



ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO
FACULTAD DE MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN DRON ROCIADOR DE
FERTILIZANTES Y PESTICIDAS CON CAPACIDAD UTIL DE
CARGA DE 5 KG Y AUTONOMIA DE VUELO MINIMA DE 8
MINUTOS.**

Trabajo de titulación

Tipo: Proyecto Técnico

Previo a la obtención del Título de:

INGENIERO MECÁNICO

AUTORES: LÓPEZ VICENTE EDISON JAVIER
VAYAS MOPOSITA PATRICIO SANTIAGO

DIRECTOR: MSC. JAVIER ENRIQUE ORNA CHÁVEZ

Riobamba – Ecuador

2020

©2020, Edison Javier López Vicente; & Patricio Santiago Vayas Moposita

Se autoriza la reproducción total o parcial, con fines académicos, por cualquier medio o procedimiento, incluyendo la cita bibliográfica del documento, siempre y cuando se reconozca el Derecho de Autor

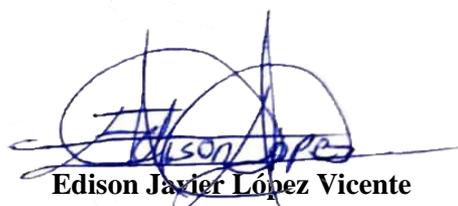
Nosotros, Patricio Santiago Vayas Moposita y Edison Javier López Vicente, declaramos que el presente trabajo de titulación es de nuestra autoría, y que los resultados del mismo son auténticos y originales. Los textos en el documento que provienen de otras fuentes están debidamente citados y referenciados.

Como autores, asumimos la responsabilidad legal y académica de los contenidos de este trabajo de titulación. El patrimonio intelectual pertenece a la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo.

Riobamba, 04 de enero del 2021



Patricio Santiago Vayas Moposita
C.C: 180478037-5



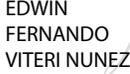
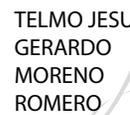
Edison Javier López Vicente
C.C: 100378968-0

ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO

FACULTAD DE MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

El Tribunal del trabajo de titulación certifica que: El trabajo de titulación tipo: Proyecto Técnico, **DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN DRON ROCIADOR DE FERTILIZANTES Y PESTICIDAS CON CAPACIDAD UTIL DE CARGA DE 5 KG Y AUTONOMIA DE VUELO MINIMA DE 8 MINUTOS.**, realizