptado de: LaserMotive (2012)

El arreglo láser apunta hacia un conjunto de lentes y espejos que fusionan los haces y los centran en el espejo móvil, que a su vez los dirige hacia un receptor. El receptor es un panel fotovoltaico delgado que se encuentra unido al ala del dron. La distancia entre el espejo móvil y el receptor fue de 9 metros, se obtuvo una eficiencia de 25 % y “la prueba sólo se detuvo porque ya se había sobrepasado la meta de tiempo establecida por el equipo” según Tom Nugent, fundador de LaserMotive.

Como análisis podemos mencionar que esta técnica presenta las siguientes

ventajas.

- Tamaño reducido del receptor.
- Transmisión de potencia en distancias desde 9 m hasta 1 km.

Sin embargo, también presenta las siguientes desventajas.

- Alta atenuación en la atmósfera.
- Requiere complejos mecanismos de tracking y línea de vista.

2.1.3 Cambio/Recarga de baterías

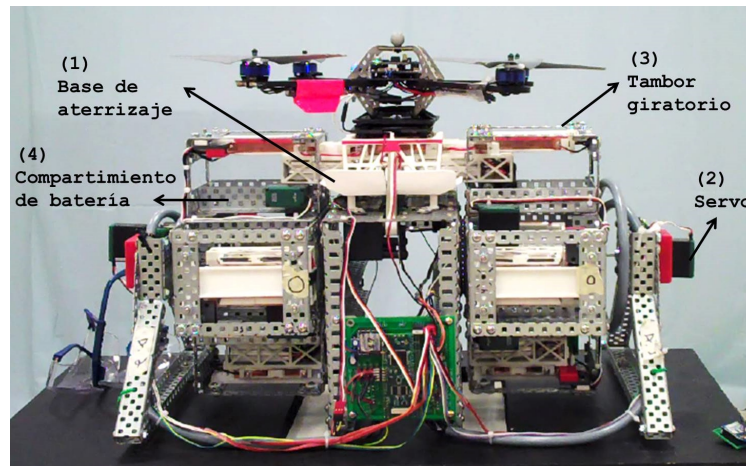
Este sistema se basa en el cambio (*swap*) y recarga de las baterías del UAV haciendo uso de un mecanismo electromecánico. En Toksoz *et al.* (2011) se detalla el desarrollo de una plataforma autónoma que cambia y carga la batería de un cuadricóptero para la ejecución de misiones de larga duración [13]. Los elementos principales de la plataforma se pueden observar en la Figura 2.6 y se enumeran a continuación.

- (1) Base de aterrizaje
- (2) Servo
- (3) Tambor giratorio
- (4) Compartimiento de batería

El funcionamiento de la plataforma viene dado por los siguientes pasos.

Figura 2.6

Estación de cambio y carga de baterías para un cuadricóptero mediante el uso de una plataforma electromecánica autónoma.



Adaptado de: Toksoz *et al.* (2011)

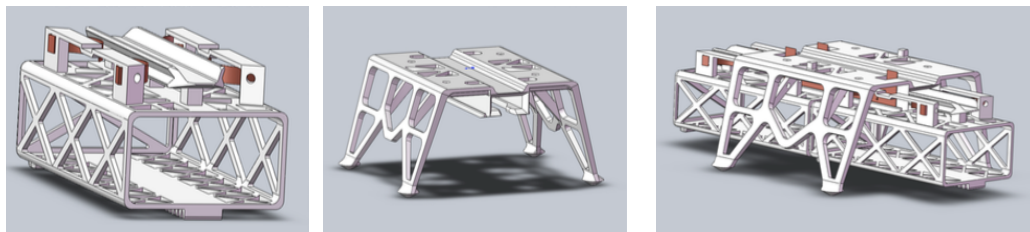
- El cuadricóptero aterriza en el centro de la base (1), apaga sus motores y manda un mensaje indicando que el aterrizaje está completo.
- Se activa el sistema de alineamiento mediante servomotores (2) y se notifica cuando el cuadricóptero se encuentra correctamente alineado.
- Se ejecuta un escaneo de niveles de voltaje para saber qué compartimiento está vacío y cuál contiene la batería con mayor voltaje, a fin de rotar los tambores (3) para que los compartimientos se alineen a la sección central.
- Se incorpora la batería cargada mientras se mueve la batería consumida fuera del cuadricóptero, la cual se introduce en el compartimiento vacío (4).

- Se desactiva la cerradura y el cuadricóptero puede despegar para continuar con la misión.

A fin de facilitar el cambio de baterías se diseñaron dos estructuras mecánicas, una para acarrear las baterías (Figura 2.7a) y otra para recepcionar las baterías (Figura 2.7b). La primera cuenta con un riel y la segunda con un canal que asegura el deslizamiento a medida que se ejecuta el cambio de baterías (Figura 2.7c). A su vez, la primera cuenta con tiras de cobre en la parte superior que permiten la conexión de las baterías con el dron luego del swap.

Figura 2.7

Estructura que permite el intercambio autónomo de baterías gastadas por baterías cargadas entre el cuadricóptero y la estación.



(a)

(b)

(c)

Acarreo de batería

Recepción de batería

Acarreo/Recepción de batería

Fuente: Toksoz *et al.* (2011)

Se realizaron pruebas con tres cuadricópteros con una batería de 12-6 V y 1350 mAh cada uno. Estos pueden realizar vuelos de hasta siete minutos, sin embargo, al usar la plataforma se logran misiones de hasta 60 minutos

empleando las siete baterías completamente cargadas que tiene la estación. Cada cambio de batería dura menos de 30 segundos, que representa el 4.2 % del tiempo total de la misión.

Analizando el proceso y los resultados de usar este mecanismo, podemos afirmar que brinda las siguientes ventajas.

- Rapidez en el cambio de las baterías (< 30 s).
- Simplicidad de operación del mecanismo.
- No requiere que se añadan circuitos adicionales a bordo del dron.
- Posibilidad de realizar misiones de larga duración (varias horas) usando múltiples vehículos o para misiones de tiempo indefinido usando un solo vehículo.

Sin embargo, también presenta las siguientes desventajas.

- Complejidad en el diseño del sistema electromecánico.
- Requiere de alta precisión en el punto de aterrizaje.
- La plataforma sólo puede ser utilizada para vehículos de dimensiones particulares.

2.1.4 Carga usando pad conductor

Este tipo de recarga se realiza a través de una superficie metálica que conduce la corriente desde la fuente hasta las baterías, a través de pines conductores

colocados en las patas del dron. En el 2014, la startup alemana Skysense lanzó al mercado el Charging Pad, una estación capaz de recargar un dron con tan sólo aterrizarlo en la superficie conductiva [14]. El sistema se compone básicamente de un cargador LiPo y un pad conductor (Figura 2.8).

Figura 2.8

Estación de recarga Charging Pad de la marca Skysense que permite la carga de baterías con tan solo aterrizar el dron en el pad conductor.



Adaptado de: erlerobotics.com

El pad es una estructura metálica hecha de ENIG¹⁰ y puede ser alimentada con voltaje AC de 100 - 230 V. Además incluye un cargador (a bordo del dron) que permite una corriente de carga máxima de 10 A [16].

Examinando los elementos y el funcionamiento del sistema, podemos indicar que brinda las siguientes ventajas.

- Eficiencia de transmisión de energía óptima, es decir, existe una pérdida mínima de potencia debido a que la corriente de carga siempre fluye por

¹⁰Recubrimiento de níquel cubierto con una fina capa de oro, utilizado en placas de circuito impreso [15].

conexiones eléctricas cableadas.

- Facilidad de operación del sistema.

No obstante, también presenta las siguientes desventajas.

- Tiempo de recarga prolongado (1 hora como mínimo).
- Requiere de aterrizaje de precisión para establecer la conexión con el piso conductor y ejecutar la recarga.

2.2 El cuadricóptero

Según la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), una aeronave es “toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra” [17]. Según esto, decimos que un cuadricóptero es una aeronave tipo aerodino¹¹ de ala giratoria que cuenta con cuatro rotores que inducen un movimiento circular a sus hélices para producir la sustentación en el aire. Cuentan con mayor estabilidad, en comparación con los tradicionales helicópteros de un solo rotor principal, ya que tienen mejor distribuidos los puntos de sustentación [19].

2.2.1 Elementos de un cuadricóptero

- (a) Chasis: Es el armazón del cuadricóptero, brinda soporte a todos los componentes del dron (Figura 2.9).

¹¹Aeronave más pesada que el aire [18]

- (b) Motores: Proveen de movimiento a las hélices a través de la conversión de energía eléctrica proveniente de las baterías. Más detalles en la sección 2.2.2.
- (c) Hélices: Cortan el aire para producir el empuje que eleve la aeronave.
- (d) ESC¹²: Son controladores de velocidad electrónicos que regulan la potencia eléctrica que llega al motor.
- (e) Controlador de vuelo (autopiloto): Proporciona estabilidad a la aeronave para facilitar el pilotaje manual y permite programar rutas de vuelo autónomas.
- (f) Control remoto: Permite pilotar el dron a distancia.
- (g) Baterías: Proporcionan la energía para el funcionamiento de las partes eléctricas. Más detalles en la sección 2.2.3.

También puede contar con las siguientes partes complementarias.

- GPS: Permite ubicar la aeronave mediante coordenadas geográficas.
- Cámara: Se utiliza para capturar fotos y videos durante el vuelo.
- Gimbal: Estabilizador de movimiento para la cámara.
- FPV (First Person View): Para observar en tiempo real la grabación filmica que se realiza con la cámara del dron.
- Sensores: Para la medición de parámetros del entorno exterior.

¹²Electronic Speed Controller

Figura 2.9

Armazón del cuadricóptero, adaptado del modelo T960 de la marca Helipal.



2.2.2 Motor sin escobillas

Un motor sin escobillas (*brushless*) es un motor eléctrico de gran eficiencia debido a que no usa escobillas para el cambio de polaridad del rotor. Cuando hablamos de este tipo de motores hay un parámetro importante que debemos considerar, el factor KV. Este nos indica cuántas revoluciones por minuto (rpm) puede dar el motor al aplicarle un voltaje de 1 V. Por ejemplo, el motor U8 Pro 135 KV de la marca T-Motor (Figura 2.10) puede dar 135 revoluciones por minuto (rpm) al aplicarle 1 V (Cuadro 2.2). A su vez, el factor KV indica la aplicación propicia del motor, es decir, permite estimar el tamaño de las hélices y el peso que soportaría para elevar un dron. Un motor con bajo factor KV (ej. 135 KV) es recomendable utilizarlo en drones de peso mediano (4-6 kg) con hélices grandes (26 a 29 pulgadas). Lo contrario sucede con un factor KV alto, el cual conviene utilizarlo con hélices pequeñas en drones de peso bajo.

Esto se debe a que el factor KV es inversamente proporcional al torque del motor [20].

Figura 2.10

U8 Pro: Motor de la marca Tiger Motor (T-Motor) de 135 KV para uso profesional.



Fuente: rctigermotor.com

Para estimar el peso que podría levantar el motor acompañado de la hélice, se debe calcular el empuje estático que genera la última. Para eso se usa la ecuación,

$$T_0 = \sqrt[3]{P^2 \cdot \eta_{mot}^2 \cdot \frac{d_{hel}^2}{2} \cdot \eta_{hel}^2 \cdot \pi \cdot \rho}, \quad (2.1)$$

donde:

Cuadro 2.2

Características técnicas de los motores U8 Pro 135 KV de la marca T-Motor.

Parámetro	Valor
KV	135 KV
Max Potencia/Tiempo	940 W/180 s
Max Corriente/Tiempo	30 A/180 s
Resistencia	186 mΩ
Peso	240 g
ESC Recomendado	30 - 40 A
Batería Recomendada	6 - 12 celdas
Hélice Recomendada	26 - 29 pulgadas

Fuente: getfpv.com

T = empuje estático [N]

P = potencia del motor [W]

η_{mot} = eficiencia del motor

d_{hel} = diámetro de la hélice [m]

η_{hel} = eficiencia de la hélice

ρ = densidad del fluido $[\text{kg m}^{-3}] \rightarrow \text{aire} = 1.29 \text{ kg m}^{-3}$.

Esta ecuación se basa en el modelamiento de Rankine [21] y Froude [22] en su teoría de la cantidad de movimiento [23]. Tomando como referencia el motor U8 Pro funcionando a 130 W con una eficiencia del 90 % y unas hélices de 29 pulgadas de diámetro con una eficiencia de 80 %. Reemplazamos los valores en la Ecuación (2.1), es decir,

$$T = \sqrt[3]{(130 \text{ W})^2 \cdot (0.9)^2 \cdot \frac{(0.7366 \text{ m})^2}{2} \cdot (0.8)^2 \cdot \pi \cdot (1.29 \text{ kg m}^{-3})} \approx 21.28 \text{ N},$$

que es equivalente a 2.17 kgf. De modo que con cuatro de estos motores

en un cuadricóptero podríamos generar un empuje de poco más de 8 kgf. Esto haría suponer también que con el uso de estos motores podríamos despegar y volar un dron con peso menor o igual a 8 kg. Para validar esta información de manera empírica, los fabricantes y proveedores de motores sin escobillas ofrecen tablas con el resultado de las pruebas que realizan a los motores, indicando el tipo de hélice que se usó, la potencia suministrada y el empuje resultante (Cuadro 2.3).

Cuadro 2.3

Resultado de las pruebas del motor U8 Pro 135 KV realizadas por el fabricante para determinar el empuje que generan cuando se le coloca una hélice de 29 pulgadas.

Motor	Hélice	Acelerador	Potencia (W)	Empuje (kgf)	rpm
U8 KV135	T-Motor 29*9.5CF	50 %	71.04	1.3	1300
		65 %	137.64	2.0	1630
		75 %	184.26	2.5	1820
		85 %	235.32	2.9	2000
		100 %	313.02	3.6	2200

Fuente: rctigermotor.com

En el Cuadro 2.3 observamos que para una potencia de 137.64 W el motor logra generar un empuje de 2 kgf, valor bastante cercano a la estimación resultante en la Ecuación (2.2.2), menospreciando la diferencia existente en el valor considerado para la potencia. Sin embargo, estos valores no dejan de poseer una característica estática, la cual no contempla las condiciones en vuelo del dron. Para conocer las condiciones dinámicas del vuelo es preciso usar un soft-

ware de simulación, como es el caso del software en línea eCalc, el cual tiene una versión gratuita (con restricciones) y otra con licencia de bajo costo [24]. La utilización de este software fue determinante al momento de obtener información del consumo energético y de la autonomía de vuelo que tendrá el cuadricóptero en la ejecución de la misión.

2.2.3 Baterías LiPo

Las baterías LiPo (polímero de litio) destacan por presentar mayor densidad de energía que otras, es decir, poseen mayor capacidad en menor peso y espacio. Están constituidas por celdas, las cuales poseen un voltaje nominal de 3.7 V, por lo que un voltaje de 22.2 V corresponde a una batería de seis celdas (6S). Para conocer más sobre los parámetros que se deben considerar para el uso correcto de estas baterías se tomará como ejemplo la batería LiPo de seis celdas de la marca MaxAmps (Figura 2.11). Estas tienen una capacidad de 11000 mAh, lo cual indica que pueden proveer una corriente de 11 A continuamente en un intervalo de 1 hora hasta agotarse por completo.

A su vez, cuentan con una capacidad de descarga (*discharge rate*) de 20C, es decir, pueden descargar una corriente de hasta 20 veces su capacidad. Por lo que en este caso podrían proveer una corriente de 320 A, pero tan sólo durante un intervalo de tiempo de aproximadamente 1.5 minutos hasta agotarse completamente. Además pueden cargarse en 5C, es decir, en la quinta parte de una hora (12 minutos) con una corriente de carga cinco veces mayor que su capacidad, hablamos de cargarla con una corriente de 55 A. Estos valores

Figura 2.11

Batería LiPo de la marca MaxAmps de 22.2 V (6S), 16000 mAh, 20C de descarga y 5C de carga.



Fuente: maxamps.com

resultan muy atractivos, aunque se debe tener mucho cuidado al probar alguna de estas características ya que en muchos casos tienen más fundamento comercial que técnico. Para la operación de estas baterías es recomendable valerse de las guías realizadas por algún conocedor de aeromodelismo, como es el caso de Andrew Gibbs [25]. En esta guía se recomienda cargar la batería a un 1C y el rate de descarga de la batería dependerá del consumo dado por el arreglo de componentes eléctricos (motores en su mayoría) utilizado en el dron. Incluso se advierte que cargarlas por encima de los 2C reduce la vida útil de la batería y aumenta el riesgo de que se prenda en fuego. Tampoco es recomendable que el voltaje de las celdas esté por debajo de los 3.0 V o que supere los 4.2 V, ya que podría suceder la misma situación.

2.2.4 Cargador LiPo

El cargador es uno de los equipos principales al momento de operar vehículos aéreos no tripulados, ya que muchos de estos poseen baterías LiPo que necesitan ser recargadas antes de iniciar el vuelo. Cada cargador se caracteriza según su potencia de carga y la cantidad de celdas que soporta [26]. Por ejemplo, el cargador TP1430C (Fig. 2.12) puede entregar hasta 1000 W de potencia de carga y soporta baterías de hasta 14 celdas (14S).

Figura 2.12

Cargador LiPo de 1000 W de la marca Thunder Power.



Fuente: modelhelicopters.co.uk

Estos cargadores usan un sistema llamado CC/CV, que se entiende como Corriente Constante/Voltaje Constante. Mediante el cual, el cargador mantiene la corriente de carga constante hasta que la batería alcance su voltaje pico (4.2 V por celda). Luego, mantiene ese voltaje mientras reduce la corriente. Otra característica importante para considerar es el balanceo, que asegura que el voltaje de cada celda se mantenga igual o cercanamente igual al voltaje de la(s) otra(s). Esto con la finalidad de evitar flujos de corriente irregular y, por

tanto, mejorar el rendimiento del dron. Así como preservar la vida útil de la batería, protegiéndola de un posible daño. Para el balanceo, generalmente es aceptable una diferencia de 30 - 50 mV entre las celdas, es decir, en una batería de 3S una configuración de voltajes adecuada sería 4.12, 4.13 y 4.15 V [27].

El TP1430C cuenta con un balanceador incorporado, al cual se accede mediante un puerto ubicado en la parte lateral del cargador. Allí se conecta una tarjeta adaptadora de balanceo que permite la conexión de las puntas de balanceo de baterías LiPo que tienen de 2 hasta 14 celdas.

2.2.5 El cuadricóptero del proyecto

El equipo de trabajo del ROJ, conjuntamente con el GI-SANT, realizaron el diseño del cuadricóptero que se usará para la misión de monitoreo en el volcán Ubinas. Para ello fue esencial comprender que, la regla principal para la elección de los componentes de un dron es saber que cada uno de estos repercute en el funcionamiento de algún otro. Por ello, podemos considerar que el proceso de diseño de un vehículo aéreo no tripulado es iterativo, ya que las características de los componentes se van ajustando con la finalidad de optimizar el sistema y asegurar una máxima eficiencia de vuelo. Un claro ejemplo de esto es cuando procedemos con la elección de la batería, erróneamente podemos suponer que una batería de mayor capacidad ofrecerá mayor autonomía de vuelo. Sin embargo, la capacidad de la batería es directamente proporcional a su peso, es decir, una batería de mayor capacidad es una de mayor peso [28]. Incrementar el peso del UAV implica que el motor debe proveer un mayor em-

puje para el vuelo, lo que resulta en mayor consumo de energía. Por tanto, se debe encontrar el punto óptimo donde la autonomía de vuelo sea máxima y el consumo energético eficiente. En ese sentido, se afirma que para aumentar la autonomía de vuelo es más efectivo reducir el peso que aumentar la capacidad de la batería [29].

Luego de estas consideraciones, se eligieron los componentes mostrados en el Cuadro 2.4.

Para analizar la idoneidad de los componentes seleccionados se utilizó el software de simulación eCalc, que requiere como parámetros de entrada las características mecánicas y eléctricas de los componentes que se desea utilizar (Cuadro 2.9). Se debe completar todos los datos correspondientes al chasis, la batería, los variadores (ESC), el motor y las hélices, los cuales pueden ser obtenidos de las hojas técnicas de los mismos componentes. También se debe especificar el peso y consumo energético (de ser el caso) de los posibles accesorios añadidos al dron (ej. cámara, sensores, entre otros).

Además de insertar los datos de los componentes, el software también posee una entrada para completar las condiciones del entorno de vuelo, tales como la altura, la temperatura y la presión. En realidad, basta con conocer los dos primeros (altura y temperatura) para poder calcular el último (presión). Esto gracias a la ecuación que relaciona la presión en función de la altura [30],

$$P = P_b \cdot \exp \left[\frac{-g_0 \cdot M \cdot (h - h_b)}{R^* \cdot T_b} \right], \quad (2.2)$$

donde:

P = presión atmosférica [Pa]

P_b = presión al nivel del mar $\rightarrow 101325$ Pa

g_0 = aceleración de la gravedad $\rightarrow 9.80665 \text{ m s}^{-2}$

M = masa molar del aire de la Tierra $\rightarrow 0.0289644 \text{ kg mol}^{-1}$

h = altura sobre el nivel del mar [m]

h = altura en la parte inferior de la capa atmosférica [m]

R^* = constante universal de los gases $\rightarrow 8.31432 \text{ N m mol}^{-1} \text{ K}^{-1}$

T_b = Temperatura [K].

Ya que la misión se realizará en el volcán Ubinas, la altura considerada fue de 6000 m, es decir, 400 m por encima del cráter. La temperatura ingresada fue de 5 °C, una de las registrada en el estudio de campo (ver Anexo B) Reemplazamos ambos datos en la Ecuación (2.2), y obtenemos un valor de presión de 472 hPa. Luego completamos los tres datos en el software (parte superior derecha de la pantalla), como se observa en la Cuadro 2.6.

La importancia de conocer la altura de vuelo radica principalmente en que se debe tomar en cuenta que a medida que esta aumenta, el aire es menos denso¹³. Esto ocasiona que el motor requiera de mayor empuje para mantenerse en vuelo, lo que finalmente resulta en mayor consumo de energía y menor tiempo de autonomía.

No obstante, para evitar conclusiones adelantadas, es mejor observar los

¹³Esto sucede porque la presión atmosférica que actúa sobre el volumen de aire es menor, permitiendo que las moléculas de aire se dispersen [31]

resultados de la simulación mostrados en la Cuadro 2.10. Sin bien es recomendable revisar cada uno de los parámetros resultantes, algunos de estos tienen mayor relevancia que otros en el análisis de las condiciones de vuelo. Es así que se inicia examinando el resultado de los tiempos de autonomía de vuelo, ubicados justamente al inicio de la tabla de parámetros de salida (Cuadro 2.7).

Aparecen tres parámetros que indican la autonomía de vuelo y el significado de cada uno se detalla a continuación.

- Tiempo min de vuelo: Es el tiempo mínimo esperado que puede volar el dron, se caracteriza por exigir los motores al máximo (full throttle) y en el porcentaje de descarga máxima de la batería.
- Tiempo medio de vuelo: Tiempo esperado de vuelo considerando el vehículo en movimiento.
- Tiempo de vuelo estacionario¹⁴: Tiempo esperado de vuelo considerando que el vehículo sólo flota en el aire.

Considerando que al momento de ejecutar la misión el cuadricóptero no permanecerá sólo en vuelo estacionario, sino también desplazándose, es posible calcular un tiempo de vuelo promedio basándose en ambos estados. Tomando en cuenta lo último, es posible que el tiempo de vuelo pueda extenderse hasta los 20 minutos.

¹⁴También llamado vuelo estático o *hover* (en inglés), hace referencia al vehículo suspendido o flotando en el aire [18]

Luego de revisar el tiempo de vuelo, se procede a validar el consumo energético. Para ello, en la parte central derecha de los parámetros de salida se encuentra el panel **Motor @ Hover** (con acercamiento en la Cuadro 2.8) donde se muestra la corriente que fluye por cada motor al momento del vuelo estacionario, además del voltaje y la potencia de operación.

De los resultados, se observa que fluyen 8.91 A de corriente por cada motor cuando el cuadricóptero se encuentra en vuelo estacionario. Asimismo, el voltaje de operación es de 49.85 V, esto se debe a que el cuadricóptero contará con dos baterías de 6S y 16000 mAh que, conectadas en serie, brindan un voltaje de hasta 50.4 V en estado de carga completa. De estos datos se determina que la potencia de operación de cada motor es de 444 W, valor que se encuentra por debajo de la mitad de la potencia máxima que soporta el motor (Cuadro 2.2) lo cual permite un margen aceptable para operar el cuadricóptero.

Cuadro 2.4

Elementos que componen el cuadricóptero, con el aporte en peso de cada uno de ellos debido a la relevancia que tiene este parámetro en la autonomía de vuelo.

Item	Elemento/Modelo	Peso (g)	Cantidad	Peso total (g)
1	Fuselaje T960 adaptado + Gymbal	1965	1	1965
2	Hélice T-Motor 29*9.5	102	4	408
3	Motor T-Motor U8 Pro 135 KV	240	4	960
4	ESC Flame 80 A	106	4	424
5	Batería LiPo 16,000 mAh 6S	1860	2	3720
6	GPS 3DR uBlox	28	1	28
7	Autopiloto Pixhawk	38	1	38
8	Cámara Óptica	152	1	152
9	Cámara Térmica	250	1	250
10	Regulador SBEC YEP 20 A	56	1	56
11	Medidor V/I AttoPilot 90 A	10	1	10
12	Bateria Gimbal 1500 mAh 3S	124	1	124
13	Tx/Rx Video BOS 600	18	1	18
Total (g)				8153

Cuadro 2.6

Parámetros del entorno en que se va a realizar el vuelo, ingresados en el software de simulación eCalc.

Altura del campo	Temp. aire	Presion (QNH):
6000 m ASL	5 °C	472 hPa
19685 ft ASL	41 °F	13.94 inHg

Fuente: eCalc

Cuadro 2.7

Tiempos de vuelo estimados para el cuadricóptero en la misión del volcán Ubinas.

Tiempo min de vuelo:	6.1 min
tiempo medio de vuelo:	18.8 min
Tiempo de vuelo estacionario:	24.2 min

Fuente: eCalc

Cuadro 2.8

Cálculos de corriente y voltaje consumidos por el motor del cuadricóptero.

Motor @ Hover	
Corriente:	8.91 A
Voltaje:	49.85 V
Revoluciones*:	3377 rpm
Acelerador (log):	38 %
Acelerador (lineal):	55 %
Potencia eléctrica:	444.1 W

Fuente: eCalc

Cuadro 2.9

Parámetros de entrada para la simulación de las condiciones de vuelo del cuadricóptero.

General	Refrigeración del Motor: excelente	Nº de rotores: 4 simple	Peso del modelo: 2530 g 89.2 oz	sin Motorización	Tamaño del amazon: 1200 mm 47.24 inch	Limited de inclinación de la FCU: sin límite	Altura del campo 6000 m ASL 19685 ft ASL	Temp. aire 5 °C 41 °F	Presion (QNH): 472 hPa 13.94 inHg
Celdas batería	Tipo (Cont. / max. C) - nivel de carga: personalizada - media		Configuración: 12 S 1 P	Capacidad por celda: 16000 mAh 16000 mAh total	descarga max. 90%	Resistencia: 0.0012 Ohm	Voltaje: 4.2 V	capacidad C de descarga: 40 C continua 40 C de pico	Peso: 309 g 10.9 oz
Variador	Tipo: personalizada		Corriente: 80 A cont. 80 A max.	Resistencia: 0.0035 Ohm	Peso: 106 g 3.7 oz	Accesorios		Consumo de corriente: 0 A	Peso: 0 g 0 oz
Motor	Fabricante - Tipo (Kv): Tiger Motor U8-135 Pro (135) buscando... Asistente KV hélice		KV (w/o torque): 135 rpm/V	Corriente sin hélice: 1 A @ 22.2 V	Límite (hasta 15s): 940 W	Resistencia: 0.137 Ohm	Longitud caja: 26 mm 1.02 inch	nº Polos mag.: 42	Peso: 239 g 8.4 oz
Hélice	Tipo de hélice: T-Motor CF 0°		Diámetro: 29 inch 736.6 mm	Paso: 9.5 inch 241.3 mm	número de palas: 2	Const.de Potencia/Empuje: 1.15 / 1.0	Gear Ratio: 1 : 1		Calcular

Fuente: eCalc

Cuadro 2.10

Parámetros resultantes de la simulación de las condiciones de vuelo del cuadricóptero.

Batería		Motor a eficiencia óptima		Motor al Máximo		Motor @ Hover		Motorización Total		Multicóptero	
Carga:	8.87 C	Corriente:	28.70 A	Corriente:	35.50 A	Corriente:	8.91 A	Peso de la Motorización:	5597 g	Peso total:	8127 g
Voltaje:	48.36 V	Voltaje:	48.65 V	Voltaje:	48.23 V	Voltaje:	49.85 V		197.4 oz		286.7 oz
Tensión nominal:	50.40 V	Revoluciones*:	6037 rpm	Revoluciones*:	5855 rpm	Revoluciones*:	3377 rpm	Empuje-Peso:	2.4 : 1	máximo peso adicional:	8974 g
Energía:	806.4 Wh	Potencia eléctrica:	1396.0 W	Potencia eléctrica:	1712.1 W	Acelerador (log):	38 %	Corriente en estacionario:	35.63 A		316.5 oz
Capacidad total:	16000 mAh	Potencia mecánica:	1139.9 W	Potencia mecánica:	1314.7 W	Acelerador (lineal):	55 %	Pot(entrada) en estacionario:	1795.9 W	inclinación máxima:	62 °
Capacidad usada:	14400 mAh	Eficiencia:	81.7 %	Potencia-Peso:	842.7 W/kg	Potencia eléctrica:	444.1 W	Pot(salida) en estacionario:	1521.0 W	velocidad máxima:	61 km/h
Tiempo min de vuelo:	6.1 min				382.2 W/lb	Potencia mecánica:	380.2 W	Eficiencia en estacionario:	84.7 %		37.9 mph
tiempo medio de vuelo:	18.8 min			Eficiencia:	76.8 %	Potencia-Peso:	221.0 W/kg	Corriente al máximo:	141.99 A	Trepada estimada :	11.0 m/s
Tiempo de vuelo estacionario:	24.2 min			Temperatura ext.:	117 °C		100.2 W/lb	Potencia(entrada) al máximo:	7156.5 W		2165 ft/min
Peso:	3708 g				243 °F	Eficiencia:	85.6 %	Potencia(salida) al máximo:	5258.9 W	Area total del disco:	170.46 dm²
	130.8 oz					est. Temperatura:	23 °C	Eficiencia al máximo:	73.5 %		2642.13 in²
							73 °F			Fallo del motor:	
						Empuje específico:	4.57 g/W				
							0.16 oz/W				

Fuente: eCalc

2.3 La misión

Se entiende como misión a la trayectoria de vuelo que realiza un vehículo aéreo no tripulado, principalmente con la finalidad de obtener muestras, fotos o videos, mediante el uso de sensores y cámaras. En búsqueda de un determinado propósito de observación, estudio o intervención de un fenómeno, estructura geológica, comportamiento humano o algún otro objeto, que precisa de ser capturado desde una perspectiva aérea para una mejor apreciación y posterior análisis¹⁵.

Cada misión se asigna según el tipo y modelo de UAV. Los UAV se pueden definir en dos clases, los de ala giratoria (multirrotores) y los de ala fija (aeroplanos). Por ejemplo, los drones de ala giratoria pueden despegar y aterrizar verticalmente. Además de poder permanecer en vuelo estacionario, es decir, pueden suspenderse en el aire (Figura 2.13a). Por ello, son propicios para la captura de fotos o video, ya que permiten un control estable de su posición y buena maniobrabilidad. Aunque con la desventaja de su alto consumo energético.

En cambio, los drones de ala fija (Figura 2.13b), necesitan acelerar horizontalmente para alcanzar su velocidad de vuelo y lograr la sustentación [32]. Estos son mayormente utilizados para cubrir áreas extensas en misiones de monitoreo, debido a que consumen menos energía que los multirrotores para mantenerse en vuelo [33].

¹⁵En el concepto de misión, no se incluye a los vuelos con propósito lúdico, sino sólo aquellos que impliquen retos y objetivos concretos de realización.

Figura 2.13

Imágenes para comparar las diferencias en las características de vuelo de dos clases de drones.



(a)

Cuadricóptero en vuelo estacionario



(b)

Aeroplano en aterrizaje

Luego de seleccionar el tipo y modelo de UAV, es preciso conocer las características geográficas y climáticas del lugar en que se ejecutará la misión, para realizar un correcto análisis de las condiciones de vuelo. Ya que la misión se lleva a cabo en las inmediaciones del volcán Ubinas, a continuación se detallarán aquellos aspectos relacionados al volcán que influyen directamente en la ejecución de la misión.

2.3.1 El volcán Ubinas

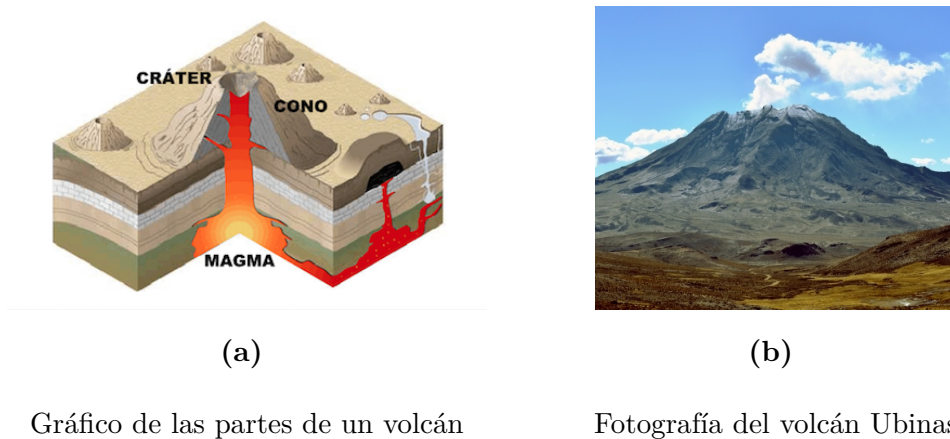
Un volcán es una abertura en la superficie de la Tierra a través del cual erupciona magma, gases y ceniza [34]. Estos suelen adquirir forma cónica debido a la acumulación del material eyectado y presentan depresiones circulares en sus cimas denominadas cráteres (ver Figura 2.14a). Además, se considera volcanes activos a aquellos que han erupcionado al menos una vez en los

últimos 10000 años [35].

En la sección 1.1 se mencionó al volcán Ubinas como el volcán más activo del Perú, ya que presenta actividad eruptiva recurrente. Este volcán se ubica en el departamento de Moquegua, 6 km al noreste del distrito de Ubinas y 69 km al este de la ciudad de Arequipa ($16^{\circ}21'S$, $70^{\circ}54'O$). Su cumbre se presenta truncada por una caldera de 1,5 km de diámetro y su cráter posee una profundidad de 300 m [36]. Cabe resaltar, que a pesar del potencial peligro que representa el Ubinas, este esboza un hermoso paisaje como se puede observar en la Figura 2.14b.

Figura 2.14

Imágenes para esbozar la descripción de un volcán.



2.3.2 Monitoreo de volcanes en el Perú

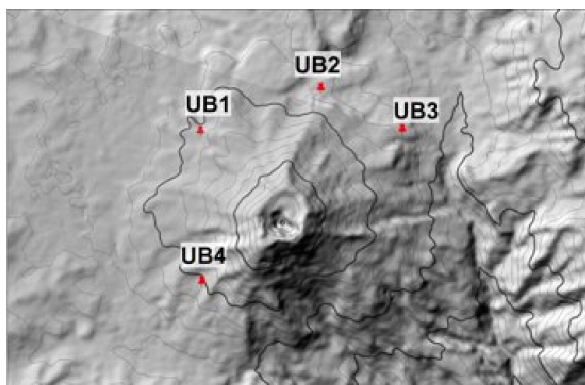
Actualmente, en el Perú, se conoce como monitoreo de volcanes a la vigilancia de la actividad volcánica mediante el uso de técnicas como la sismología volcánica. Siendo el IGP la principal institución que realiza esta labor, precisa

recurrir a la aplicación de sensores sísmicos de alta resolución cuyos datos son transmitidos por una red radio-telemétrica hasta sus laboratorios en Arequipa [37]. Estos datos son analizados para luego emitir pronósticos de actividad y alertas si fuese necesario.

Para la vigilancia sísmica del volcán Ubinas, el IGP tiene operando cuatro estaciones sísmicas llamadas UB1, UB2, UB3 y UB4 (ver Figura 2.15a). Estas cuentan con inclinómetros y sensores de velocidad, distribuidos en los flancos del volcán entre los 4600 y 5000 m.s.n.m. En la Figura 2.15b, se puede observar una fotografía de la estación UB1. Esta posee un sistema de transmisión para el envío de datos y paneles solares que le proveen autonomía energética.

Figura 2.15

Las estaciones sísmicas UB1-UB4 sirven para el monitoreo de la actividad del volcán Ubinas a través de la técnica de sismología volcánica.



(a)

Ubicación de estaciones sísmicas



(b)

Estación sísmica UB1

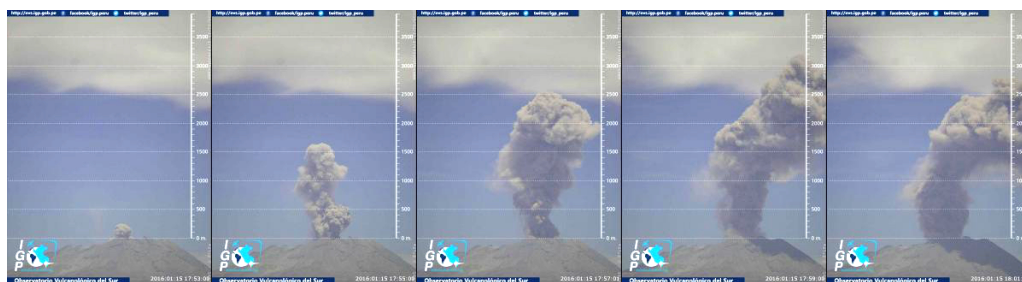
Fuente: IGP

Otra técnica usada para la vigilancia volcánica es el monitoreo visual, esto

se realiza actualmente mediante una cámara ubicada 15 km al sureste del volcán Ubinas. Dicha cámara captura fotos del volcán cada 30 segundos y las envía hacia las instalaciones del IGP. En la Figura 2.16, se observa el registro de una explosión del volcán Ubinas ocurrida el 15 de enero del 2016, a las 12:53 p.m. En este evento se liberaron 11 MJ y se produjo una columna de cenizas de 3 km [38].

Figura 2.16

Registro fotográfico de la explosión del volcán Ubinas ocurrida el 15 de enero del 2016. En estas imágenes se observa que la columna de cenizas se eleva desde los 300 m hasta los 3000 m en un intervalo de 8 minutos.



Fuente: IGP

Además, el OVS envía periódicamente personal técnico y científico al volcán Ubinas, con el objetivo de capturar imágenes y videos, así como para realizar pruebas geofísicas. Esta es una labor muy peligrosa ya que en cualquier momento el volcán podría comenzar a erupcionar, poniendo en riesgo la vida del personal presente.

La información y el análisis de los resultados de las actividades de monitoreo que realiza el OVS se emiten a través de reportes técnicos. Estos reportes son

Figura 2.17

Personal del IGP, muy cerca del cráter del volcán Ubinas, en su labor de inspección y monitoreo.



Fuente: IGP

publicados en el siguiente enlace <http://ovs.igp.gob.pe/reportes-vulcanologicos>.

2.3.3 Monitoreo de volcanes usando UAVs

En el 2005, se realizó una de las primeras experiencias en observación de volcanes mediante el uso de drones. En esa ocasión, el aeroplano Carolo P330 fue el que sobrevoló los volcanes de Cotopaxi y El Reventador en Ecuador para capturar imágenes del flujo de lava [39]. Poco después, en el 2007, se realizó el primer vuelo de un UAV para la medición de gases volcánicos en el cráter La Fossa (Vulcano, Italia). Allí se usó un dron tipo helicóptero equipado con sensores de SO_2 y CO_2 [40]. Las características de las aeronaves utilizadas para cada misión se detallan en el Cuadro 2.11, donde podemos resaltar la

gran diferencia que existe en el tiempo de autonomía que brinda cada una de ellas debido a razones explicadas anteriormente.

Cuadro 2.11

Comparación de las características técnicas de las aeronaves utilizadas dentro del marco de las primeras experiencias en la observación de volcanes y la medición de gases volcánicos

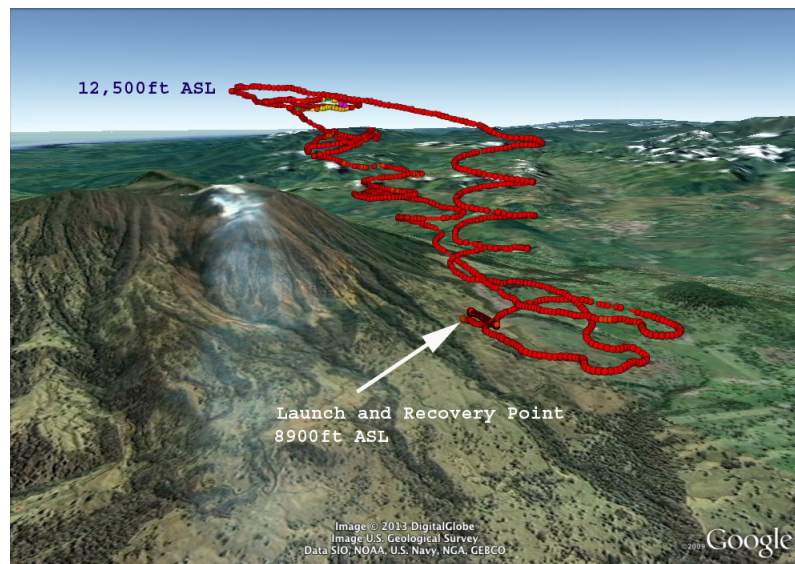
Misión	Medición de gases	Captura de imágenes
Modelo	Thunder Tiger Raptor 90	Carolo P330
Tipo	Helicóptero	Aeroplano
Motor	Combustión (15 cc)	Eléctrico (sin escobillas)
Dimensiones	1410×465×190 mm	1350×300×3300 mm
Hélice/Ala	28 pulgadas	3.3 m
Peso	5.2 kg	4.5 kg
Carga útil	3 kg	0.5 kg
Volcán	Vulcano (501 m.s.n.m)	Cotopaxi (5897 m.s.n.m)
Trayecto	16 km	67 km
Autonomía	12 minutos	90 minutos
Velocidad	80 km/h	90 km/h

Años después, en Marzo del 2013, la NASA realizó 10 vuelos con el aeroplano Dragon Eye a lo largo del cráter del volcán Turrialba (Costa Rica) con la finalidad de correlacionar los datos medidos *in situ* con los de sus satélites [41]. Principalmente para mejorar los modelos de desplazamiento de la fumarola, así como los mapas de concentración y distribución de gases volcánicos [42].

El punto de despegue fue ubicado a los 2700 m.s.n.m. y los vuelos llegaron hasta los 3800 m.s.n.m., más de 600 m arriba de la cima del volcán (Figura 2.18).

Figura 2.18

Trayectoria de vuelo en el volcán Turrialba. Comienza en los 2700 m.s.n.m. (8900 ft ASL) y llega hasta los 3800 m.s.n.m. (12500 ft ASL).



Fuente: nasa.gov

2.3.4 Vuelo de un aeroplano sobre el volcán Ubinas

En Agosto del 2016, investigadores del ROJ, la PUCP y el OVS, realizaron una expedición al volcán Ubinas con la finalidad de capturar imágenes del cráter haciendo uso de un aeroplano equipado con una cámara GoPro [43]. El aeroplano utilizado posee un ala de 1.5 m y se muestra en la Figura 2.19.

El aeroplano despegó en modo manual (Figura 2.20), realizó la ruta programada de manera autónoma y aterrizó manualmente. El encargado de realizar el despegue y aterrizaje haciendo uso del control remoto fue Aurelio Rodríguez, arqueólogo y aeromodelista que cuenta con muchos años de experiencia piloteando drones.

Figura 2.19

Aeroplano utilizado en la primera prueba de vuelo realizada en el volcán Ubinas.



El punto de despegue se ubicó cerca a la laguna Piscococha a -16.3397° de latitud con -70.0469° de longitud y se alcanzó una altura máxima de vuelo de 5806 m.s.n.m. En la Figura 2.21 y la Figura 2.22, se puede observar la trayectoria de vuelo programada.

Cabe resaltar que el aeroplano recorrió una distancia de 27.5 km en un intervalo de 23 minutos. Además, le tomó 6 minutos ascender hasta los 5800 m.s.n.m., luego de ello, se mantuvo sobrevolando el cráter otros 7 minutos (Figura 2.23).

La expedición fue un éxito, se logró realizar cuatro vuelos por encima del volcán en dos días consecutivos. Para el último vuelo fue que se programó la ruta mostrada en la Figura 2.24, con la finalidad de realizar capturas fotográficas del cráter.

Una muestra de las capturas fotográficas que se logró obtener al finalizar

Figura 2.20

Despegue del aeroplano con apoyo de Carlos Saito (GI-SANT).



el vuelo se observa en la Figura 2.25.

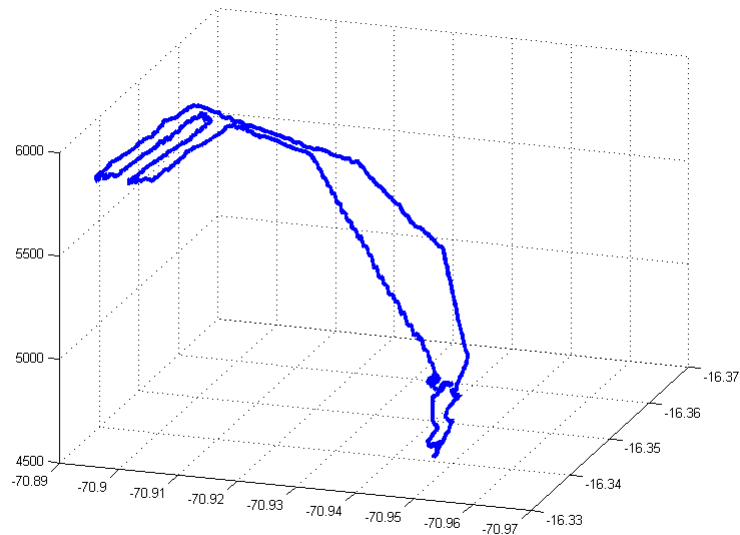
A su vez, con las capturas fotográfica se realizó una reconstrucción en tres dimensiones (3D) del cráter del volcán. Esto se puede observar ingresando al siguiente enlace <https://skfb.ly/RUFB>.

* * *

Resumiendo, en este capítulo se expuso los antecedentes del estudio, las definiciones, los conceptos y los elementos teóricos necesarios para fundamentar la presente investigación. Dentro de los antecedentes del estudio, se mostró cuatro tipos de sistemas de recarga y se expuso las ventajas y desventajas de cada uno. Luego, se detalló los conceptos relacionados a un cuadricóptero y sus elementos, así como las características del que se utilizará para la misión. Finalmente, se definió el contexto de la misión y la experiencia obtenida de las pruebas de vuelo realizadas en el volcán Ubina.

Figura 2.21

Representación gráfica de la trayectoria de vuelo en el volcán Ubinas usando los datos del GPS almacenados en el autopiloto del aeroplano.



Prosiguiendo con el desarrollo de la investigación, en el Capítulo III se expone la hipótesis. Esta se planteó siguiendo los lineamientos de los objetivos especificados con anterioridad, de manera que oriente el proceso de investigación y permita obtener resultados y conclusiones concretas.

Figura 2.22

Vista lateral de la trayectoria de vuelo en el volcán Ubinas. Comienza en los 4525 m.s.n.m. y llega hasta los 5806 m.s.n.m. (~ 200 m por encima del cráter).



Fuente: Google Earth

Figura 2.23

Gráfica de la altura recorrida por el aeroplano en función del tiempo (UTC)

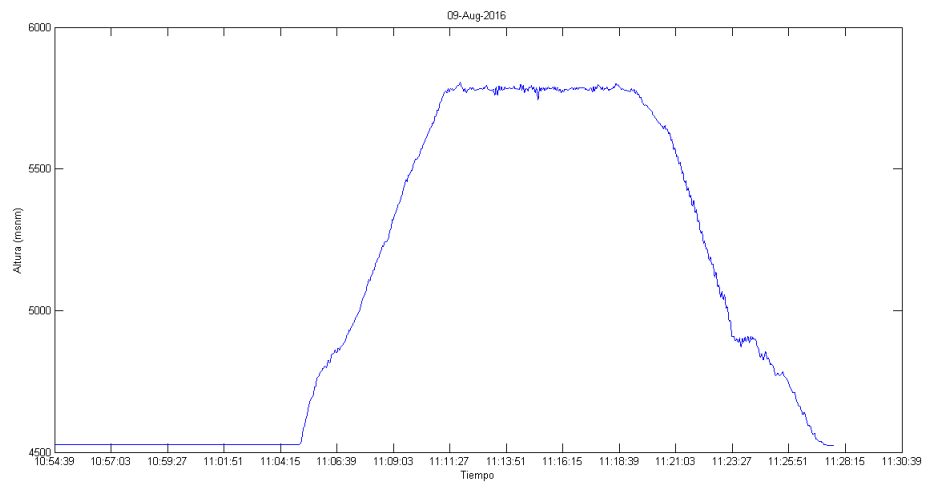


Figura 2.24

Vista superior de la trayectoria de vuelo en el volcán Ubinas. Comienza en los 4525 m.s.n.m. y llega hasta los 5806 m.s.n.m. (~200 m por encima del cráter).



Fuente: Google Earth

Figura 2.25

Captura fotográfica del cráter del volcán Ubinas usando un dron tipo aeroplano



Capítulo III

VARIABLES E HIPÓTESIS

En el presente capítulo se formulan las variables de investigación y las hipótesis (general y específicas), las cuales sirven para enfocarse en los objetivos planteados y conducir a resultados y conclusiones concretas [44].

3.1 Variables de la investigación

Las variables presentadas a continuación se definieron de acuerdo a las consideraciones requeridas para el cumplimiento del objetivo general.

3.1.1 Variable independiente

La variable independiente (**X**) se detalla a continuación.

X = Diseño e implementación de una estación de recarga autónoma para un vehículo aéreo no tripulado.

Sus dimensiones son las siguientes.

X_1 = Determinar el consumo energético del dron.

X_2 = Especificar los puntos de ubicación.

X_3 = Elegir los materiales para la estación.

3.1.2 Variable dependiente

La variable dependiente (**Y**) se detalla a continuación.

Y = Ejecutar la misión de estudiar el volcán Ubinas.

Sus dimensiones son las siguientes.

Y_1 = Estimar el tiempo de vuelo.

Y_2 = Trazar la trayectoria de vuelo.

Y_3 = Optimizar los costos de implementación.

3.2 Operacionalización de las variables

En esta sección se operan las variables de investigación con la finalidad de obtener indicadores que permitan argumentar los objetivos pretendidos. En el Cuadro 3.1 se muestra la operacionalización de las variables independientes y dependientes con sus respectivas dimensiones e indicadores.

3.3 Hipótesis

3.3.1 Hipótesis general

La hipótesis general asociada al presente trabajo de investigación se enuncia a continuación.

El diseño e implementación de una estación de recarga autónoma para un vehículo aéreo no tripulado, permite proveer la energía suficiente para ejecutar la misión de monitorear el volcán Ubinas.

Cuadro 3.1

Operacionalización de las variables.

Variable	Dimensiones	Indicadores
Diseño e implementación de una estación de recarga autónoma para un vehículo aéreo no tripulado	Determinar el consumo energético del dron	Documentación relacionada
		Análisis teórico
		Uso del software eCalc
	Especificar los puntos de ubicación	Documentación relacionada
		Análisis geográfico
		Uso de Google Earth
	Elegir los materiales para la estación	Documentación relacionada
		Elección de equipos
		Pruebas de laboratorio
Ejecutar la misión de estudiar el volcán Ubinas	Estimar el tiempo de vuelo	Análisis del consumo
		Análisis teórico
		Uso del software eCalc
	Trazar la trayectoria de vuelo	Análisis geográfico
		Recomendaciones del OVS
		Uso de Google Earth
	Optimizar los costos de implementación	Cotizaciones
		Presupuesto
		Elección de los materiales

3.3.2 Hipótesis específicas

Las hipótesis específicas que acompañan a la hipótesis general se presentan a continuación.

- El consumo energético del dron varía en función de la altura.
- El tiempo de vuelo depende del consumo energético del dron.
- Los tiempo de carga y descarga de la batería influyen en el diseño de la estación.
- Las condiciones climáticas determinan la elección de los materiales para la estación.

- La autonomía del sistema es clave para el correcto cumplimiento de la misión.

* * *

Resumiendo, en este capítulo se expuso las variables de investigación y las hipótesis formuladas para orientar la presente investigación. También se muestra la operacionalización de las variables y se plantea las hipótesis (general y específicas).

A continuación, en el Capítulo IV, se presenta la metodología y el diseño de la investigación. Además de las técnicas e instrumentos necesarios para el desarrollo de la misma.

Capítulo IV

METODOLOGÍA

4.1 Tipo de investigación

La investigación desarrollada en el presente trabajo es de tipo tecnológica. Esto se debe a que la labor investigativa manifestada tiene como objetivo final diseñar e implementar un equipo, con base en fundamentos ya establecidos por la investigación básica en los campos de la electrónica, aeronáutica y vulcanología [45]. Además, se busca solucionar un problema concreto (Capítulo I) considerando los desarrollos tecnológicos realizados hasta el momento, modificando y mejorando el diseño de acuerdo a necesidades particulares [46].

4.2 Diseño de la investigación

Para el diseño de la investigación se tomó en cuenta las recomendaciones de Ertas & Jones (1993) para el planteamiento de un método de validación de hipótesis en el ámbito ingenieril y tecnológico [47]. Las etapas del diseño de la investigación se pueden observar en la Figura 4.1, estas fueron seleccionadas de acuerdo a las necesidades propias de la presente investigación a fin de generar

un proceso de validación iterativo en el que se realicen evaluaciones, prototipos y testeos consecutivos hasta obtener resultados concretos.

4.3 Técnicas e instrumentos

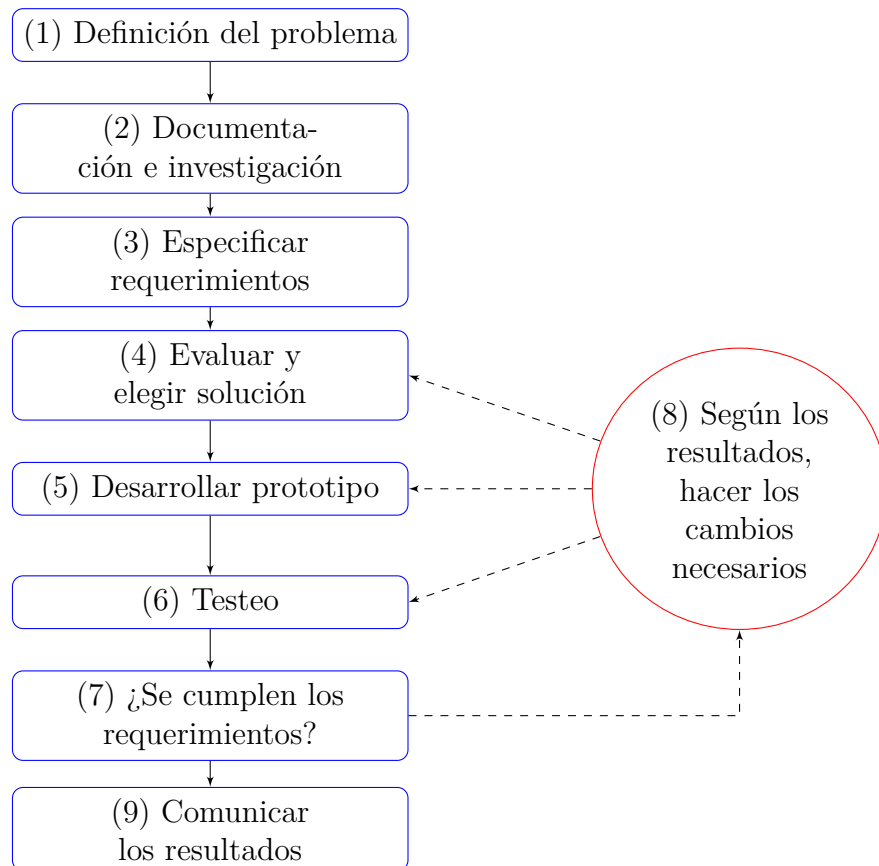
A continuación se indican las técnicas e instrumentos que se utilizarán para el desarrollo de la investigación.

- Documentación: Revisión de documentos y artículos.
- Datos legados: Revisión de proyectos ya realizados.
- Lecciones aprendidas: Análisis de resultados de proyectos previos para establecer aspectos cualitativos y cuantitativos que puedan aplicarse a nuevos desarrollos.
- Análisis estático: Revisión de productos terminados.
- Experimento replicado.
- Mediciones con instrumentos electrónicos.
- Simulación: Uso de software especializado para la realización de experimentos en entornos sintéticos o ambientes controlados.

Resumiendo, hasta aquí se expuso el diseño de la investigación, considerando que esta es de tipo tecnológico y se puede desarrollar siguiendo un proceso ingenieril iterativo. Además, se indicaron las técnicas e instrumentos que se utilizarán para este fin.

Figura 4.1

Diagrama de flujo del diseño de la investigación para la validación de la hipótesis.



En el Capítulo I y II se desarrollaron las primeras dos etapas del diseño de la investigación, detalladas en la Figura 4.1. A continuación se desarrollarán consecutivamente las siguientes etapas del proceso investigativo, comenzando por la especificación de los requerimientos y finalizando en el testeo del prototipo implementado.

4.4 Requerimientos del sistema

El requerimiento principal del sistema¹⁶ es recargar las baterías que utiliza el dron, con la finalidad de proveer energía suficiente para completar la misión de monitoreo del volcán Ubinas. Para conocer los requerimientos específicos se debe modelar y simular la trayectoria de vuelo del dron, comenzando por especificar los posibles puntos de despegue para el inicio de la misión.

Según el estudio de campo (Anexo B), existen tres puntos de despegue considerados como estratégicos para realizar el inicio del vuelo. Estos puntos fueron seleccionados siguiendo criterios técnicos que favorecen la ejecución del vuelo. En el Cuadro 4.1 se detalla la ubicación de cada punto de despegue.

Cuadro 4.1

Cuadro con los parámetros geográficos de los posibles puntos de despegue.

Punto	Lat - Long	Alt (m)	Dh (m)	Dv (m)	Dt (m)
Ubinas	- 16.386839°, - 70.855914°	3390	6400	2280	6793
Piscococha	- 16.346577°, - 70.955531°	4500	6000	1170	6113
UB1	- 16.332013°, - 70.916924°	4830	2500	840	2637

Las abreviaturas usadas para el Cuadro 4.1 se señalan a continuación.

¹⁶El término *sistema* se usará indistintamente para referirse a la estación de recarga autónoma, caso contrario se usará la denominación completa del sistema (ej. sistema fotovoltaico).

Punto = nombre referencial para el punto de despegue

Lat - Long = coordenadas geográficas del punto de despegue

Alt = altitud a la que se encuentra el punto (m.s.n.m.)

Dh = distancia horizontal del punto al cráter del volcán [m]

Dv = desnivel respecto a la cima del volcán [m]

Dt = distancia geométrica del punto al cráter del volcán [m]

También, en la Figura 4.2, se puede observar la ubicación de los posibles puntos de despegue considerados para la misión.

Figura 4.2

Posibles puntos de despegue para el inicio de la misión del cuadricóptero.



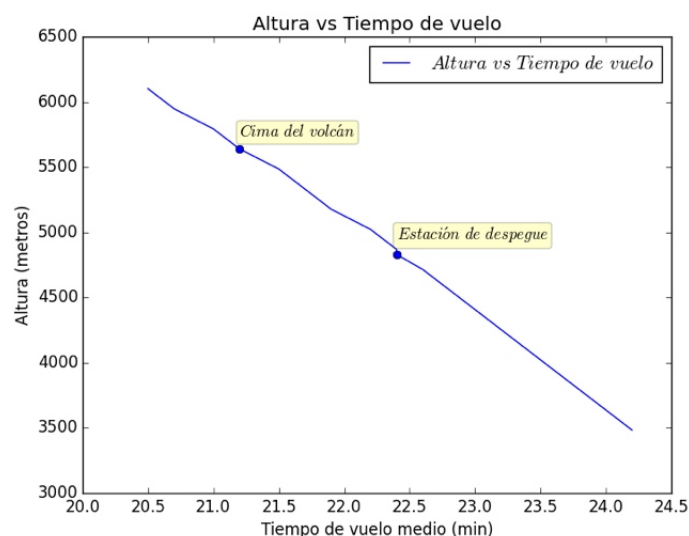
Fuente: Google Earth

Ya que se busca optimizar el tiempo de vuelo, será conveniente seleccionar el punto de despegue que permita un menor recorrido y, por consiguiente, un menor consumo energético. Observando el Cuadro 4.1 y la Figura 4.2 se puede determinar que el punto denominado UB1 es el más cercano al volcán, por tanto, permite optimizar el tiempo y la trayectoria de vuelo.

Ahora que se conoce el punto de despegue, es posible analizar el tiempo de vuelo en función de la altura de este punto (4830 m.s.n.m.) y la altura del volcán (5639 m.s.n.m.). Para esto se usa el software eCalc, en el cual se varía el parámetro de altura y se toma nota del tiempo de vuelo medio resultante. En la Figura 4.3 se observa una gráfica de estos parámetros, donde promediando el tiempo de vuelo para cada altura se obtiene un valor de 21.8 minutos. Luego, se estima la distancia que debe recorrer el dron hasta ir/retornar hacia/desde el cráter para compararla con la distancia que puede recorrer el dron según su autonomía. Para el presente caso, se calculó que la trayectoria de vuelo requerida es de aproximadamente 17 km y la distancia dada por la autonomía del dron es de 14.5 km, necesitando un tiempo de autonomía mínimo de 30 minutos para cumplir la misión.

Figura 4.3

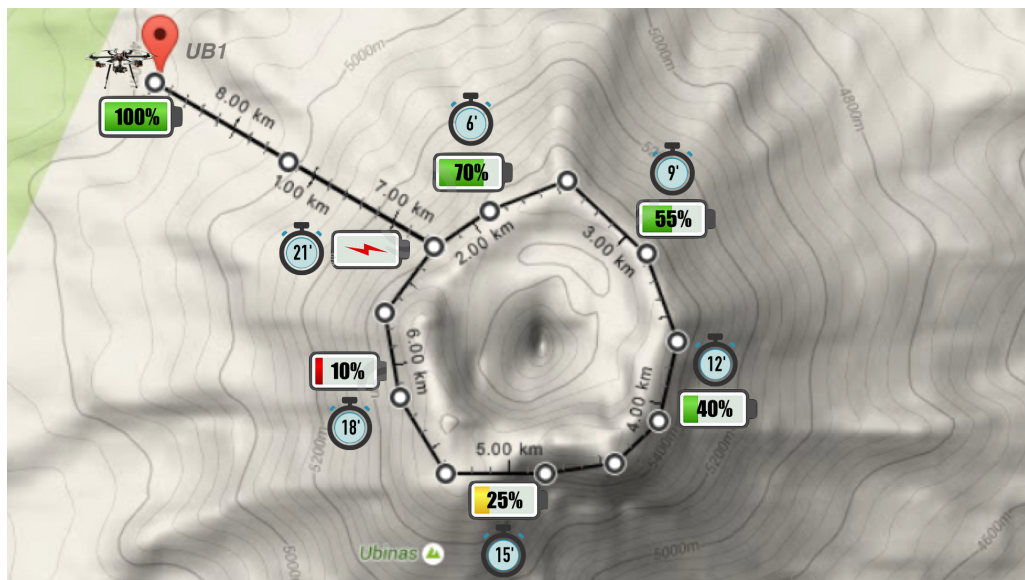
Representación gráfica de la relación entre la altura y el tiempo de vuelo del cuadricóptero.



Para continuar con el análisis, se realiza una simulación del recorrido del cuadricóptero hacia/desde el volcán Ubinas con la finalidad de determinar el momento en que la energía del dron se agota y ya no puede continuar el vuelo. En la Figura 4.4 se puede observar que antes de terminar la vuelta al cráter, a los 15 minutos de haber iniciado la misión, el dron cuenta con tan sólo 25 % de batería. Esto implica que se debe buscar un momento antes de los quince minutos de inicio del vuelo, para realizar la recarga de baterías.

Figura 4.4

Simulación del recorrido del cuadricóptero hacia/desde el volcán Ubinas con el detalle del estado de carga de la batería y el tiempo de vuelo.



De lo último, también se puede determinar que el sistema de recarga deberá estar ubicado en un punto intermedio entre el lugar de despegue y la cima del volcán. Dado el peligro que representa para cualquier persona hallarse en esta zona, se requiere que el sistema de recarga sea autónomo, es decir, que opere

con la menor intervención humana posible. Además, se sabe que en la zona de trabajo seleccionada no hay toma de energía eléctrica comercial, es por ello que el sistema también debe contar con alimentación autónoma.

De estas especificaciones se pueden derivar los siguientes requerimientos para el sistema.

- Poseer alimentación autónoma mediante un sistema fotovoltaico.
- Integrar un adaptador para la conexión autónoma de las baterías con el sistema.
- Iniciar y controlar el proceso de recarga de manera automática.
- Cargar las baterías del dron para continuar con la ruta de vuelo programada.
- Permitir el monitoreo remoto del estado de la recarga.

4.5 Elección según antecedentes

Dados los requerimientos del sistema es posible comparar y seleccionar el tipo de sistema de recarga más idóneo, de acuerdo a sus características y a los recursos que se poseen para su desarrollo. Para ello es preciso guiarse de los antecedentes de sistemas de recarga mostrados en la primera sección del marco teórico del presente trabajo (Cuadro 4.2).

De acuerdo a la evaluación se seleccionó el desarrollo de un sistema de recarga con base en el modelo de carga que usa pad conductor.

Cuadro 4.2

Cuadro comparativo entre los tipos de sistema de recarga considerados en los antecedentes.

Tipo de Sistema	Magnético ^a	Láser ^b	Swap ^c	Pad ^d
Integración de sistema fotovoltaico	✓	✗	✓	✓
Implementar funcionamiento autónomo	✓	✗	✗	✓
Inicio de recarga automático	✓	✓	✓	✓
Tiempo de recarga óptimo	✗	✓	✓	✓
Monitoreo remoto de la recarga	✓	✓	✓	✓
Costo de diseño e implementación	✓	✗	✗	✓
Tiempo de diseño e implementación	✓	✗	✗	✓

^a Carga mediante acoplamiento magnético ^b Carga láser ^c Cambio/Recarga de baterías

^d Carga usando pad conductor

4.6 Diseño e implementación del sistema

Dado que cada requerimiento cumple una determinada función en el proceso de operación del sistema de recarga. Es conveniente agrupar los requerimientos en bloques que permitan un desarrollo ordenado y secuencial del diseño e implementación del sistema. Es por ello que se plantean los bloques mostrados en la Figura 4.5.

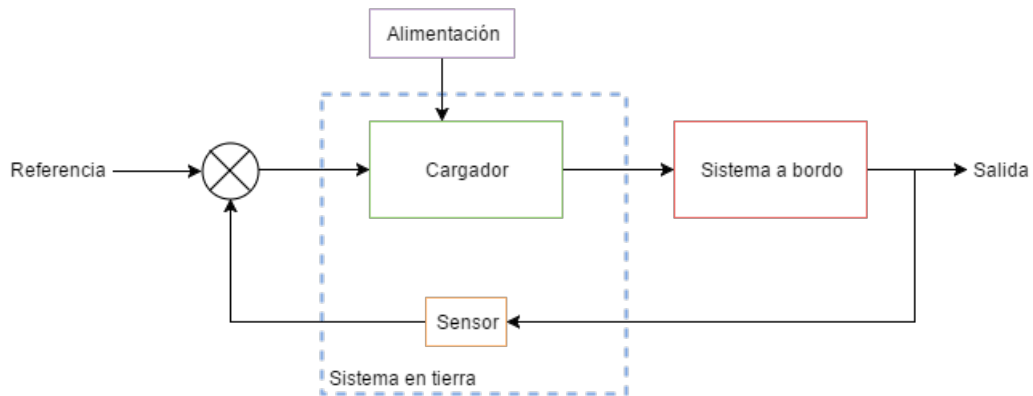
Las variables que componen el sistema son las siguientes.

- Referencia: Valor de voltaje de carga requerido.
- Sensor: Detección de presencia del dron y medición del voltaje de carga.
- Salida: Voltaje de carga del cuadricóptero.

Las siguientes 3 secciones comprenderán el diseño detallado de cada uno de los bloques mencionados.

Figura 4.5

Diagrama de bloques general del sistema de recarga.

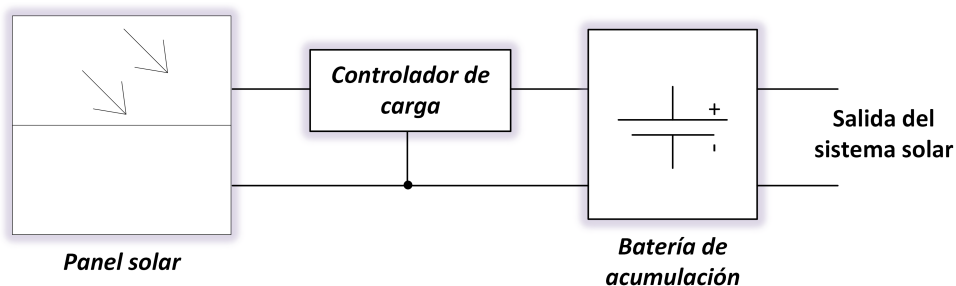


4.6.1 Alimentación del sistema de recarga

Debido a que en la zona donde se ubicará la estación de recarga no se cuenta con toma de energía eléctrica comercial, se incorporará un sistema fotovoltaico para proveer energía de manera autónoma. Los elementos que comprenden el sistema son: el panel solar, el controlador de carga y la batería de acumulación (Figura 4.6). Para este caso no se requerirá de un inversor ya que sólo se trabajará con voltaje en corriente continua (DC).

Figura 4.6

Esquema referencial de composición de un sistema fotovoltaico.



Para dimensionar el sistema fotovoltaico es imprescindible conocer el con-

sumo que representa la recarga de baterías, para ello se debe detallar los niveles de voltaje y corriente con los que se trabajará.

El dron utiliza dos baterías LiPo de 6S (22.2 V) y 16000 mAh conectadas en serie. Este arreglo hace posible obtener un voltaje equivalente a la suma de los voltajes nominales de cada batería, es decir, 44.4 V que es equivalente a un paquete de baterías de 12S y 16000 mAh. Para cargar este paquete de baterías a 1C (aproximadamente en una hora) es necesario un cargador LiPo que pueda proveer 16 A de corriente a 44.4 V. Con estos datos es posible hallar la potencia de carga, haciendo uso de la ecuación,

$$P_{carga} = V_{carga} \cdot A_{carga} , \quad (4.1)$$

donde:

$$P_{carga} = \text{potencia de carga [W]}$$

$$V_{carga} = \text{voltaje de carga [V]}$$

$$A_{carga} = \text{corriente de carga [A]}.$$

Reemplazando los datos se obtiene que,

$$P_{carga} = 16 \text{ A} \cdot 44.4 \text{ V} = 710.4 \text{ W} ,$$

por tanto, la potencia del cargador requerido debe ser mayor a 710.4 W.

Considerando que estos poseen una eficiencia entre 85 - 93 % y que se debe buscar un valor comercial equivalente, se optó por un cargador de 1000 W que soporte baterías de 12 celdas. El TP1430C de la marca Thunder Power

RC (Figura 2.12) cumple con estas características y fue seleccionado para el sistema de recarga [48]. Este cargador necesita un voltaje mínimo de 36 V para poder cargar las baterías del dron.

Para determinar las características del sistema fotovoltaico, de manera que pueda alimentar a la estación con la autonomía requerida, es necesario realizar un dimensionamiento [49]. El procedimiento inicia con el cálculo de la energía consumida por el cargador (el principal gestor de la energía de todo el sistema), usando la ecuación,

$$E_{consumida} = V_{carga} \cdot A_{carga} \cdot T_{carga} , \quad (4.2)$$

donde:

$E_{consumida}$ = energía consumida por el cargador [Wh]

V_{carga} = voltaje de carga [V]

A_{carga} = corriente de carga [A]

T_{carga} = tiempo de carga [h].

Reemplazando según el requerimiento se tiene que,

$$E_{consumida} = 44.4 \text{ V} \cdot 16 \text{ A} \cdot 1 \text{ h} ,$$

$$E_{consumida} = 710.4 \text{ Wh} \approx 720 \text{ Wh} ,$$

Luego, se tiene que hallar el consumo que esto representa para el sistema fotovoltaico, usando la siguiente relación,

$$Consumo = \frac{E_{consumida}}{V_{operación}} , \quad (4.3)$$

donde:

$Consumo$ = consumo con respecto al sistema fotovoltaico [Ah]

$V_{operación}$ = voltaje de operación del sistema fotovoltaico [V].

Teniendo en consideración que se operará el sistema a 36 V se puede afirmar que el consumo será,

$$Consumo = \frac{720 \text{ Wh}}{36 \text{ V}} = 20 \text{ Ah} ,$$

Siguiendo con el procedimiento, se debe calcular la capacidad de la batería acumuladora mediante la siguiente expresión,

$$C_{batería} = Consumo \cdot N_{autonomía} \cdot P_{descarga} , \quad (4.4)$$

donde:

$C_{batería}$ = capacidad de la batería acumuladora [Ah]

$N_{autonomía}$ = número de días de autonomía del sistema

$P_{descarga}$ = factor del porcentaje de descarga máxima de la batería acumuladora.

Ya que se usará baterías de ciclo profundo ($P_{descarga} = 2$) y debido a que no se necesita operación ininterrumpida del sistema por largos periodos de tiempo, sólo se consideran dos días de autonomía. Por lo que la capacidad de la batería acumuladora viene dada por,

$$C_{batería} = 20 \text{ Ah} \cdot 2 \cdot 2 = 80 \text{ Ah},$$

Luego de ello es necesario determinar las características del panel, estudiando la actividad solar del lugar. Para tal fin es posible guiarse de la información que recolecta la NASA Surface meteorology and Solar Energy (NASA-SSE) con sus satélites de observación [50]. Esta información se encuentra online¹⁷ y solicita el ingreso de las coordenadas de la ubicación que se desea estudiar. A continuación se debe seleccionar el tipo de parámetro requerido, como por ejemplo el promedio mensual de incidencia solar en una superficie horizontal. La web muestra una tabla (Cuadro 4.3) en la que se observa que el peor mes es Junio, que en promedio recibe sólo 5.17 horas pico de sol.

Cuadro 4.3

Promedio mensual de incidencia solar en una superficie horizontal.



ATMOSPHERIC
SCIENCE
DATA CENTER

NASA

NASA Surface meteorology and Solar Energy - Available Tables

Latitude -16.332 / Longitude -70.917 was chosen.

Parameters for Sizing and Pointing of Solar Panels and for Solar Thermal Applications:

Monthly Averaged Insolation Incident On A Horizontal Surface (kWh/m²/day)

Lat -16.332 Lon -70.917	Jan	Feb	Mar	Apr	May	Jun	Jul	Aug	Sep	Oct	Nov	Dec	Annual Average
22-year Average	6.10	6.00	5.79	5.71	5.45	5.17	5.29	5.82	6.62	7.15	7.42	6.95	6.12

La capacidad del panel viene dada por la siguiente expresión,

$$C_{panel} = \frac{1.5 \cdot E_{consumida}}{HSP}, \quad (4.5)$$

¹⁷<https://eosweb.larc.nasa.gov/cgi-bin/sse/grid.cgi?email=skip@larc.nasa.gov>

donde:

C_{panel} = capacidad del panel [W]

HSP = número de Horas Solar Pico [h].

Por lo tanto la capacidad del panel(es) debe ser de,

$$C_{panel} = \frac{1.5 \cdot 720 \text{ Wh}}{5.17 \text{ h}} \approx 208.9 \text{ W},$$

El NASA-SSE también brinda una tabla con el parámetro OPT ANG (optimal angle) el cual indica el ángulo relativo a la horizontal donde el promedio de radiación solar es máximo (Cuadro 4.4). De manera que al instalar el panel solar se puedan obtener resultados óptimos de rendimiento.

Cuadro 4.4

Promedio mensual de radiación en una superficie inclinada que apunta al Ecuador.



NASA Surface meteorology and Solar Energy - Available Tables

Latitude **-16.332** / Longitude **-70.917** was chosen.

Parameters for Tilted Solar Panels:



Lat -16.332 Lon -70.917	Jan	Feb	Mar	Apr	May	Jun	Jul	Aug	Sep	Oct	Nov	Dec	Annual Average
SSE HRZ	6.10	6.00	5.79	5.71	5.45	5.17	5.29	5.82	6.62	7.15	7.42	6.95	6.12
K	0.53	0.54	0.56	0.63	0.69	0.71	0.70	0.68	0.68	0.66	0.65	0.60	0.64
Diffuse	2.42	2.32	2.01	1.48	1.00	0.82	0.90	1.15	1.42	1.76	1.96	2.19	1.62
Direct	5.26	5.23	5.50	6.60	7.61	7.86	7.75	7.55	7.73	7.70	7.78	6.84	6.96
Tilt 0	5.96	5.89	5.71	5.65	5.41	5.13	5.25	5.77	6.54	7.03	7.26	6.91	6.04
Tilt 1	5.97	5.89	5.72	5.69	5.47	5.21	5.32	5.82	6.57	7.03	7.27	6.93	6.08
Tilt 16	5.97	5.71	5.79	6.12	6.30	6.22	6.25	6.46	6.84	6.90	7.25	7.06	6.41
Tilt 31	5.68	5.26	5.56	6.23	6.77	6.87	6.82	6.74	6.73	6.41	6.86	6.83	6.40
Tilt 90	2.40	1.84	2.43	3.62	4.90	5.46	5.20	4.31	3.16	1.98	2.45	3.04	3.41
OPT	6.00	5.89	5.80	6.23	6.87	7.11	6.99	6.75	6.84	7.04	7.31	7.06	6.66
→ OPT ANG	8.00	0.00	12.0	28.0	41.0	47.0	45.0	34.0	19.0	3.00	8.00	14.0	21.7

NOTE: Diffuse radiation, direct normal radiation and tilted surface radiation are not calculated when the clearness index (K) is below 0.3 or above 0.8.

Por ello, se recomienda instalar el panel con 21.7° con respecto a la horizontal.

Finalmente, el controlador de carga solar debe cumplir el siguiente requerimiento.

Capacidad mínima del controlador de carga $>$ Máxima corriente de trabajo

Capacidad mínima del controlador de carga $> 20\text{ A}$

Luego de calcular todos los parámetros del sistema fotovoltaico es preciso seleccionar el modelo comercial de cada uno de sus elementos, con la certeza de que todos cumplan los requerimientos especificados. Para el caso del panel solar se seleccionó el mostrado en la Figura 4.7, el cual es de tipo monocristalino y posee una potencia de 80 W . Además provee un voltaje de 18.5 V y una corriente de 4.35 A en el punto de máxima potencia [51].

Figura 4.7

Panel solar modelo SW 80 de la marca SolarWorld.



Fuente: SW 80 datasheet

Se sabe que al conectar los paneles en serie los voltajes de cada uno se adicionan, por lo que al momento de conectar tres de estos se obtiene un voltaje de 55 V , suficiente para llegar al voltaje de operación del sistema (36 V). Además de obtener una potencia de 240 W , que cumple con creces el valor de potencia

calculado al momento de dimensionar el sistema fotovoltaico (ecuación 4.5).

Prosiguiendo con la elección de la batería, se tomó en cuenta aquellas con un voltaje nominal de 12 V y una capacidad mayor o igual a 80 Ah. Siguiendo este requerimiento, se escogió la batería mostrada en la Figura 4.8.

Figura 4.8

Batería solar modelo 31-Gel de 108 Ah de la marca Trojan.



Fuente: 31-Gel datasheet

Se requieren tres de estas baterías, dispuestas en serie, para llegar al voltaje de operación seleccionado (36 V). Cada una posee una capacidad de 108 Ah, lo que permite la operación del sistema de recarga cuatro veces consecutivas [52].

Se conoce que la capacidad mínima del controlador de carga solar debe ser mayor a 20 A. Según ello, se eligió uno que trabaje a 35 A (Figura 4.9), de manera que se tenga un margen adecuado para la operación del equipo [53].

Los controladores tipo MPPT operan según lo mostrado en la Figura 4.10. Para cargar la batería acumuladora a voltaje constante, un convertidor DC-DC Buck-Boost es impulsado por un pulso cuadrado generado desde el microcontrolador. Si el voltaje de carga de salida a la batería es menor que el voltaje especificado, entonces el ciclo de trabajo se incrementa por el microcontrola-

Figura 4.9

Controlador de carga solar modelo MPPT 150/35 de la marca Victron Energy.

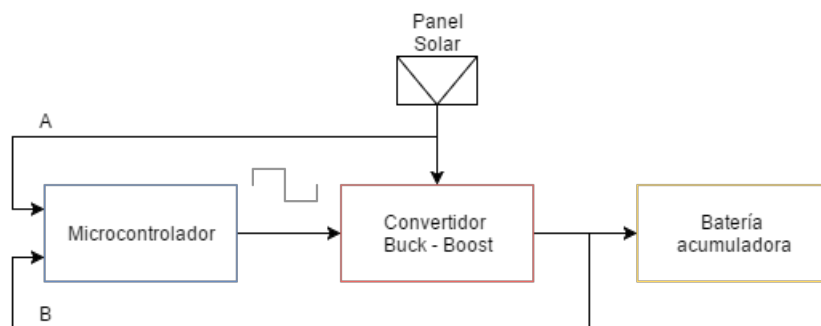


Fuente: emarineinc.com

dor para elevar la tensión de salida y viceversa. El microcontrolador detecta el voltaje de salida del panel solar a través de la vía A. Esta muestra se usa para determinar si el sistema MPPT debe suministrar corriente de carga a la batería o no. La retroalimentación desde la entrada de la batería recibida a través de la trayectoria de realimentación B se utiliza para personalizar el ciclo de trabajo del impulso generado desde el microcontrolador de tal manera que el sistema obtiene la máxima potencia posible desde el panel PV para suministrar la batería.

Figura 4.10

Diagrama de bloques del controlador de carga solar.



En resumen, el sistema fotovoltaico estará compuesto principalmente por

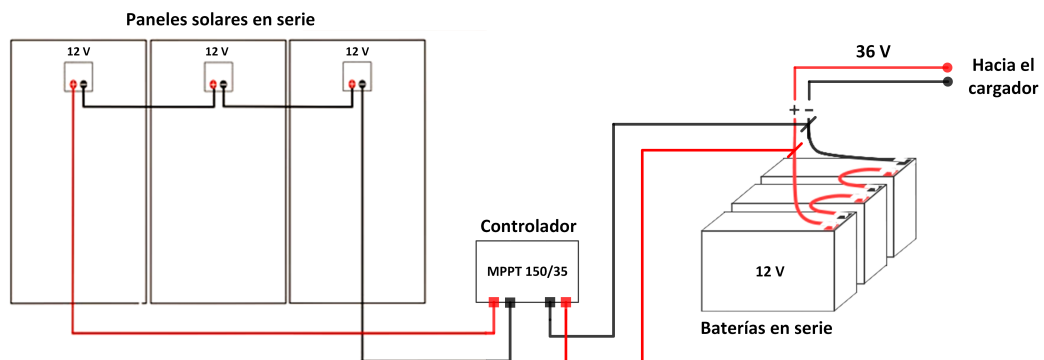
los siguientes elementos.

- (03) paneles solares de 12 V dispuestos en serie.
- (01) controlador de carga solar de 35 A.
- (03) baterías acumuladoras de 12 V dispuestas en serie.

Para implementar el sistema fotovoltaico se debe seguir el esquema de instalación mostrado en la Figura 4.11.

Figura 4.11

Diagrama de conexión del sistema fotovoltaico.



Siguiendo el esquema, se conectan los tres paneles en serie como se observa en la Figura 4.12a. Para comprobar que el voltaje resultante es la adición de los voltajes individuales de cada panel, se realiza una medición con un multímetro, la cual muestra que la tensión de salida es de 64 V (Figura 4.12b).

Si bien es habitual mencionar que cada panel es de 12 V, este es sólo un valor referencial del voltaje que pueden proveer. Al medir los tres paneles en serie se obtiene un voltaje mucho mayor que 36 V, ya que cada panel SW80

Figura 4.12

Conexión en serie de los paneles solares usados para el sistema fotovoltaico.



(a)

Paneles conectados en serie



(b)

Medición de voltaje de los paneles

puede llegar a proveer hasta 22.5 V en circuito abierto [51]. Esto quiere decir que dicho arreglo de paneles puede brindar hasta 67.5 V en un día soleado, como aquel en el que se hicieron las pruebas.

De igual manera se procede a conectar las baterías en serie y se mide el voltaje entre los extremos. El voltaje que resulta de la medición es de 38.07 V, esto denota que las baterías no se encuentran completamente cargadas, caso contrario el voltaje medido superaría los 42 V [52].

Finalmente, se conecta el arreglo de paneles y de baterías al controlador de carga en los bornes correspondientes. El controlador posee tres indicadores LED que corresponden a las etapas de recarga de las baterías acumuladoras. Al momento de comenzar la recarga se enciende el indicador *Bulk* (Figura 4.13), luego de un determinado tiempo pasan a la etapa *Absorption* y después a *Float*, donde el controlador se encarga de mantener la batería cargada [53].

En la Figura 4.14 se puede observar el sistema fotovoltaico que se utilizará

Figura 4.13

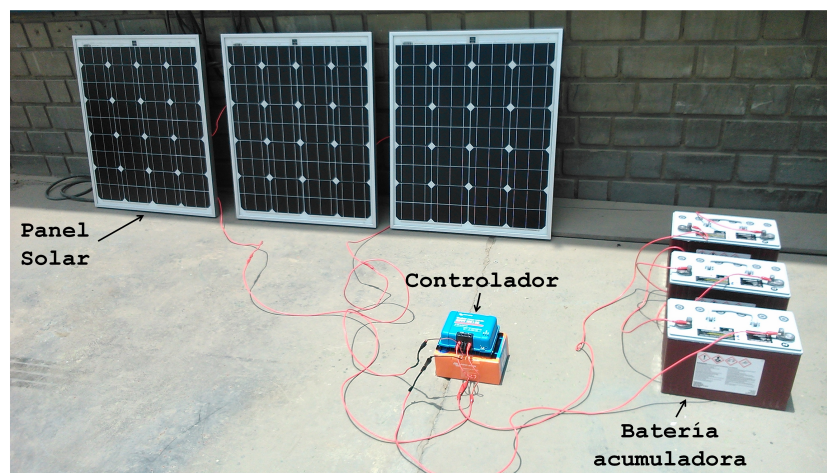
Controlador de carga inicia proceso de carga en modo *Bulk*.



para alimentar el sistema de recarga.

Figura 4.14

Sistema fotovoltaico que sirve como alimentación para la estación de recarga.



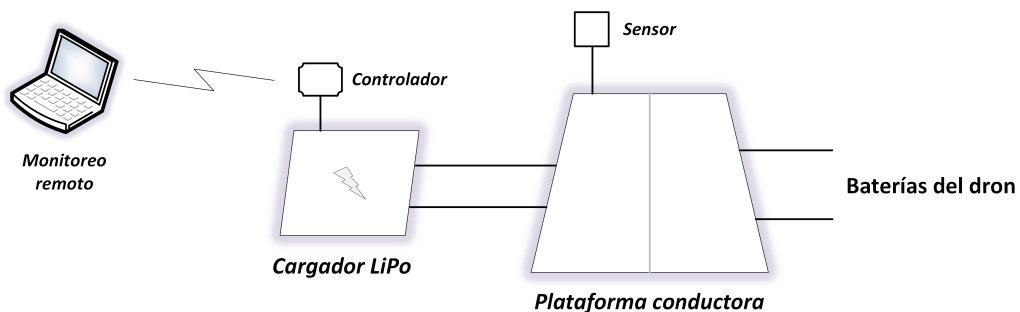
Este sistema brinda alimentación de 36 V al cargador del sistema de recarga y posibilita la operación del sistema de recarga por 4 veces consecutivas.

4.6.2 Sistema de recarga en tierra

La función principal de este bloque es recargar las baterías del dron. Para ello incorpora tanto elementos de recarga como elementos de control (Figura 4.15).

Figura 4.15

Diagrama de bloques del sistema de recarga en tierra.

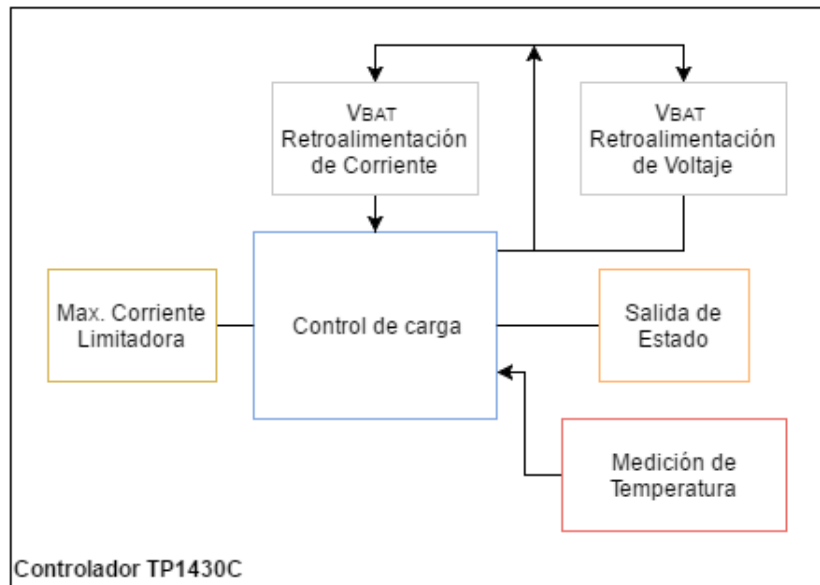


Como se mencionó anteriormente, el cargador seleccionado es el TP1430C y estará alimentado con los 36 V que brinda la salida del sistema solar (Figura 4.11). El cargador TP1430C posee un controlador que permite la carga de baterías LiPo en Corriente Constante/Voltaje Constante. Según la Figura 4.16, el cargador mantendrá la corriente constante hasta que la batería llegue a su voltaje pico (4.2 V por celda), luego mantendrá ese voltaje mientras reduce la corriente.

El cargador se conectará a una plataforma o *pad* de material conductor que permitirá el aterrizaje del dron y servirá de puente eléctrico entre el cargador (en tierra) y las baterías del dron (a bordo) a través de una interfaz de contacto eléctrico. La plataforma conductora se compone de una lámina de cobre con

Figura 4.16

Diagrama de bloques del controlador TP1430C.



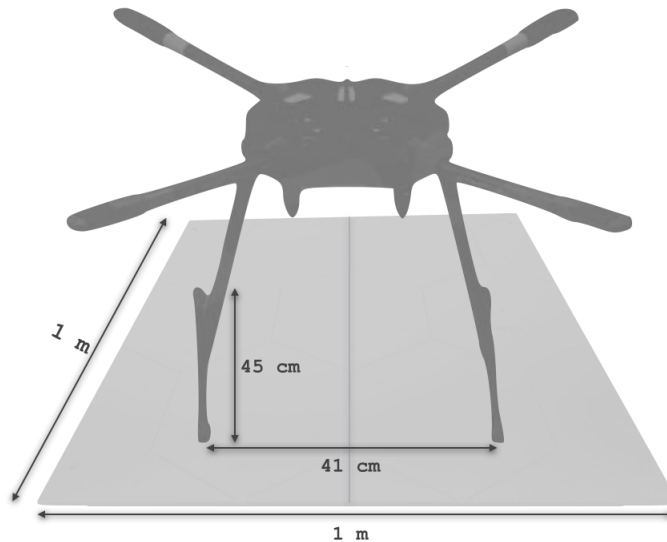
medidas $1\text{ m} \times 1\text{ m} \times 0.80\text{ mm}$, con recubrimiento de plata para mejorar la conductividad y obtener un mejor rendimiento en el proceso de recarga. La superficie de la plataforma, a su vez, habilita una zona de aterrizaje de área propicia para el dron (Figura 4.17). La lámina es dividida en dos partes de igual superficie, las cuales son polarizadas con las cargas positiva y negativa provenientes del cargador.

Para la construcción de la plataforma conductora, se debe fijar ambas láminas en una base de madera. Esto se puede realizar con tornillos, de manera que luego estos sirvan para polarizar cada una de las placas metálicas (Figura 4.18).

Continuando con el análisis del bloque correspondiente al cargador LiPo. Se sabe que este tipo de cargadores requiere de ser configurado manualmente

Figura 4.17

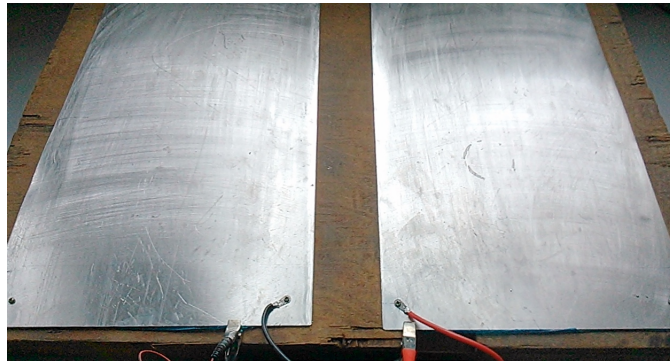
Medidas de la plataforma conductora.



para que pueda iniciar el proceso de recarga, por lo que se diseñó un circuito para que este inicio sea automatizado. La finalidad de ello es contribuir al funcionamiento autónomo del sistema de recarga, de manera que cuando el dron aterrice en la plataforma el cargador inicie el proceso de recarga automáticamente. Para lograr esto se debe conocer cuál es el procedimiento que se ejecuta en el cargador para que inicie la recarga, así como la forma de poder intervenir ese procedimiento. Existen dos formas de intervenir el procedimiento, actuando directamente sobre el firmware/software del cargador a través de alguna interfaz de comunicación habilitada o irrumpir en el hardware para insertar los comandos manuales usando un dispositivo digital, como un embebido basado en un microcontrolador. Ya que este cargador y la mayoría de los que existen en el mercado no poseen la primera opción habilitada, se optó

Figura 4.18

Plataforma conductora compuesta de dos láminas metálicas atornilladas a una base de madera.

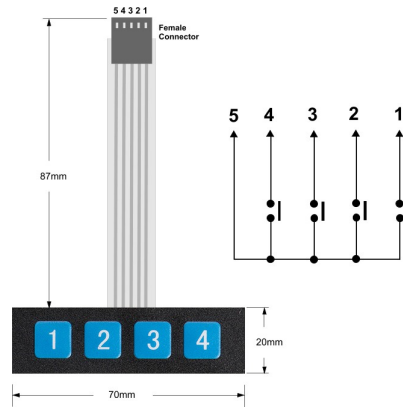


por la segunda opción, la cual requiere de *hackear* el hardware del cargador para insertar los comandos de configuración. Ya que el cargador posee una interfaz de configuración manual a través de un teclado basado en pulsadores (Figura 4.19) es posible conectar el puerto del teclado a los pines de salida de un microcontrolador para mandar pulsos digitales y controlar las funciones del cargador, simulando el accionar de un usuario al presionar/soltar los botones.

El proceso de inicio se muestra en la Figura 4.20. Luego de encender el cargador, es decir, luego de alimentarlo, en la pantalla LCD se muestra el modo de carga CHARGE, la corriente de carga 2.0A y el voltaje nominal de la batería 11.1V(3S). Estos son los valores por defecto, así que deben ser cambiados con los valores requeridos, los cuales se quedarán grabados en la memoria del cargador. Esto se realiza usando las teclas DEC e INC para disminuir o aumentar el valor del parámetro. Luego se presiona y suelta START para ingresar el valor. Una vez configurado los parámetros de carga (modo,

Figura 4.19

Tipo de teclado usado en el cargador LiPo.



Fuente: stak.com

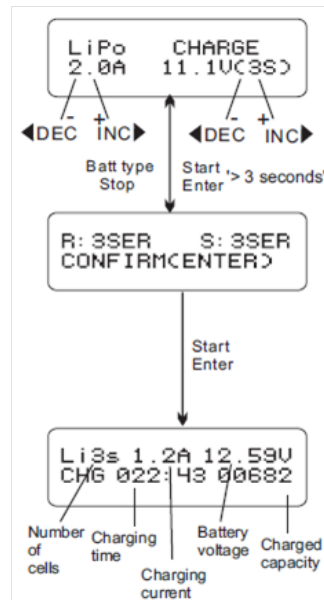
corriente y voltaje) se presiona por 3 segundos la tecla START, se suelta y se espera que el cargador reconozca la batería. Si el proceso es exitoso se solicitará presionar/soltar otra vez la tecla START para confirmar el comienzo de la recarga. Ya en el proceso de carga, en la pantalla se muestran indicadores de tiempo y capacidad cargada.

Las pruebas de inicio de recarga automática se realizaron con el cargador modelo QUATTRO B6 AC de la marca SKYRC. Para ello se abrió la cubierta del cargador, se localizó las salidas del teclado y se desconectó el mismo para incorporar nuestra propia interfaz (Figura 4.21a). Esta interfaz está compuesta por 5 cables tipo jumper conectados a las salidas digitales de una placa de desarrollo Arduino MEGA (Figura 4.21b), la cual se conecta vía USB a una PC para uso del monitor serial (Figura 4.22).

Cada tecleo (presionar/soltar) en el cargador se puede interpretar como un cambio de estado lógico (0 a 1), por lo que se puede programar la placa

Figura 4.20

Pasos para el inicio de la recarga de baterías LiPo.



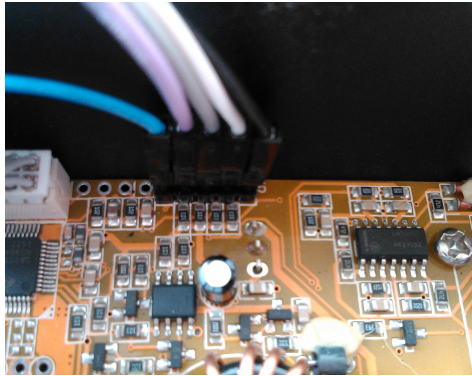
Fuente: Manual del cargador QUATTRO B6 AC

de desarrollo para que al insertar un carácter en el monitor serial del IDE de Arduino se accione uno de los cuatro botones del cargador, logrando una control digital remoto de la configuración del cargador.

Para ello se cargó el programa del Anexo C en el Arduino, que permite el control de las funciones del cargador usando el teclado de una PC de manera que cada tecla acciona un botón o función correspondiente en el cargador. Ya que ahora se tiene el control del cargador mediante una placa de desarrollo (Arduino), es posible programar la placa para que ejecute una rutina de inicio de recarga automática. Esta rutina debe ser activada luego de que el dron se encuentre aterrizado y con las baterías conectadas a la plataforma con la polaridad correcta, ya que de otra manera el inicio de recarga sería fallido.

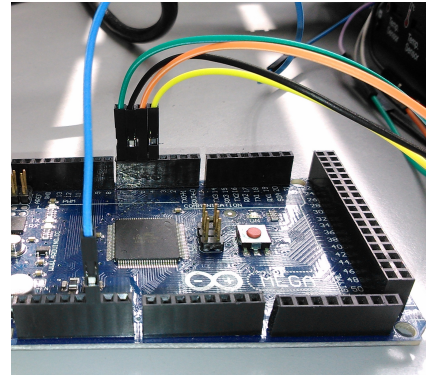
Figura 4.21

Conexión del Arduino con el cargador LiPo.



(a)

Interfaz del teclado del cargador LiPo



(b)

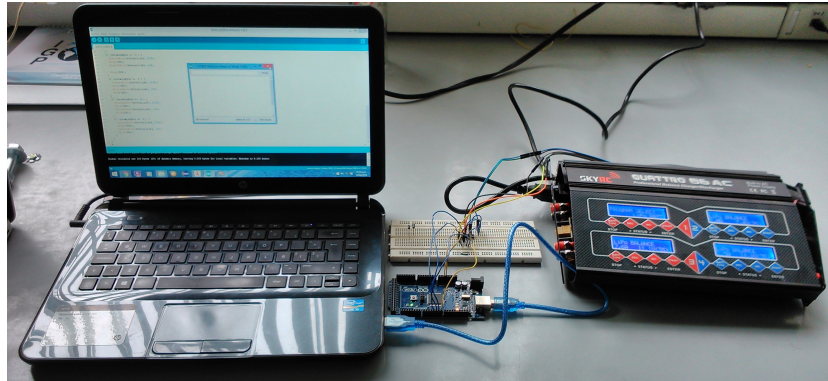
Salidas conectadas al cargador

Afortunadamente, el cargador ya cuenta con una lógica incorporada en su sistema que corrobora si la polaridad de la batería conectada es congruente, por lo que sólo se debe procurar que las baterías se conecten correctamente a la plataforma (pad conductor). Para la detección del aterrizaje del dron se hace uso de un sensor de fuerza como el mostrado en la Figura 4.23a. Este posee una sensibilidad de 0.1–100 Newtons que equivale a la detección de pesos desde 100 g hasta 10 kg y puede trabajar en temperaturas de -30 a $+70^{\circ}$ [54]. Para poner en funcionamiento este sensor sólo es necesario conectarlo a la entrada de un ADC con una resistencia *pull down*, como se observa en el circuito de la Figura 4.23b.

Se debe colocar el sensor en el pad conductor de manera que cuando el dron aterrice, la fuerza ejercida por su peso active el sensor y autorice el inicio de la recarga (Figura 4.24).

Figura 4.22

(De izquierda a derecha) PC conectada por el puerto USB con el Arduino MEGA cuyas salidas digitales programables se encuentran conectadas a la salida del teclado del cargador LiPo.



Luego, se debe establecer una manera de comprobar el nivel de la recarga para finalizar el proceso cuando las baterías se encuentren cargadas. Para ello se debe realizar una lectura del voltaje de las baterías para determinar el estado de carga o *State Of Charge* (SOC) de las mismas. Se conoce que el nivel máximo de voltaje en una batería LiPo es de 4.2 V por celda, es decir, para el caso de las dos baterías de 6S utilizadas en serie el voltaje de carga final debe ser de 44.4 V. Para la medición del voltaje sólo basta utilizar un circuito divisor de tensión como el mostrado en la Figura 4.25).

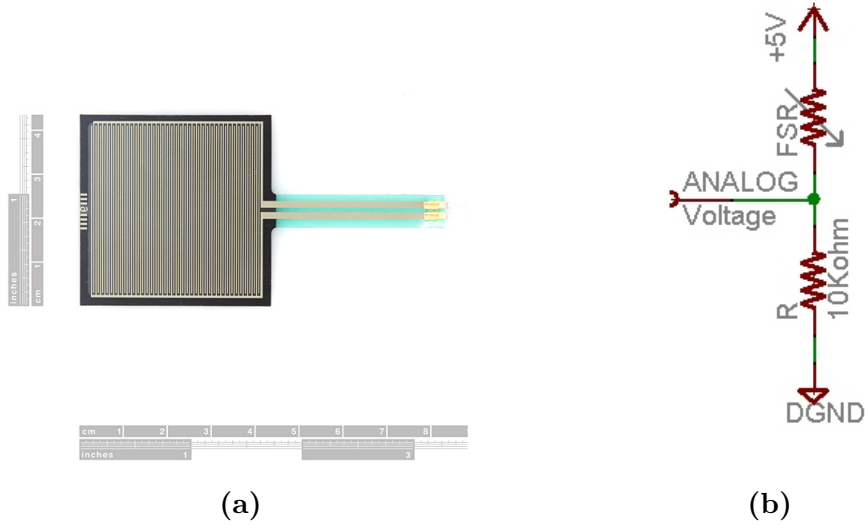
El valor de las resistencias del circuito sigue la siguiente relación,

$$V_{out} = V_{in} \cdot \frac{R_2}{R_1 + R_2}$$

Siendo el voltaje de entrada (V_{in}) de 44.4 V y buscando que el voltaje de salida (V_{out}) no supere los 5 V (máximo voltaje medible para el ADC) las

Figura 4.23

Sensor de fuerza modelo FSR 406 usado para la detección del aterrizaje del dron en la plataforma de recarga.



Sensor de fuerza FSR 406

Circuito para FSR 406

resistencias R_1 y R_2 pueden ser de 30 k Ω y 3.3 k Ω respectivamente. Según la siguiente fórmula,

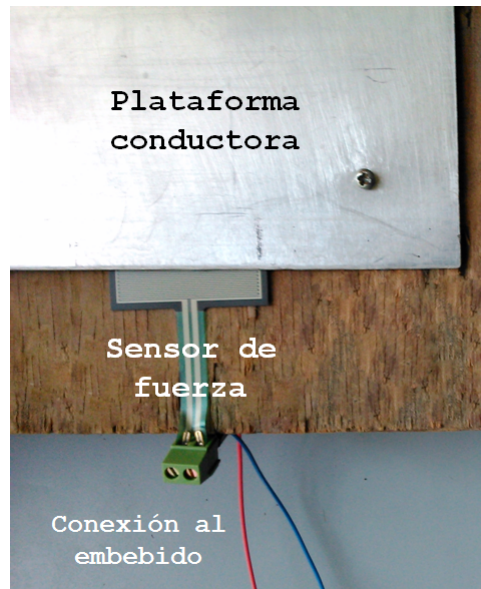
$$P_{disipada} = \frac{V_{in}^2}{R_1 + R_2},$$

las resistencias disipan una potencia de 0.0592 W cada una, por lo que al momento de seleccionarlas se consideró la empaquetadura SMD 1206. Ya que se tiene la lectura del voltaje de las baterías, se puede conocer el momento en el que estas se encuentran cargadas lo cual resulta en la finalización del proceso de recarga.

Los bloques del sistema de control de recarga se puede observar en la Figura

Figura 4.24

Sensor de fuerza colocado para detectar el aterrizaje del dron en la plataforma.



4.26. Donde se muestra que el microcontrolador ATmega328 es el que realiza la labor de programar el cargador a través de la Interfaz Botón, dependiendo del valor de las variables de entrada (Sensor de Fuerza y Sensor de Voltaje). Estas variables permiten reconocer dos parámetros, el aterrizaje del dron y el estado de la recarga. De igual manera, los contactos ubicados en el cuadricóptero permiten el reconocimiento de las baterías y su polaridad por parte del cargador. Por medio de estos contacto también es posible conocer si el dron aterrizó y si recargó sus baterías.

Todo el proceso, desde la detección del dron hasta la finalización de la recarga, se puede observar en el flujo de la Figura 4.27. Toda esta lógica de control del sistema de recarga puede ser fácilmente implementada y ejecutada por un sistema embebido basado en un microcontrolador. Dadas las exigencias

Figura 4.25

Circuito divisor de tensión para la medición del voltaje de las baterías.

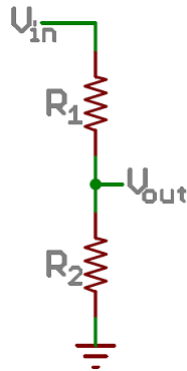
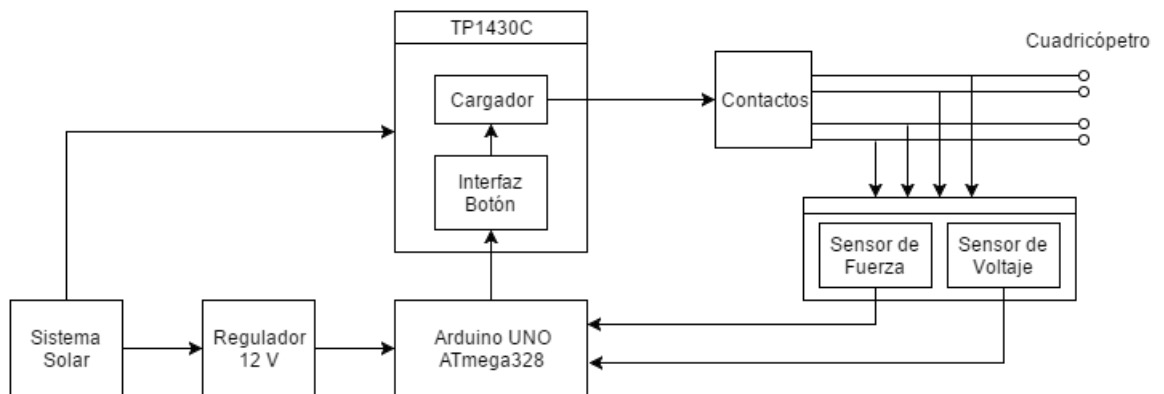


Figura 4.26

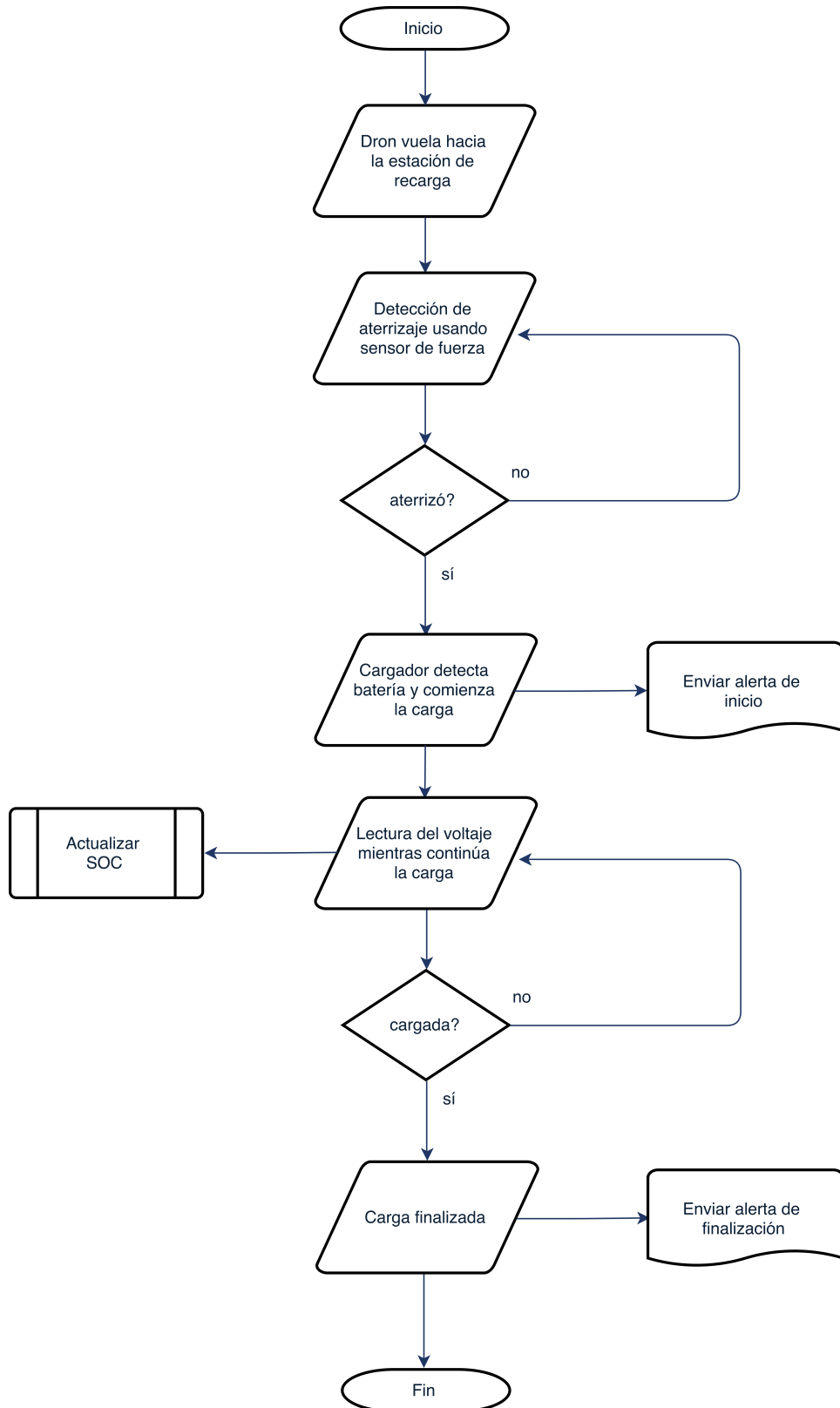
Diagrama de flujo de inicio y finalización del proceso de recarga.



propias del sistema se optó por usar el microcontrolador ATmega328 y se usó como base de diseño la placa de desarrollo Arduino PRO. El diagrama esquemático de la tarjeta de control diseñada se puede observar en la Figura E.1 mostrada en el Anexo E. El circuito del sensor de detección de aterrizaje y el de medición de voltaje se muestran en la parte superior derecha del esquemático y están etiquetados como S_UNO y S_DOS respectivamente.

Figura 4.27

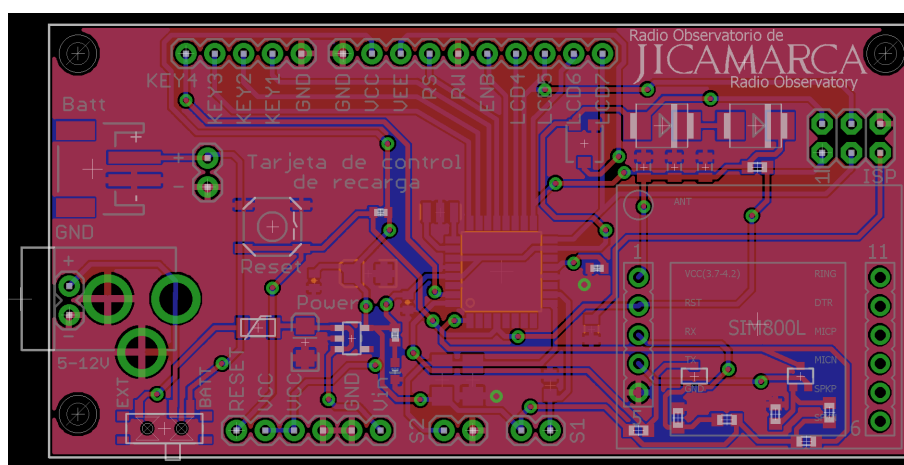
Diagrama de flujo de inicio y finalización del proceso de recarga.



La placa de circuito impreso (PCB) del sistema de control de recarga se muestra en la Figura 4.28. Esta tarjeta mide 76.2×38.1 mm, funciona a 5 V y se programa a través del puerto ISP. Puede ser alimentada por una fuente DC de 5 a 12 V o una batería LiPo de 7.4 V. Los puertos de los sensores se pueden observar en la parte inferior central de la placa y están etiquetados como S1 y S2.

Figura 4.28

PCB de la tarjeta de control.

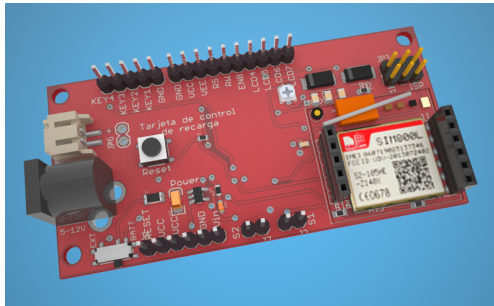


En la Figura 4.29 se puede observar el modelo de placa del sistema embebido.

Cabe destacar que el sistema embebido también posee conectividad a internet a través de la red GPRS, usando un módulo basado en el chip SIM800L. Esta conectividad hace posible el monitoreo del estado de la recarga a través de la transmisión del voltaje de las baterías medido, así como el envío de alertas o avisos relacionados a la activación y desactivación de los sensores. Esto se visualiza a través de una plataforma online gratuita que almacena y grafica

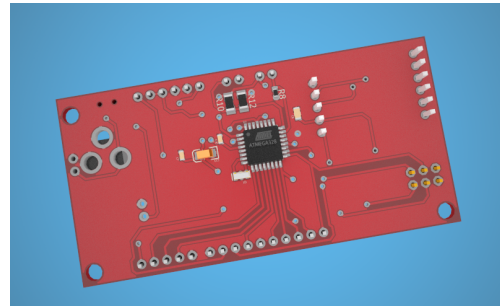
Figura 4.29

Modelo de placa del sistema embebido diseñado para el control y monitoreo de la recarga.



(a)

Parte superior de la placa



(b)

Parte inferior de la placa

datos enviados con protocolo REST.

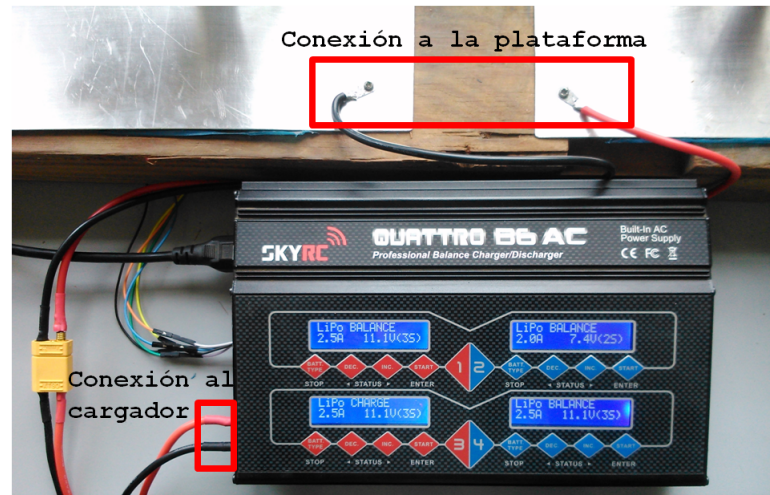
Una vez implementado el embebido se debe cargar el código mostrado en el Anexo D. Luego de implementar el control de recarga se debe conectar la plataforma conductora con el cargador, haciendo uso de cables con conectores tipo ojal (lado de plataforma) por un extremo, y por el otro con conectores tipo banana (lado del cargador).

Finalmente, es posible realizar una prueba de inicio de recarga automático para corroborar que el funcionamiento del sistema de control de recarga. Para ello se debe conectar el sistema de control de recarga con las demás etapas implementadas hasta el momento (Figura 4.31).

Luego de la implementación, para probar el funcionamiento del sensor de fuerza se ejecuta presión sobre la plataforma conductora y se visualiza las lecturas en la PC (Figura 4.32). Sin embargo, para conocer el valor límite de

Figura 4.30

Conexión entre el cargador y la plataforma conductora.



lectura que se debe configurar para que el sistema de control active el inicio de la recarga, se simula el aterrizaje del dron en la plataforma y se toma nota de los valores medidos por el sensor. Luego de varias pruebas se considera el menor valor medido como el valor de activación, ya que no se requiere de demasiada precisión por el motivo de que sólo se desea detectar si el dron aterrizó o no (ON/OFF).

Cabe señalar que las presentes pruebas de detección de aterrizaje y las futuras pruebas de recarga mostradas más adelante, fueron realizadas empleando un cuadricóptero modelo F450. Esto se debe a que, en el marco del proyecto del que se desprende este trabajo¹⁸, el cuadricóptero con chasis T960 se encontraba en pleno desarrollo.

¹⁸Proyecto *Monitoreo de volcanes usando vehículos aéreos no tripulados* detallado en el Capítulo I.

Figura 4.31

Conexión del control de recarga a la plataforma conductora.

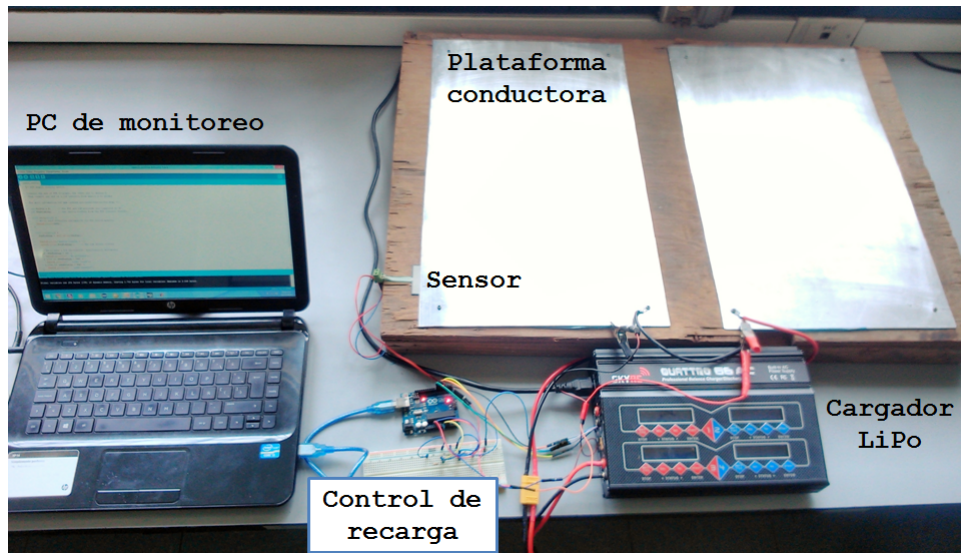
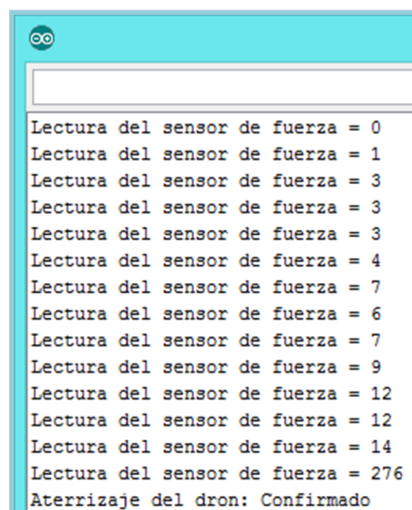


Figura 4.32

Lecturas del sensor de fuerza usando el sistema de control de recarga.

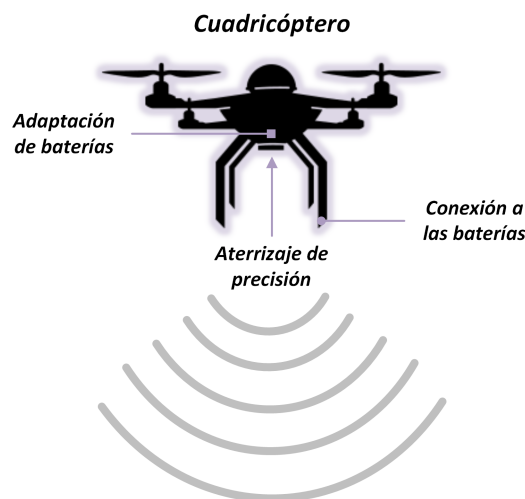


4.6.3 Sistema de recarga a bordo

El sistema de recarga a bordo posee dos funciones, primero la de asegurar el aterrizaje sobre la plataforma conductora y segundo la de acoplar o adaptar las baterías del dron, para que puedan ser conectadas a la plataforma a través de contactos eléctricos en las patas del cuadricóptero (Figura 4.33).

Figura 4.33

Elementos del sistema de recarga a bordo del cuadricóptero.



Analizando la primera función, se conoce que el autopiloto adquiere el parámetro de posicionamiento horizontal del módulo GPS¹⁹. Este módulo posee una precisión de 2.5 m con un error circular probable (CEP) de 50 %, es decir, existe un 50 % de probabilidad que el dron aterrice en un círculo de 2.5 m de radio con un nivel de señal de -130 dBm y un conteo mayor a 6 satélites. De esto puede determinarse que si se desea aterrizar el dron en una plataforma cuadrada, esta debería tener una superficie mayor a 6 metros cuadrados. Sin

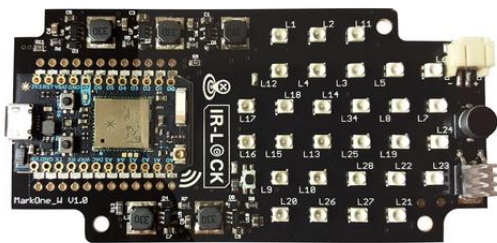
¹⁹Global Positioning System

considerar que se pueden presentar errores de posicionamiento por interferencia electromagnética, baja señal de recepción GPS o conteo reducido de satélites.

Este nivel de precisión no es el óptimo para la aplicación requerida, debido a la gran dimensión que debería tener la plataforma conductora y la precisión en el punto de aterrizaje. Es por ello que se planteó reducir el nivel de incertidumbre haciendo uso del módulo IR-LOCK, de la empresa de mismo nombre, el cual está basado en el sensor de visión Pixy (Figura 4.34). El sensor Pixy tiene modificado el filtro y el lente de la cámara para detectar emisiones de luz infrarroja (IR). Con eso puede rastrear (*tracking*) emisores o marcadores IR, para lograr una mayor precisión en la detección del punto de aterrizaje [55].

Figura 4.34

Elementos que componen el módulo de aterrizaje de precisión IR-LOCK.



(a)

Marcador infrarrojo MarkOne



(b)

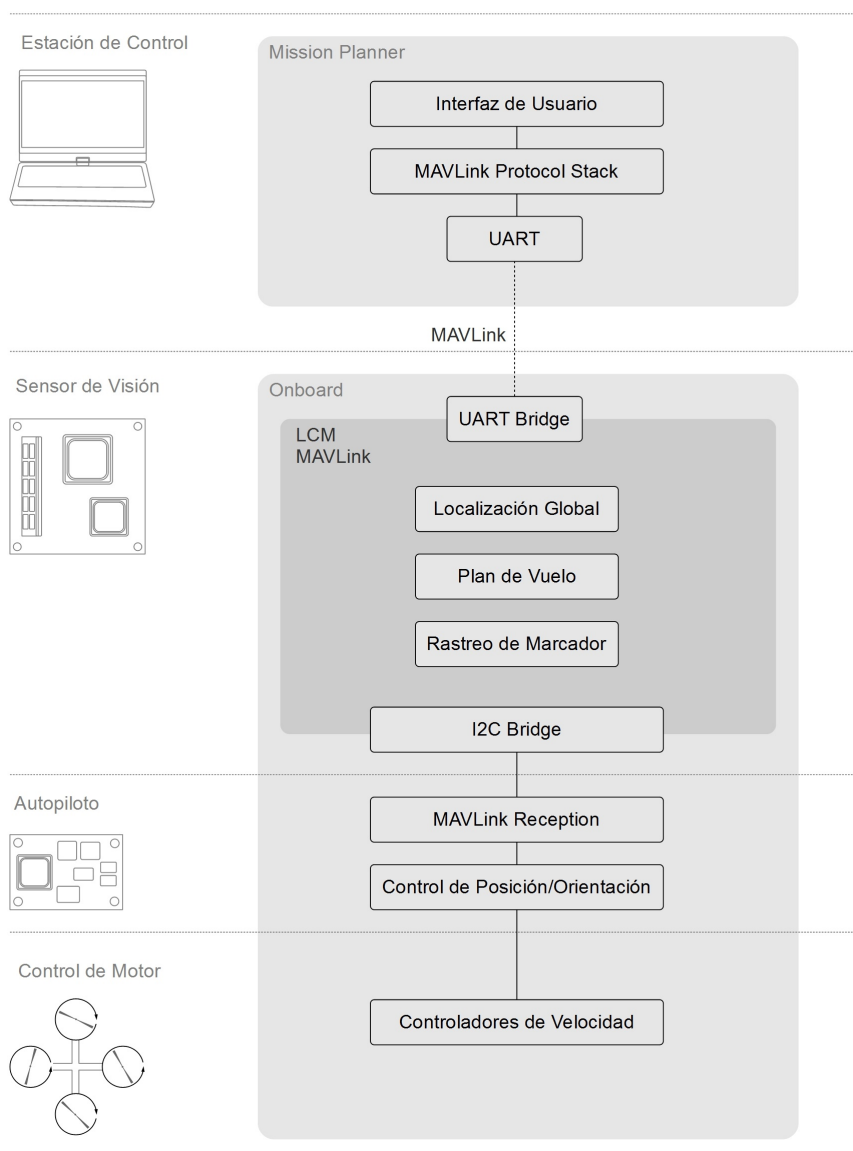
Sensor de visión Pixy

Luego de detectar el punto de aterrizaje, el sensor Pixy se comunica con el autopiloto (Pixhawk), mediante el cual se logra controlar la posición/orientación con la finalidad de que aterrice en el punto detectado. En el diagrama de la Figura 4.35, se observan los protocolos que se utilizan para la comunicación

entre el IR-Lock con el Pixhawk.

Figura 4.35

Comunicación entre el sensor Pixy y el autopiloto Pixhawk.

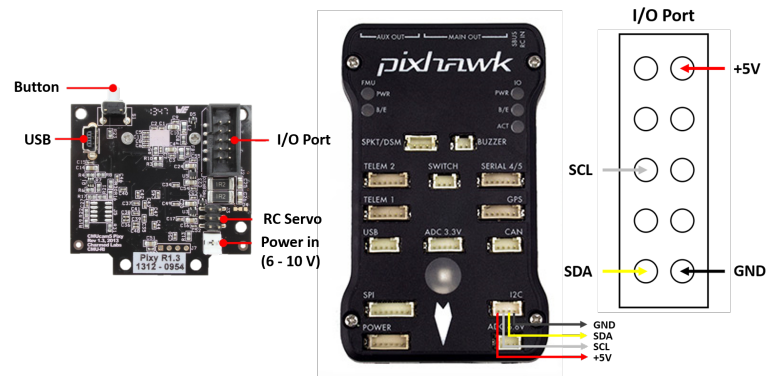


Para la conexión entre el sensor Pixy y el autopiloto Pixhawk se utiliza el puerto I2C, mediante el cual también se alimenta al sensor (Figura 4.36).

La manera apropiada de colocar el sensor de visión se observa en la Figu-

Figura 4.36

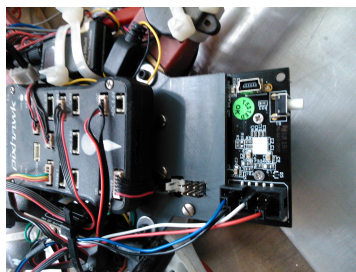
Conexión entre el sensor Pixy y el autopiloto Pixhawk.



ra 4.37a, para ello fue necesario diseñar una pieza para fijar la cámara Pixy. El lente de la cámara debe observarse según lo mostrado en la Figura 4.37b).

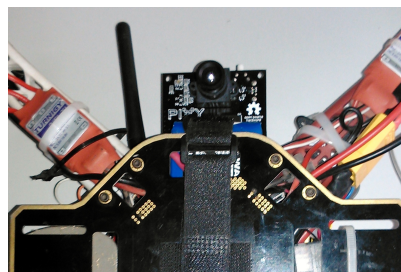
Figura 4.37

Colocación de la cámara Pixy en el cuadricóptero.



(a)

Pieza soporte



(b)

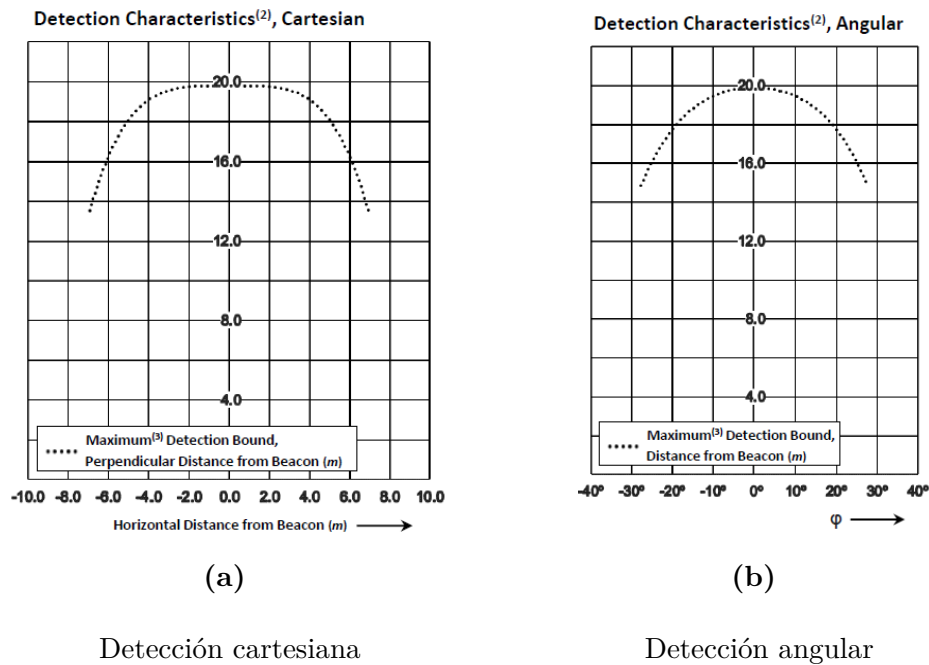
Orientación del sensor

Cabe resaltar que el uso de este módulo no reemplaza la función del GPS, sino mas bien se puede decir que la complementa. Esto se debe a que para ubicarse horizontalmente sobre el punto de aterrizaje programado, se usa el GPS, pero luego de que el dron se encuentra sobre marcador infrarrojo (punto de aterrizaje) el sensor Pixy se comunica con el autopiloto para aterrizar el dron

en el punto detectado. La altura máxima en la que el sensor puede detectar el marcador infrarrojo es de 19.8 metros, cuando el sensor se encuentra perpendicular al marcador [56]. Para calcular la distancia de detección en distintos escenarios se puede observar la Figura 4.38.

Figura 4.38

Gráficas de las distancias de detección del marcador infrarrojo.



(a)

Detección cartesiana

(b)

Detección angular

Fuente: IR-LOCK

En nuestro caso, el marcador infrarrojo debe colocarse en la parte central de la plataforma conductora (Figura 4.39). De manera que el dron aterrice con cada una de sus patas conectadas a una polaridad distinta de la plataforma.

Una vez instalado el módulo IR-Lock, se procede con la adaptación de baterías para su conexión a la plataforma conductora en el momento que el dron aterriza. Esto comprende habilitar el acceso a las baterías desde la placa de

Figura 4.39

Ubicación del marcador infrarrojo en la plataforma conductora.



montaje²⁰ y colocar pines conductores en las patas del dron que pueda conectarse a este acceso. Para habilitar el acceso a las baterías se utilizan arneses tipo serie y paralelo (Figura 4.40), según la disposición en que se encuentren estas.

Figura 4.40

Tipos de arnés utilizados para la conexión de baterías LiPo.



(a)

Arnés tipo serie



(b)

Arnés tipo paralelo

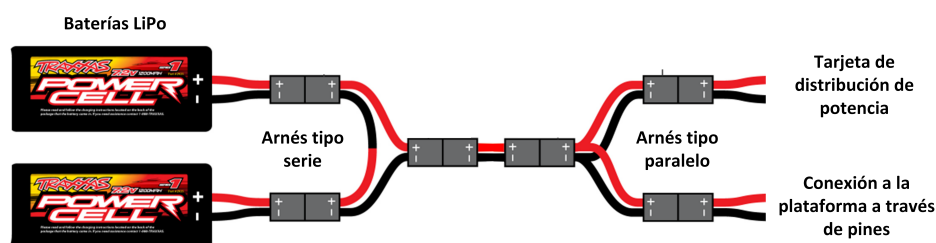
Fuente: hobbyking.com

²⁰Pieza que se encuentra al centro del chasis de un dron tipo multirrotor, donde comúnmente se coloca el autopiloto, las baterías y otros dispositivos electrónicos.

Para el caso particular de tener dos baterías dispuestas en serie, se requiere de dos arneses, uno tipo serie y otro paralelo. El arnés tipo serie irá conectado a las baterías, la salida de este arnés se conecta a otro de tipo paralelo, que a su vez irá conectado tanto a la tarjeta de distribución de potencia (PDB) como a los pines colocados en las patas del dron (Figura 4.41).

Figura 4.41

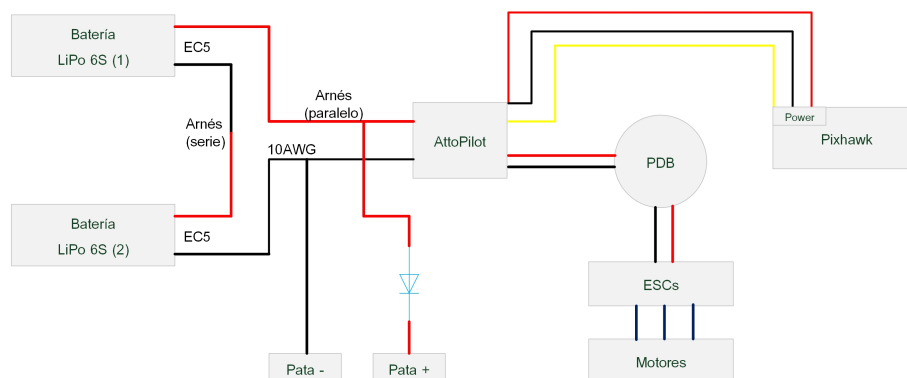
Conexión de los arneses para el acceso a las baterías.



Luego de conectados los arneses, debe corroborarse que las conexiones eléctricas a bordo del cuadricóptero queden como se muestra en la Figura 4.42. Donde también se observa que cada pata del dron habilita un medio para la recarga de las baterías.

Figura 4.42

Diagrama de conexión eléctrica a bordo del cuadricóptero.



Para habilitar la recarga por medio de las patas del dron, se escogió como medio de contacto un arreglo de 6 pines con resorte interno (Figura 4.43). Cada uno de estos pines soporta 2 A, lo que permite una conducción de corriente total de 12 A.

Figura 4.43

Arreglo de pines con resorte utilizados para la conexión entre la plataforma y las baterías.



Fuente: mouser.pe

Estos pines se colocan en las patas del dron de manera que el resorte se contraiga y ejerza presión sobre la plataforma conductora luego de que el dron aterrizas (Figura 4.44). Esto permite un mejor contacto entre la plataforma y el conector de manera que se asegure la conexión para la recarga.

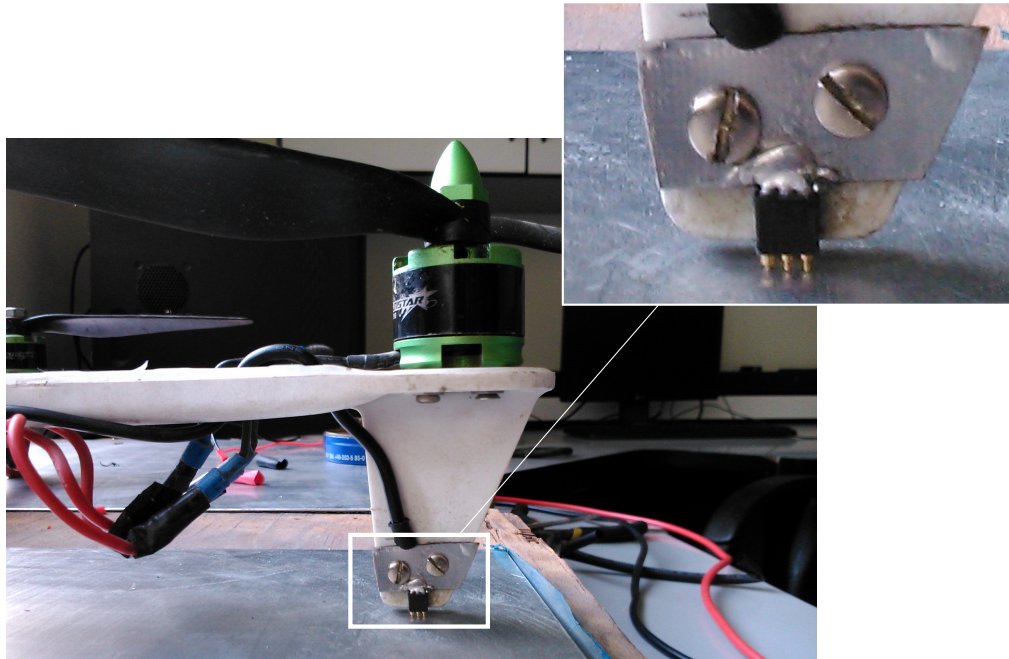
Con esto finalmente se logra concluir el diseño e implementación de las etapas, ahora sólo falta integrar todo el sistema.

4.7 Integración del sistema

Ya que en las secciones anteriores se desarrolló cada una de las tres etapas que comprende el sistema, para integrar cada una de estas partes es preciso

Figura 4.44

Pines con resorte sujetos a las patas del dron para habilitar la recarga de las baterías haciendo contacto con la plataforma conductora.



guiarse del esquema mostrado en la Figura 4.45.

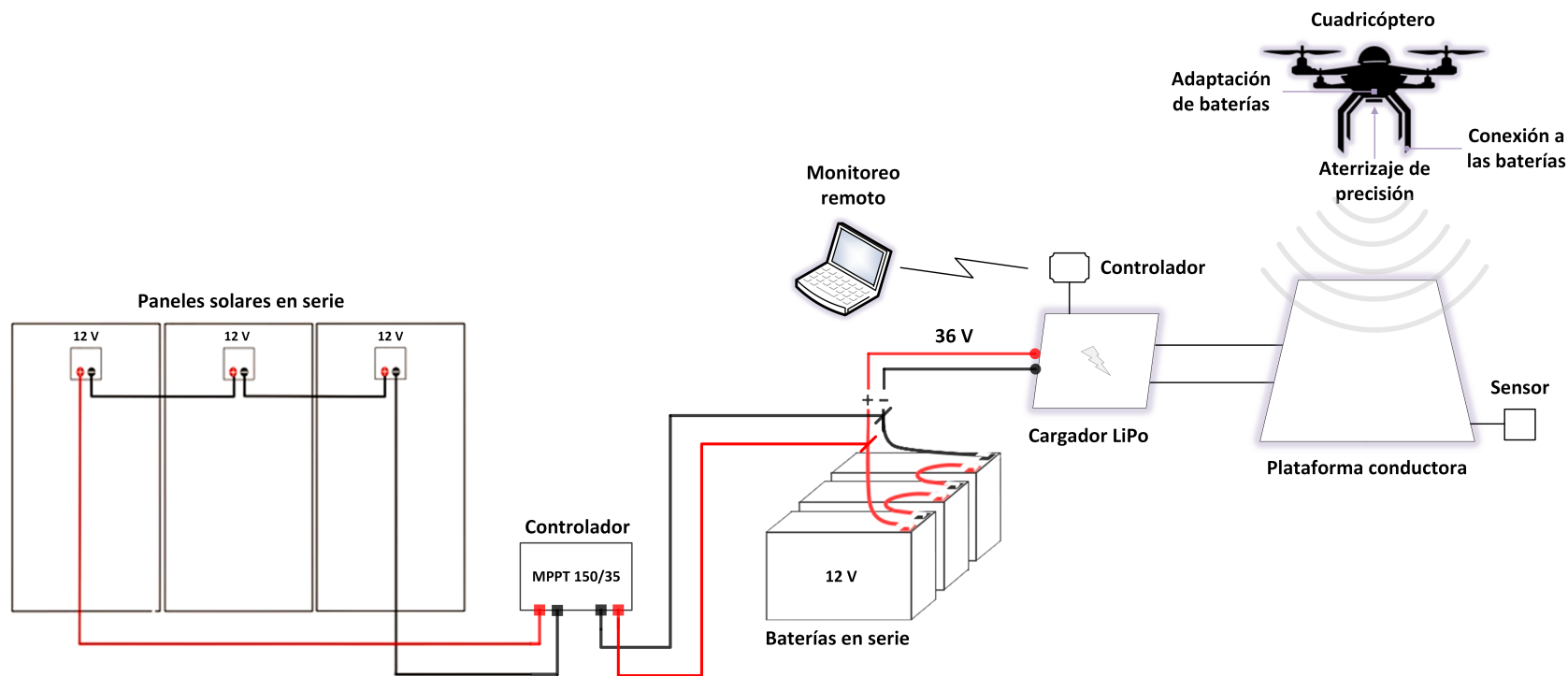
* * *

Resumiendo, en este capítulo se expuso el diseño e implementación del sistema de recarga. Para ello se dividió el sistema en tres bloques: alimentación, sistema de recarga en tierra y sistema de recarga a bordo. Cada una de estas etapas fue desarrollada a lo largo del capítulo, mostrando los cálculos para el diseño y los pasos para la implementación.

A continuación, en el Capítulo V, se mostrarán los resultados de las pruebas realizadas con el sistema implementado.

Figura 4.45

Esquema para la implementación del sistema completo.



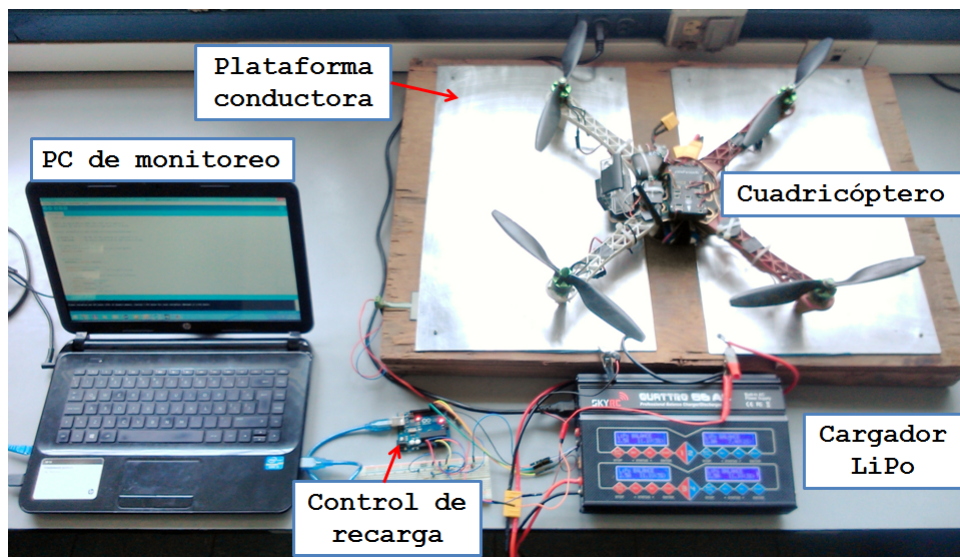
Capítulo V

RESULTADOS

El análisis de resultados se basó en pruebas realizadas al sistema de recarga que se muestra en la Figura 6.1.

Figura 6.1

Sistema de recarga implementado para pruebas.



Se realizaron diversas pruebas del sistema de recarga, con la finalidad de conocer el comportamiento de cada una de las etapas y realizar observaciones para futuras mejoras.

6.1 Autonomía energética

Para estas pruebas se consideró el sistema fotovoltaico mostrado en la Figura 4.14. Se demostró que este sistema brinda suficiente energía como para operar el sistema de recarga por 4 veces consecutivas sin necesidad de utilizar energía solar. Esto ratifica que el cuadricóptero que se encuentra en desarrollo (Figura 2.9), que posee dos baterías de 6S y 16000 mAh en serie, puede volar y recargarse hasta por 4 veces sin interrumpir extensamente la misión que realiza.

Aunque si se considera la recarga del cuadricóptero de la Figura 6.1, que posee una batería LiPo de 3S y 2600 mAh, brinda más de una veintena de recargas. Cabe resaltar que la ventaja principal de este sistema fotovoltaico se encuentra en la capacidad de las baterías acumuladoras que se utilizaron (108 Ah).

6.2 Precisión en el aterrizaje

En este punto se realizaron tanto pruebas de aterrizaje mediante GPS, como a través del módulo de aterrizaje de precisión mostrado en la Figura 4.34. En ese sentido, se destaca que al momento de ejecutar vuelos autónomos en las instalaciones del ROJ, la precisión en el punto de aterrizaje programado fue de 1–2 metros. Nivel de precisión lo suficiente bajo como para optar por la utilización del módulo de aterrizaje con sensor de visión, que brinda una precisión de 5–30 cm.

6.3 Tiempo de recarga

Dentro de las pruebas de recarga, se midió el tiempo que demoraba el proceso para recargar la batería del cuadricóptero F450. Luego de una serie de ensayos se determinó que el tiempo promedio de recarga es de 52 minutos, cuando la batería se encuentra a menos del 30 % de capacidad. Cabe señalar que esto puede disminuirse notablemente si se aumenta la corriente de carga de 1C a 2C, para el presente caso esto equivaldría a recargar las baterías aproximadamente en la mitad de tiempo.

6.4 Respuesta del sistema de control

En cuanto al sistema de control, se puede afirmar que el proceso configurado en el embebido posibilitó la lectura correcta del sensor de fuerza (detección de aterrizaje) y del sensor de voltaje (monitoreo de estado de recarga). Además, no se presentó ningún error ejecutando el proceso automatizado de inicio de recarga, es decir, la configuración del cargador mostrada en la Figura 6.2 se efectúa automáticamente sin inconvenientes.

Figura 6.2

Proceso de inicio de recarga del cargador LiPo.

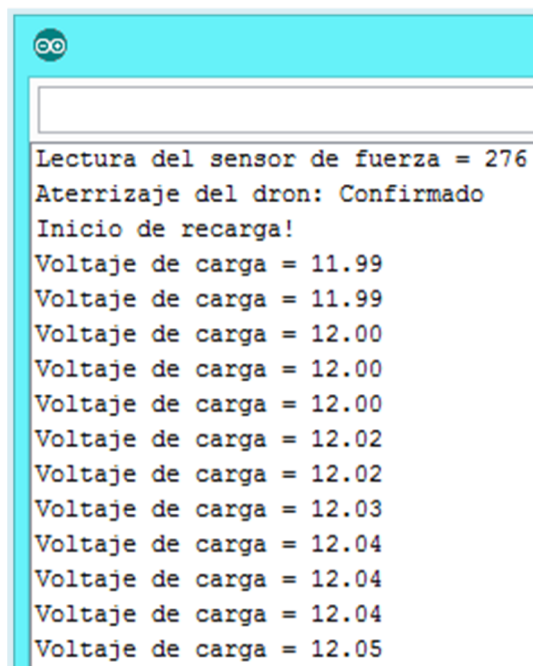


6.5 Monitoreo de recarga

Para el monitoreo de recarga se usa principalmente los datos obtenidos del sensor de voltaje conectado al sistema embebido. Estos datos se observan en la Figura 6.3 y fueron adquiridos cada 1000 ms, el muestreo culmina cuando el valor de la lectura alcanza el nivel de voltaje máximo de carga de la batería (12.6 V, para el ejemplo).

Figura 6.3

Monitoreo del voltaje de carga de la batería.



```
Lectura del sensor de fuerza = 276
Aterrizaje del dron: Confirmado
Inicio de recarga!
Voltaje de carga = 11.99
Voltaje de carga = 11.99
Voltaje de carga = 12.00
Voltaje de carga = 12.00
Voltaje de carga = 12.00
Voltaje de carga = 12.02
Voltaje de carga = 12.02
Voltaje de carga = 12.03
Voltaje de carga = 12.04
Voltaje de carga = 12.04
Voltaje de carga = 12.04
Voltaje de carga = 12.05
```

* * *

Resumiendo, en este capítulo se expuso los resultados de las pruebas realizadas al sistema de recarga implementado.

A continuación, en el Capítulo VI, se contrastan los resultados con las

hipótesis planteadas para finalmente dar lugar a las conclusiones del trabajo de investigación.

Capítulo VI

DISCUSIÓN

7.1 Comparación de resultados

Luego de exponer los resultados de las pruebas en el capítulo precedente, se puede realizar una comparación de los resultados considerando los siguientes criterios.

- Confirmación de hipótesis.
- Cumplimiento de objetivos.
- Corroboración de antecedentes.

Durante el desarrollo del diseño e implementación del sistema, se consideraron las variables de investigación formuladas en el Capítulo III. Cada una de estas variables se utilizó dentro del desarrollo de las tres etapas que comprende el sistema de recarga. Según lo mostrado en los resultados, el sistema de recarga funcionó correctamente y se logró recargar las baterías del dron de manera autónoma en un lapso de tiempo que no sobrepasa los 60 minutos. De ello se puede determinar que la hipótesis planteada se cumple.

Dentro de los objetivos específicos, propuestos en el Capítulo I, se observa que cada uno se relaciona directamente con el objetivo general. Al desarrollar cada uno de ellos, se pudo establecer parámetros óptimos para la utilización del sistema en la misión de monitoreo del volcán Ubinas.

El análisis detallado de los antecedentes de estudio, facilitó las consideraciones para el diseño del sistema. Sin embargo, resultó frecuente no encontrar información suficiente acerca de la implementación de los sistemas en la documentación de los antecedentes. Esto no resulta extraño por el alto interés comercial de patentar un sistema de recarga para drones en la actualidad.

A su vez, las pruebas de vuelo autónomo y la incorporación del módulo de aterrizaje de precisión significaron un gran aporte al proyecto, ya que se pudo conocer el comportamiento de vuelo del cuadricóptero así como las configuraciones y calibraciones que se deben realizar para su operación.

Además, la implementación del sistema fotovoltaico hizo notar una complejidad para su instalación en las inmediaciones del volcán esencialmente por el tamaño y peso de los equipos, situación no observada en los antecedentes debido al requisito de poseer acceso a energía eléctrica comercial. Por otro lado, para la implementación de la plataforma conductora, se recalca que se usaron materiales de fácil acceso debido a los alcances propios del presente proyecto. Esto posee la ventaja de facilitar y agilizar la implementación del sistema, pero también denota un brecha con los desarrollos anteriores, ya que muchos de ellos presentan acabados de fábrica. De todas formas, la implementación

accesible del sistema equivale a un bajo costo de fabricación, lo que resulta un beneficio para el proyecto.

7.2 Conclusiones y recomendaciones

Luego de determinar que se cumplió la hipótesis y que se alcanzaron los objetivos propuestos, se finaliza la investigación manifestando las siguientes conclusiones y recomendaciones.

- La presente investigación determina que es posible recargar las baterías de un cuadricóptero de manera autónoma en un lapso menor a 1 hora, con la finalidad de permitir que se complete la misión de monitoreo en el volcán Ubinas. Esto se realiza con un sistema de recarga que incorpora alimentación autónoma, aterrizaje de precisión y control de recarga.
- La utilización del sistema de recarga en el contexto geográfico del volcán Ubinas planteó un desafío poco estudiado hasta el momento, lo que resultó en una mayor exigencia para el diseño e implementación del sistema. En base a ello, este trabajo propone consideraciones que pueden ser utilizadas posteriormente para misiones con exigencias similares.
- Existe una notoria desventaja en el tiempo de recarga, comparado con los sistemas de recarga láser y por *swap*, aunque para el presente proyecto esto no fue crítico. Sin embargo, para futuras investigaciones, se debe analizar el tiempo de recarga óptimo requerido para el desarrollo de la misión.

- A manera de recomendación, a futuro se debe considerar la incorporación de una estructura protectora automatizada para brindar seguridad a los equipos. Principalmente para salvaguardar la integridad de los equipos del desgaste ocasionado por el medio ambiente o por el impacto de una roca proveniente del volcán.

Referencias bibliográficas

- [1] ANTAYHUA, Yanet y TAVERA, Hernando. **Volcanes y Sismicidad en la Región del Volcán Sabancaya**. Disponible en: http://www.igp.gob.pe/portal/images/documents/64/publicaciones/otras_publicaciones/monografias/volcanes_sismos_antayhua_tavera.pdf. Artículo web. Consultado el 20 de junio del 2016.
- [2] OBSERVATORIO VULCANOLÓGICO DEL SUR. **Volcán Ubina**s. Disponible en: <http://ovs.igp.gob.pe/volcan-ubinas>. Artículo web. Consultado el 01 de diciembre del 2016.
- [3] RIVERA, Marco. **El volcán Ubina**s (sur del Perú): geología, historia eruptiva y evaluación de las amenazas volcánicas actuales. Tesis profesional. Lima. Universidad Nacional Mayor de San Marcos. 1998.
- [4] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION. **Global Air Traffic Management Operational Concept, Doc 9854: AN/458**. Disponible en: <http://www.icao.int/Meetings/anconf12/>

Document%20Archive/9854_cons_en[1].pdf. Artículo web.

Consultado el 16 de octubre del 2016.

- [5] ORGANIZACIÓN PANAMERICANA DE LA SALUD. **Salud ambiental y el riesgo volcánico**. 2005.
- [6] GRIFFIN, B. y DETWEILER, C. **Resonant wireless power transfer to ground sensors from a UAV**. En *Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference*: 2660 a 2665. Mayo 2012.
- [7] KURS, André y otros. **Wireless power transfer via strongly coupled magnetic resonances**. En *Science*. Vol.317(5834): 83 a 86. Julio 2007.
- [8] TESLA, Nikola. **Apparatus for transmitting electrical energy**. Diciembre 1914.
- [9] ARMAGNAC, Alden. **A famous prophet of science looks into the future**. En *Popular Science Monthly*. Vol.113(5): 16 a 17. 1928.
- [10] NUGENT, T. y KARE, J. **Laser Power for UAVs**. Disponible en: <http://lasermotive.com/wp-content/uploads/2010/04/Wireless-Power-for-UAVs-March2010.pdf>. Artículo web. Consultado el 17 de febrero del 2016.
- [11] SKOOG, Douglas y otros. **Principios de análisis instrumental**. México. Cengage Learning. Sexta Edición. 2008.

- [12] PASCHOTTA, Rüdiger. **Encyclopedia of laser physics and technology**. 2008.
- [13] TOKSOZ, Tuna y otros. **Automated Battery Swap and Recharge to Enable Persistent UAV Missions**. En *AIAA Infotech@Aerospace Conference (2011)*.
- [14] LAVARS, Nick. **SkySense pad starts charging your drone the moment it lands**. Disponible en: <http://newatlas.com/skysense-pad-charging-drone-lands/34592/>. Artículo web. Consultado el 14 de setiembre del 2016.
- [15] MORRISEY, Will. **PCB Surface Finishes Find Favor**. En *Modern Printed Circuits*. Agosto 2014.
- [16] SKYSENSE, Inc. **SkySense Charging Pad Datasheet**. 2016.
- [17] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION. **Normas y métodos recomendados internacionales**. En *Licencias al personal*. 2006.
- [18] GARCÍA DE LA CUESTA, Jorge. **Aviation Terminology: Terminología Aeronáutica: English-Spanish, Spanish-English Aeronautical Dictionary= Diccionario Aeronáutico Inglés-Español, Español-Inglés**. Madrid. Ediciones Díaz de Santos. 2003.

- [19] VIRUÉS, David y otros. **Pilotos de dron (RPAS)**. Madrid. Ediciones Paraninfo, SA. 2015.
- [20] LEASURE, M. y NOLAN, M. **Unmanned Aviation Systems: The Definitive Guide**. Estados Unidos de América. eAcademicBooks LLC. 2015.
- [21] RANKINE, William. **On the Mechanical Principles of the Action of Propellers**. En *Transactions of the Institute of Naval Architects*. Vol.6: 13 a 39. 1865.
- [22] FROUDE, Robert. **On the part played in propulsion by differences of fluid pressure**. En *Transactions of the Institute of Naval Architects*. Vol.30: 390 a 405. 1889.
- [23] TORENBEEK, E. y WITTENBERG, H. **Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes**. Nueva York. Springer Science & Business Media. 2009.
- [24] MUELLER, Markus. **eCalc (xcopterCalc - Multicopter Calculator)**. Disponible en: <http://ecalc.ch/xcoptercalc.php>. Software online. Consultado el 15 de setiembre del 2016.
- [25] GIBBS, Andrew. **The Gibbs Guide to Lithium Polymer Batteries**. Agosto 2013.

- [26] SALT, John. **Choosing The Best RC Battery Chargers.** Disponible en: <http://www.rchelicopterfun.com/rc-battery-chargers.html>. Artículo web. Consultado el 14 de setiembre del 2016.
- [27] CARPENTER, Pete. **Balancing Li-Po battery packs.** Disponible en: <http://www.rc-airplane-world.com/balancing-lipo-battery-packs.html>. Artículo web. Consultado el 20 de setiembre del 2016.
- [28] KUC, Roman. **Electrical Engineering in Context: Smart Devices, Robots & Communications.** Estados Unidos de América. Cengage Learning. 2015.
- [29] THOMAS, James y QIDWAI, Muhammad. **Mechanical design and performance of composite multifunctional materials.** En *Acta Materialia*. Vol.52(8): 2155 a 2164. 2004.
- [30] NASA, NOAA y US AIR FORCE. **U.S. Standard Atmosphere, 1976.** En *NASA technical report NASA-TM-X-74335, NOAA technical report NOAA-S*. Octubre 1976.
- [31] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, U. S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION. **Rotorcraft Flying Handbook.** En *FAA-H-8083-21*. 2000.
- [32] AUSTIN, Reg. **Unmanned Aircraft Systems: UAVs design, development and deployment.** Reino Unido. John Wiley & Sons. 2010.

- [33] CHAPMAN, Andrew. **Types of Drones: Multi-Rotor vs Fixed-Wing vs Single Rotor vs Hybrid VTOL**. Disponible en: <http://www.auav.com.au/articles/drone-types/>. Artículo web. Consultado el 14 de setiembre del 2016.
- [34] JACKSON, Julia. **Glossary of Geology**. 1997.
- [35] GLOBAL VOLCANISM PROGRAM. **Volcanoes of the World**. 2013.
- [36] INSTITUTO GEOFÍSICO DEL PERÚ. **El volcán Ubinas**. En *Reporte Anual: volcanes activos en el sur del Perú*: 6 a 17. 2014.
- [37] MACEDO, Orlando y PERSONAL DEL ÁREA DE VULCANOLOGÍA DEL INSTITUTO GEOFÍSICO DEL PERÚ. **Investigación sobre volcanes activos en el sur del Perú: Reporte técnico especial**. 2013.
- [38] OBSERVATORIO VULCANOLÓGICO DEL SUR. **Nueva explosión en volcán Ubinas genera columna de cenizas de 3 km de altura**. Disponible en: <http://ovs.igp.gob.pe/noticias/nueva-explosion-volcan-ubinas-genera-columna-cenizas-3-km-altura>. Artículo web. Consultado el 26 de octubre del 2016.
- [39] BUSCHMANN, Michael y otros. **First Experiences Using Small Unmanned Aerial Vehicles for Volcano Observation in the Visible Range**. En *AGU Spring Meeting Abstracts*. Vol.1: 3. 2007.

- [40] MCGONIGLE, Andrew y otros. **Unmanned aerial vehicle measurements of volcanic carbon dioxide fluxes.** En *Geophysical research letters*. Vol.35(6). 2008.
- [41] PIERI, David y otros. **In situ observations and sampling of volcanic emissions with NASA and UCR unmanned aircraft, including a case study at Turrialba Volcano, Costa Rica.** En *Geological Society, London, Special Publications*. Vol.380(1): 321 a 352. 2013.
- [42] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **NASA Flies Dragon Eye Unmanned Aircraft Into Volcanic Plume.** Disponible en: <https://www.nasa.gov/topics/earth/earthmonth/volcanic-plume-uavs.html>. Artículo web. Consultado el 19 de setiembre del 2016.
- [43] EL COMERCIO. **Por primera vez dron sobrevuela el cráter del volcán Ubinas.** Disponible en: <http://elcomercio.pe/tecnologia/actualidad/youtube-primera-vez-dron-sobrevuela-crater-volcan-ubinas-noticia-1925780>. Artículo web. Consultado el 19 de setiembre del 2016.
- [44] ANTONSSON, Erik K. **Development and Testing of Hypotheses in Engineering Design Research.** En *Journal of Mechanisms, Transmissions, and Automation in Design*. Vol.109(2): 153 a 154. Junio 1987.

- [45] RINCÓN, Idana. **Investigación científica e Investigación tecnológica como componentes para la Innovación: Consideraciones técnicas y metodológicas**. Disponible en: <http://www.eumed.net/rev/cccss/13/ibrs.html>. Artículo web. Consultado el 23 de junio del 2016.
- [46] BELLO, Freddy. **La Investigación Tecnológica o Cuando la Solución es el Problema**. En *Revista FACES. Universidad de Carabobo. Caracas, Venezuela*. 2006.
- [47] ERTAS, Atila y JONES, Jesse. **The engineering design process**. Reino Unido. John Wiley & Sons. 1996.
- [48] THUNDER POWER RC. **TP1430C Instruction/Operation Manual**. Disponible en: <http://www.atlantahobby.com/images2/ThunderPower/TP1430CManualandInputOutputchart.pdf>. Datasheet. Consultado el 05 de julio del 2016.
- [49] WNDW Authors. **Wireless Networking in the Developing World**. CreateSpace Independent Publishing Platform. Tercera Edición. 2013.
- [50] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **NA-SA Surface Meteorology and Solar Energy, Atmospheric Data Center**. Disponible en: <https://eosweb.larc.nasa.gov/sse/>. Database online. Consultado el 05 de enero del 2016.

- [51] SOLARWORLD. **Sunmodule SW 80 mono RHA**. Disponible en: http://www.solarworld.de/fileadmin/downloads_new/produkt/sunmodule/datenblaetter_offgrid/mono/RHA_mono_80_en.pdf. Datasheet. Consultado el 12 de septiembre del 2016.
- [52] TROJAN BATTERY COMPANY. **31-Gel for Renewable Energy / Hybrid Systems / Backup Power Applications**. Disponible en: http://www.trojanbattery.com/pdf/datasheets/31GEL_Trojan_Data_Sheets.pdf. Datasheet. Consultado el 08 de septiembre del 2016.
- [53] VICTRON ENERGY B.V. **Controlador de carga BlueSolar MPPT 150/35**. Disponible en: <https://www.victronenergy.com.es/upload/documents/Datasheet-BlueSolar-charge-controller-MPPT-150-35-ES.pdf>. Datasheet. Consultado el 12 de setiembre del 2016.
- [54] INTERLINK ELECTRONICS. **FSR 406 Data Sheet - FSR 400 Series Square Force Sensing Resistor**. Disponible en: <http://www.trossenrobotics.com/productdocs/2010-10-26-DataSheet-FSR406-Layout2.pdf>. Datasheet. Consultado el 11 de julio del 2016.
- [55] ARDUPILOT. **Precision Landing with IR-LOCK**. Disponible en: <http://ardupilot.org/copter/docs/precision->

landing-with-irlock.html. Artículo web. Consultado el 01 de diciembre del 2016.

- [56] IR-LOCK. **MarkOne w/ Wifi (V1.0) Detection Characteristics.** Disponible en: https://cdn.shopify.com/s/files/1/0599/7905/files/specs_Wifi_V10_01.pdf?9796054797124128772. Artículo web. Consultado el 01 de diciembre del 2016.

- [57] LASERMOTIVE, Inc. **Wireless Power via Laser for Defense Applications.** Disponible en: <http://lasermotive.com/wp-content/uploads/2010/04/Wireless-Power-for-Defense-Applications.pdf>. Artículo web. Consultado el 17 de febrero del 2016.

- [58] ZELKOWITZ, M. y WALLACE, D. **Experimental models for validating technology.** *Computer*. En *Computer*. Vol.31(5): 23 a 31. Mayo 1998.

- [59] RAO, P. **Manufacturing Technology.** Tata McGraw-Hill. Primera Edición. 2013.

- [60] CHENG, Eric. **Aerial photography and videography using drones.** Peachpit Press. 2015.

Anexo A

Matriz de consistencia

Por motivos de espacio el diagrama se encuentra en la siguiente página.

Cuadro A.1

Matriz de consistencia

Problema	Objetivos	Hipótesis	Variables	Metodología
Problema general ¿Cómo abastecer la energía requerida por el dron para que pueda completar la misión de monitorear el volcán	Objetivo general Diseñar e implementar un sistema de recarga energética para el cuadricóptero de modo que permita cumplir la misión de monitoreo del volcán Ubinas.	Hipótesis general El diseño e implementación de una estación de recarga para un vehículo aéreo no tripulado permitirá ejecutar la misión de monitorear el volcán Ubinas.	Variable independiente X = Diseño e implementación de una estación de recarga autónoma para un vehículo aéreo no tripulado.	Tipo de investigación La investigación utilizada en el presente trabajo es de tipo tecnológica.
Problemas específicos ¿Cuál es el consumo energético del dron? ¿Cuál es el comportamiento de la batería en función del tiempo y en las condiciones climáticas dadas? ¿Cómo afectan las condiciones climáticas en la elección de los materiales requeridos para la implementación del sistema de recarga? ¿Qué relación existe entre la precisión del punto de aterrizaje del dron y el diseño del sistema de recarga? ¿Cómo y dónde se deben instalar o ubicar estos sistemas? ¿Cuántos sistemas de este tipo se necesitarán para completar la trayectoria de vuelo?	Objetivos específicos Estudiar y determinar el consumo energético del dron en función de la altura. Analizar el comportamiento de carga y descarga de las baterías del dron en función de la temperatura. Estimar el tiempo de vuelo del dron mediante el uso de software especializado. Identificar los efectos del clima en el diseño del sistema de recarga. Dimensionar el sistema fotovoltaico para la autonomía de la estación de recarga. Especificar la técnica de aterrizaje que utilizará el dron.	Hipótesis específicas El consumo energético del dron varía en función de la altura. El tiempo de vuelo depende del consumo energético del dron. El tiempo de carga y descarga de la batería influyen en el diseño de la estación. Las condiciones climáticas determinan la elección de los materiales para la estación. La autonomía del sistema es clave para el correcto cumplimiento de la misión.	Variable dependiente Y = Ejecutar la misión de estudiar el volcán Ubinas. Sus dimensiones son las siguientes. Y ₁ = Estimar el tiempo de vuelo. Y ₂ = Trazar la trayectoria de vuelo. Y ₃ = Optimizar los costos de implementación.	Método Proceso de validación iterativo en el que se realicen evaluaciones, prototipos y tests consecutivamente hasta obtener resultados que sean comunicados a través de la tesis.

Anexo B

Análisis de campo

Se hizo para determinar varios parámetros de fabricación, configuración y operación de dichas aeronaves. La distancia de vuelo al cráter del volcán Ubinas y el desnivel de elevación fue el parámetro de mayor importancia en la selección de la zona de despegue.

B.1 Introducción

El siguiente informe resume el proceso de análisis de la topología del volcán Ubinas, las posibles ubicaciones, los parámetros de importancia para la selección de la zona de despegue y las condiciones climáticas. También se analiza la zona de prueba inicial de los Sistemas Aéreos No Tripulados (SANT), que es la quebrada de Jicamarca junto a las instalaciones del Radio Observatorio.

Las decisiones tomadas en este proceso fueran conservativas para mitigar el riesgo de sobre-dimensionar el sistema. Si bien la meta deseada es poder operar el sistema desde una zona poblada y lejos del cráter del volcán, inicialmente optamos por reducir las demandas en las aeronaves para obtener un prototipo

inicial operativo. Con este prototipo podemos evaluar rendimiento, expectativas realistas y cambios necesarios al sistema para facilitar su operación de manera más remota y autónoma.

B.2 Topología

Para evaluar inicialmente los parámetros de vuelo y las opciones para la zona de despegue, se utilizó un mapa topográfico del volcán Ubinas hecho por el Instituto Geofísico del Perú. El archivo inicial se encontraba en formato Matlab, un software de análisis matemático. La licencia es bastante costosa, así que se convirtió las coordenadas a formato NumPy. La combinación de software de uso libre con Python como lenguaje de programación, la librería NumPy para datos científicos y Matplotlib para graficar en 2D y 3D permitieron una versión gratuita alternativa a Matlab.

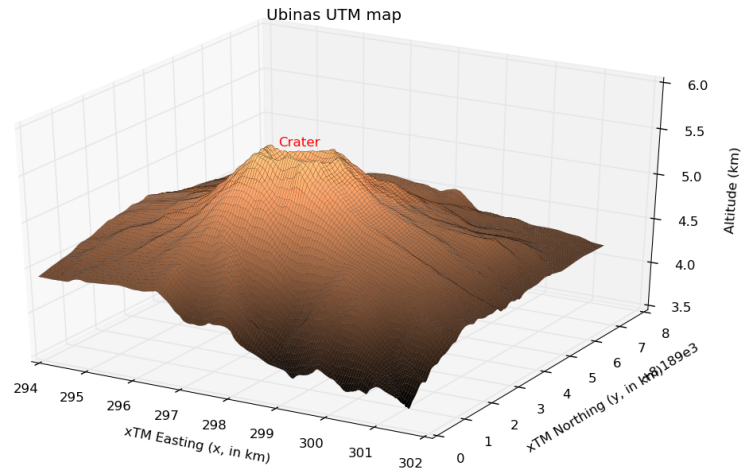
Las coordenadas del mapa están en el sistema de coordenadas universal transversal de Mercator (Universal Transverse Mercator - UTM). Estas coordenadas en lugar de usar latitud y longitud, se expresan en metros únicamente al nivel del mar, que es la base de la proyección del elipsoide de referencia. Tiene como ventajas que la dirección, orientación y forma no se perturban en ubicaciones cercanas al ecuador. Transformaciones entre latitud/longitud y UTM es posible en ambas direcciones.

Los datos del mapa tienen una resolución espacial de 25 metros en el eje x (UTM Easting) y 50 metros en el eje y (UTM Northing). El ploteo en 3D dio

el resultado en la Figura B.1.

Figura B.1

Mapa Topológico de Ubinas, en coordenadas UTM



B.3 Ubicaciones

La ubicación de despegue de las aeronaves afecta directamente el rendimiento de los sistemas. El parámetro de mayor importancia es la altitud de la ubicación, ya que define la distancia vertical que la aeronave necesita ascender de acuerdo al desnivel del punto de partida con respecto de la cima del volcán, ubicada a 5670 msnm.

Se consideraron tres sitios desde donde se podría hacer las pruebas y/o despegar. Con respecto a transporte, en todos estos sitios hay carretera o trocha, de modo que un vehículo 4x4 puede llegar sin problemas.

Los datos y fotografías de dichas ubicaciones se presentan a continuación,

comenzando con el Cuadro B.1 con información del volcán Ubinas.

Nombre	Longitud	Longitud	Altitud
Cráter Volcán Ubinas	-16.345445 °	-70.897505 °	5670 msnm

Cuadro B.1

Datos del Volcán Ubinas

Las ubicaciones de las 3 zonas susceptibles de servir para despegue y/o pruebas se presentan a continuación en el Cuadro B.2.

#	Nombre	Longitud y Longitud	Altitud	Distancia Horizontal al Cráter	Desnivel respecto a la cima	Observaciones
1	Pueblo de Ubinas	-16.386839°, -70.855914°	3390 m	6.4 km	2280 m	Hay electricidad y servicios (alojamiento, teléfono, internet, restaurante, etc). El pueblo queda en un estrecho valle; hay un campo de fútbol en las afueras, que podría ser usado como espacio para despegue.
2	Cerca de Laguna Piscococha	-16.346577°, -70.955531°	4500 m	6.0 km	1170 m	No hay electricidad ni servicios de ningún tipo. Es una pampa, por lo cual hay amplio espacio
3	Inmediaciones de Estación UB1	-16.332013°, -70.916924°	4830 m	2.5 km	840 m	No hay electricidad ni servicios de ningún tipo. Eventualmente hay comunicación vía celular en ciertos lugares (hay que buscar). Está en zona de pendiente, pero el despegue de las aeronaves no debería tener mayores problemas.

Cuadro B.2

Datos del ubicaciones alrededor del Volcán Ubinas

B.3.1 Pueblo de Ubinas

A continuación se presentan fotografías referenciales (Figura B.2) de la primera zona de de evaluación.

Las ventajas de ubicar la zona en un pueblo es la disponibilidad de servicios para los investigadores. Electricidad continua elimina el problema de carga de baterías “offline”, en otras palabras, la preparación de las baterías para comenzar una misión y la habilidad de recargarlas en la zona de operación. Si bien el transporte horizontal no incurre tanta demanda en la batería de los SANT como es el ascenso vertical, dicho desplazamiento sí tiene efecto en el tiempo de vuelo, sobre todo al encontrarse a 6.4 km, una distancia que no es trivial. El ascenso de 2280 metros también es bastante problemático, sobre todo para el SANT de rotor, que utiliza un gimbal de unos 500g para estabilizar la vibración de sus rotores con respecto a las fotografías y video tomado. Este peso es parte de la carga útil, a la cual se le agregan las cámaras infrarrojas, ópticas, sensores de gas, baterías, circuitos integrados e impresos, por un total de 1250g. Es muy probable que la trayectoria desde el volcán hasta el cráter del Ubinas se tendría que hacer en etapas, con tiempo de recarga para las baterías.

Figura B.2

Fotografías del pueblo de Ubinas



(a)

Pueblo de Ubinas



(b)

Vista del volcán desde el pueblo



(c)

Plaza de Armas en Ubinas

B.3.2 Laguna Piscococha

A continuación se presentan fotografías referenciales (Figura B.3) de la segunda zona de de evaluación, ubicada en las inmediaciones de la Laguna Piscococha.

Figura B.3

Fotografías de la Laguna Piscococha



(a)

(b)

Laguna de Piscococha

Vista del volcán en actividad

La laguna de Piscococha es atractiva por ser una pampa sin muchos obstáculos verticales. La línea de vista se extiende sin interferencias, lo que ayudaría a control manual por radio frecuencia de las funciones de las aeronaves y recolección de datos de los sensores en plena misión. El ascenso vertical se reduce por 1110 metros, aligerando la demanda en las baterías. Sin embargo por lo mismo que es un terreno desolado, no habría acceso a servicios. El uso de electricidad y carga de las baterías tanto de las aeronaves y los equipos de adquisición como laptops, etc, tendría que ser preventivo.

B.3.3 Estación Sísmica UB1

A continuación se presentan fotografías referenciales (Figura B.4) de la tercera zona de de evaluación, ubicada en la estación UB1 de la red de estaciones sísmicas del Instituto Geofísico del Perú.

Figura B.4

Fotografías de la estación sísmica UB1



(a)

Vista del volcán desde la zona



(b)

Limpieza de paneles solares

La red sísmica del volcán Ubinas consta de 4 estaciones (UB1, UB2, UB3, UB4) distribuidas en los flancos del volcán. De ellas, la estación UB1 sería la más apropiada para usar como zona de despegue. La accesibilidad es buena usando un vehículo 4×4 , pues existe trocha hasta la mismo estación, y continúa hasta llegar hasta los 5000 msnm.

El viaje directo desde Arequipa es de 3.5 horas, y si se parte desde el pueblo

de Ubinas es de 1 hora. En cuanto a comodidad y buen estado de salud de las personas, para algunos la altura puede ser problema, pues 4500-5000 metros sobre el nivel del mar ya es considerable. Se tendría que tomar en cuenta posibilidades de mal agudo de montaña (soroche) para los investigadores y trabajadores.

Para referencia, se presentan mapas de los tres puntos de despegues, superpuestos en imágenes satelitales (Figura B.5) y el mapa topográfico en 3D (Figura B.6).

Figura B.5

Mapa Satelital del volcán Ubinas, con posibles puntos de despegue

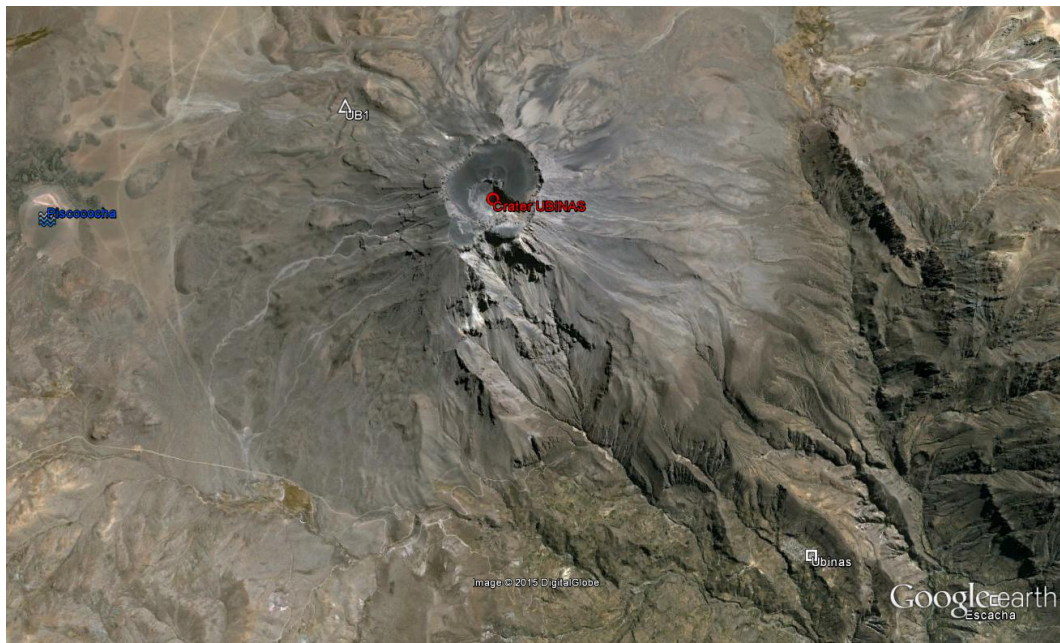
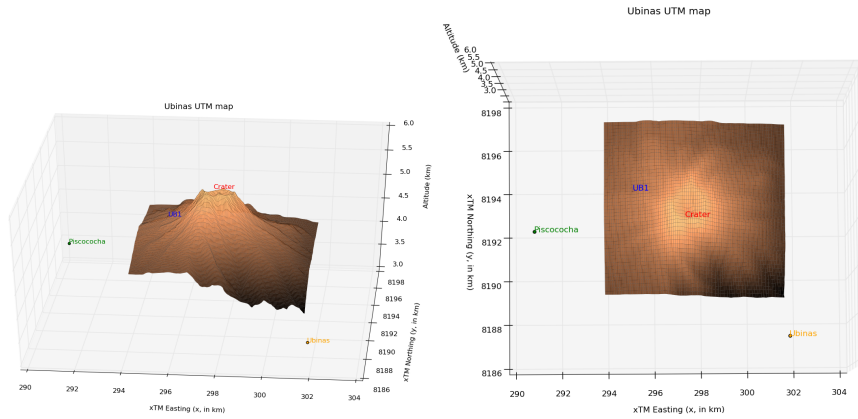


Figura B.6

Fotografías de la estación sísmica UB1

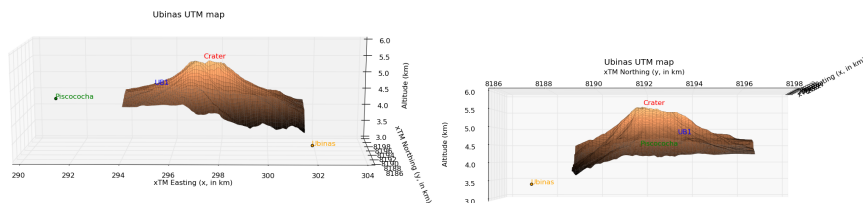


(a)

(b)

Vista desde perspectiva

Vista desde eje z



(c)

(d)

Vista desde eje x

Vista desde eje y

B.3.4 Selección de zona de despegue

Como se mencionó, tomamos un camino conservativo sobre las facultades y rendimiento de los SANT. Con esto en mente, la estación UB1 fue elegida como zona de despegue inicial por tener el menor desnivel vertical desde el cráter con sólo 840 metros, y una distancia horizontal corta de 2.5 km. La zona está en pendiente, sin embargo la mayoría de aeroplanos ligeros no necesitan de una pista de despegue. Se pueden soltar al aire con la mano o una rampa

portátil corta como es el caso con el SANT aeroplano del proyecto Datahawk que se opera en el Radio Observatorio de Jicamarca. Los SANT de rotor tienen despegue vertical y no necesitan un área nivelada inicial. Aparte, hay presencia de otros equipos electrónicos, lo cual facilitarían el mantenimiento de la zona de despegue.

B.4 Condiciones climáticas

Las condiciones climáticas en la estación UB1 se analizan a continuación, con las experiencias in situ del Coordinador del proyecto Dr. Orlando Macedo.

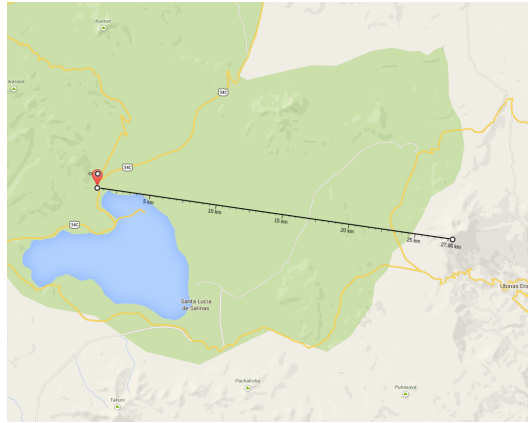
Las horas de trabajo efectivo son de 9 am hasta las 4 pm, donde las temperaturas diurnas promedian entre $+5^{\circ}\text{C}$ y $+10^{\circ}\text{C}$. Fuera de estas horas, la temperatura ambiental cae rápidamente. En invierno la temperatura mínima (en horario de madrugada) puede llegar a -10° o -15°C . Sin embargo las condiciones para un vuelo son favorables mientras haya estabilidad de temperatura, lo cual implica que no haya nubes durante el trabajo (cuando hay nubosidad parcial, ocurren vientos de velocidad variable). En esta zona no hay turbulencia considerable en el aire entre las 10 am y 3 pm.

Se utilizaron datos del Senamhi para analizar la dirección e intensidad de los vientos en la zona. La estación Salinas-Huito es la más cercana a las zonas de despegue, a una distancia de 27.8km como se ve en la Figura B.7.

Usando Setiembre 2012 como referencia, encontramos cero precipitación, y la dirección de vientos era hacia el Sur-Oeste. A las 13:00 horas, la velocidad

Figura B.7

Mapa de la estación Salinas-Huito del Senamhi



de viento se mide desde un mínimo de 7 metros por segundo hasta un máximo de 14 m/s (equivalente a 25.2km/h y 50.4km/h respectivamente). La velocidad promedio fue de 10.4m/s, con desviación estándar de 1.9 m/s.

Estos datos parecen no concordar bien con la evaluación del Dr. Macedo, pero se debe tomar en cuenta que la estación Salinas-Huito está ubicada en un valle como lo indica el color verde en el mapa, y se corrobora con la presencia de un lago junto al poblado de Santa Lucía de Salinas, indicando un mínimo local en altitud. En este tipo de zonas domina el viento de valle, un viento altamente localizado causado por la convección de aire del valle calentado por el sol de mediodía. No se espera que el viento sea un factor constante de preocupación, si no un factor que se puede evaluar in situ antes de una misión de vuelo para asesorar riesgos a las aeronaves.

Anteriormente se había hecho un análisis de la densidad del aire en altura, para los volcanes del Perú que sobrepasan altitudes de 5600 msnm. La densidad

del aire baja en relación a la presión atmosférica siguiendo la ecuación:

$$\rho = \frac{pM}{RT}$$

Donde ρ = densidad del aire, p = presión absoluta, M = masa molar, R = constante de gas ideal, y T = temperatura absoluta. Usando las altitudes de 0 y 5600 msnm para calcular la presión atmosférica, la densidad del aire a la altitud del volcán Ubinas baja a 49.2% de su valor costero. La masa de aire empujada hacia abajo por las hélices o alas de la aeronave debe ser mayor a la masa del SANT para sostener el vuelo, limitaciones que se tuvieron en cuenta durante la selección de componentes, carga útil, y diseño aeronáutico.

B.5 Zona de pruebas iniciales

El área de Jicamarca ofrece amplio espacio ininterrumpido por edificaciones verticales para poder evaluar el rendimiento de las aeronaves. También se posee un observatorio óptico en el cerro Merihill, ubicado a 2.8 km de distancia horizontal del área del trabajo del Radio Observatorio de Jicamarca (ROJ), y una elevación de 1098 msnm, a un desnivel de 580 metros también usando la zona de trabajo del ROJ como referencia.

Ésta será la zona de pruebas iniciales para las aeronaves. No se puede simular la baja densidad del aire de la región andina, pero con respecto a navegación y programación de rutas es un entorno ideal, seguro y conveniente.

No se tiene un mapa topográfico detallado del cerro Merihill, pero mucho de nuestro personal hace caminatas y maratones con la meta final siendo el

observatorio óptico. Con los datos coleccionados por GPS durante estas trayectorias se a creado un perfil de las laderas accesibles del cerro, como se ve en las Figuras B.8 y B.9, que para objeto de mejor visualización, no tiene el eje de altitud a escala.

Figura B.8

Mapa de Jicamarca, perspectiva 1

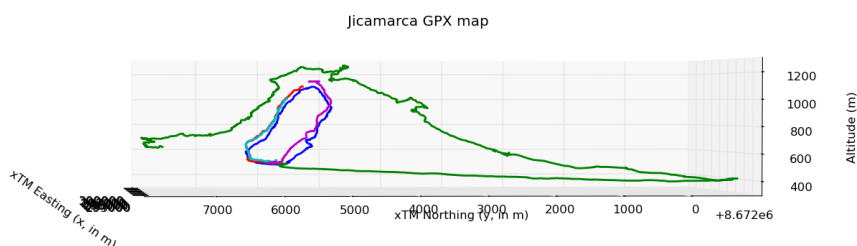
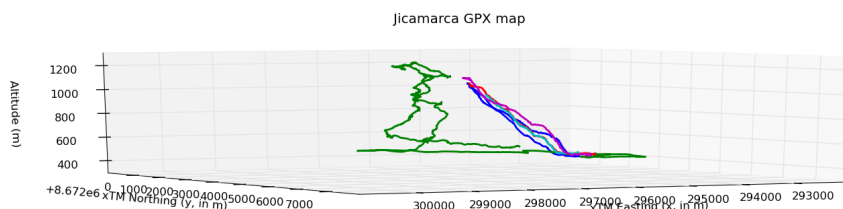


Figura B.9

Mapa de Jicamarca, perspectiva 2



B.6 Conclusiones

La estación sísmica UB1 fue seleccionada como punto de despegue para las aeronaves por las siguientes razones:

- El poco desnivel entre UB1 y el cráter del volcán Ubinas (840m) nos da una ventaja ante la incertidumbre del rendimiento de los motores de las aeronaves en aire poco denso.

- El desplazamiento horizontal es de sólo 2.5 km.
- Existen otros instrumentos electrónicos en el área facilitando trabajos de mantenimiento.
- Mitigación de riesgos el análisis de tiempo de vuelo y carga de baterías.

Anexo C

Código de prueba

```
1
2  /* Control de cargador LiPo usando puerto serial de PC
3   conectado a placa Arduino.
4
5   Modelo de cargador: QUATTRO B6 AC
6   Modelo de placa: Arduino MEGA
7   Puerto: USB
8
9   D = Se acciona la funcion asociada al boton BATT TYPE
10  C = Se acciona la funcion asociada al boton DEC
11  B = Se acciona la funcion asociada al boton INC
12  A = Se acciona la funcion asociada al boton START
13  E = Se acciona la funcion de confirmacion asociada al boton
14  START
15
16  Creado por Alessandro Morales
17  */
18
19  #define buttonclick4 4 // Declaracion de pines
20  #define buttonclick5 5
21  #define buttonclick6 6
22  #define buttonclick7 7
23  int incomingByte;
24
25  void setup() {
26      Serial.begin(9600);
27      pinMode(buttonclick4, OUTPUT); // Pines configurados como
28      salida
```

```

26     pinMode(buttonclick5 , OUTPUT);
27     pinMode(buttonclick6 , OUTPUT);
28     pinMode(buttonclick7 , OUTPUT);
29     digitalWrite(buttonclick4 , HIGH); // Salidas inicializadas
    en nivel alto
30     digitalWrite(buttonclick5 , HIGH);
31     digitalWrite(buttonclick6 , HIGH);
32     digitalWrite(buttonclick7 , HIGH);
33 }
34
35 void loop() {
36     if (Serial.available() > 0) {
37         // Configura el puerto serial
38         incomingByte = Serial.read();
39         // Si lee la letra "D" hace un cambio de estado de bajo a
    alto en un intervalo de 500ms
40         if (incomingByte == 'D') {
41             digitalWrite(buttonclick4 , LOW);
42             delay(500);
43             digitalWrite(buttonclick4 , HIGH);
44             delay(500);
45         }
46         if (incomingByte == 'C') {
47             digitalWrite(buttonclick5 , LOW);
48             delay(500);
49             digitalWrite(buttonclick5 , HIGH);
50             delay(500);
51         }
52         if (incomingByte == 'B') {
53             digitalWrite(buttonclick6 , LOW);
54             delay(500);
55             digitalWrite(buttonclick6 , HIGH);
56             delay(500);
57         }
58         if (incomingByte == 'A') {
59             digitalWrite(buttonclick7 , LOW);
60             delay(500);
61             digitalWrite(buttonclick7 , HIGH);
62             delay(500);
63         }
64         if (incomingByte == 'E') {

```

```
65         digitalWrite(buttonclick4 , LOW);
66         delay(3000); // Para la funcion de confirmacion
67         digitalWrite(buttonclick4 , HIGH);
68         delay(500);
69     }
70 }
71 }
72
```


Anexo D

Código del sistema de control

```
1
2  /* Recarga automatica y control del estado de carga.
3
4  Modelo de cargador: QUATTRO B6 AC
5  Modelo de placa: Arduino UNO
6  Modelo de cuadricoptero: F450
7  Puerto: USB
8
9  Sensor de fuerza conectado al pin A0
10 Sensor de voltaje conectado al pin A1
11
12 Creado por Alessandro Morales
13 */
14
15 int fsrPin = 0;          // Sensor de fuerza FSR conectado al
16 pin AO
17 int fsrReading;          // Lectura analogica del sensor FSR
18 #define buttonclick4 4   // Boton STOP del cargador LiPo
19 #define buttonclick5 5   // Boton STATUS DEC del cargador LiPo
20 #define buttonclick6 6   // Boton STATUS INC del cargador LiPo
21 #define buttonclick7 7   // Boton START/ENTER del cargador LiPo
22 int analogInput = 1;     // Medidor de voltaje conectado al pin
23 A1
24 float vout = 0.0;
25 float vin = 0.0;
26 float R1 = 796.0; // Resistencia R1
27 float R2 = 554.0; // Resistencia R2
28 int value = 0;
```

```

27     int recarga = 0;
28
29     void setup(void) {
30         Serial.begin(9600); // Configuramos el Monitor Serial para
31         el debugging
32         pinMode(buttonclick4 , OUTPUT); // Pines configurados como
33         salida
34         pinMode(buttonclick5 , OUTPUT);
35         pinMode(buttonclick6 , OUTPUT);
36         pinMode(buttonclick7 , OUTPUT);
37         digitalWrite(buttonclick4 , HIGH); // Salidas inicializadas
38         en nivel alto
39         digitalWrite(buttonclick5 , HIGH);
40         digitalWrite(buttonclick6 , HIGH);
41         digitalWrite(buttonclick7 , HIGH);
42     }
43
44     void loop(void) {
45         fsrReading = analogRead(fsrPin);
46         Serial.print("Lectura del sensor de fuerza = ");
47         Serial.println(fsrReading); // Imprimir la lectura del
48         sensor de fuerza
49
50         // Establecemos un threshold equivalente al peso del dron (
51         para la deteccion de presencia)
52         if (fsrReading > 190) {
53             Serial.println("Aterrizaje del dron: Confirmado");
54             digitalWrite(buttonclick4 , LOW); // Deteccion de bateria
55             delay(3000); // delay de lectura de bateria
56             digitalWrite(buttonclick4 , HIGH);
57             delay(500);
58             digitalWrite(buttonclick4 , LOW); // Inicio de recarga
59             delay(500);
60             digitalWrite(buttonclick4 , HIGH);
61             delay(500);
62             Serial.println("Inicio de recarga!");
63             while (vin < 12.6) {
64                 value = analogRead(analogInput);
65                 vout = (value * 5.1) / 1024.0; // see text
66                 vin = vout / (R2/(R1+R2));
67                 Serial.print("Voltaje de carga = ");

```

```
63         Serial.println(vin);
64         delay(1000);
65     }
66     // Carga completa
67 }
68 delay(1000);
69 }
70
71
```

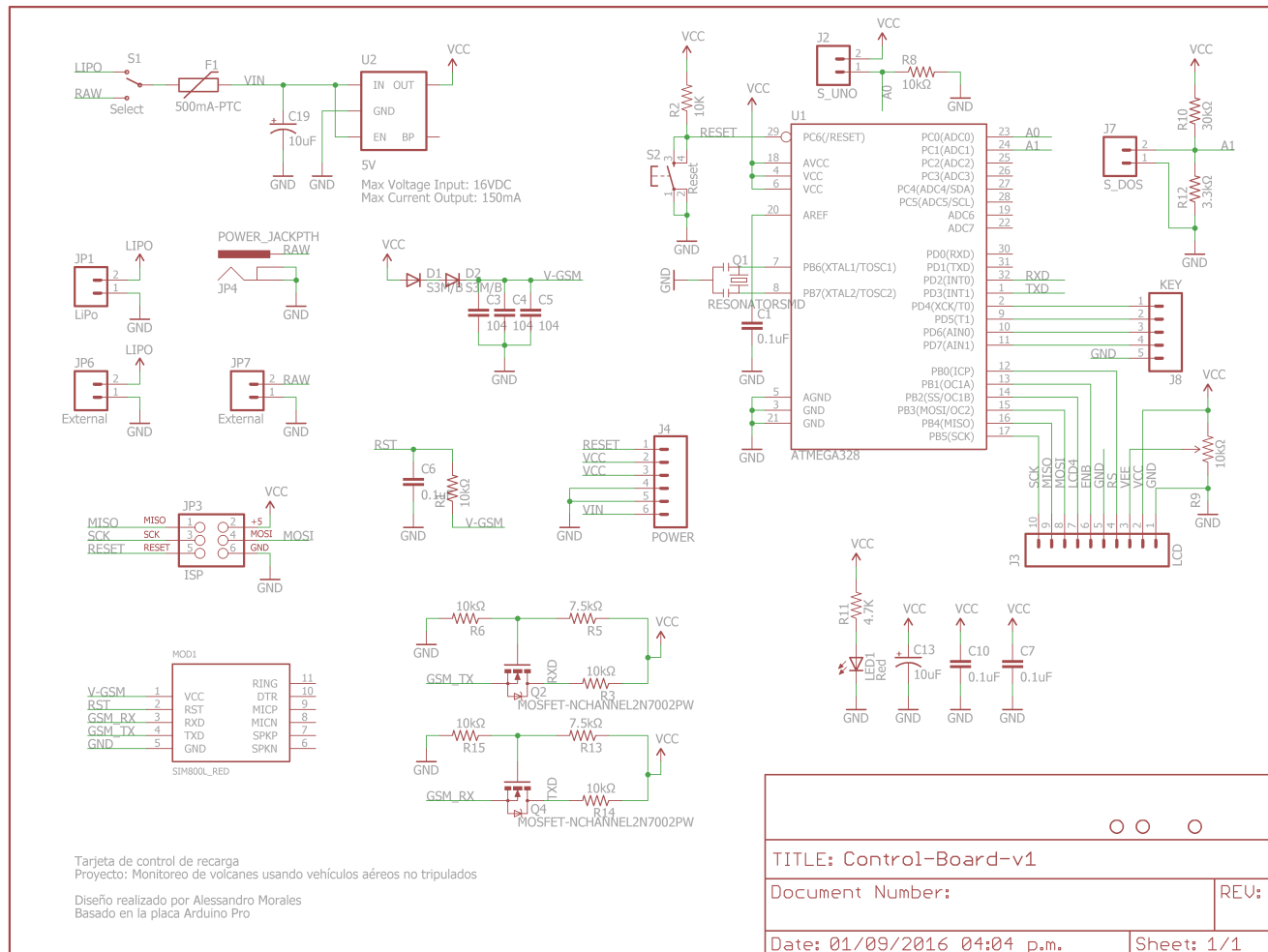
Anexo E

Diagrama esquemático

Por motivos de espacio el diagrama se encuentra en la siguiente página.

Figura E.1

Diagrama esquemático de la tarjeta de control.



Anexo F

Costo de implementación

Item	Descripción	Precio unitario (S/.)	Cantidad	Total (S/.)
1	Panel Solar Monocristalino de 80W@12V	342.00	3	1026.00
2	Controlador de carga MPPT 35A	1316.00	1	1316.00
3	Batería Trojan 108Ah@12V ciclo profundo	923.40	3	2770.20
4	Cargador Multifunción 1000W@30A	476.41	1	476.41

5	Plancha de cobre Dim: 1 m × 1 m Espesor: 1 mm	1557.60	1	1557.60
6	Plancha de madera tor- nillo Dim: 1 m × 1 m Grosor: 30 mm	177.00	1	177.00
7	Sensor IR-Lock	540.00	1	540.00
8	Beacon IR-Lock	950.00	1	950.00
9	Pin conector	27.00	10	270.00
10	Arnés batería en serie	79.00	1	79.00
11	Arnés batería en paralelo	79.00	1	79.00
12	Cable negro 10AWG	15.00	3	45.00
13	Diodo 50A	63.00	4	252.00
14	ATMEGA328P SMD	19.00	2	38.00
15	Sensor de fuerza	40.00	1	40.00

16	Módulo GSM	90.00	2	180.00
	SIM800L			
17	Sensor de fuerza	40.00	1	40.00
18	Cuadricóptero	2500.00	1	2500.00
	F450			
				Total(S/.) 12336.21

Abreviaturas

GI-SANT Grupo de Investigación de Sistemas Aéreos No Tripulados. 7, 19, 20, 46, 62

IGP Instituto Geofísico del Perú. 18, 23, 57, 58

LED Light Emitting Diode, en español es diodo emisor de luz. 5, 25

NASA-SSE NASA Surface meteorology and Solar Energy. 85, 86

OVS Observatorio Vulcanológico del Sur. 18, 19, 20, 23, 59, 61

ROJ Radio Observatorio de Jicamarca. 19, 20, 23, 46, 61, 120

rpm revoluciones por minuto. 38

UAV Unmanned Aerial Vehicle, en español es vehículo aéreo no tripulado. 19, 25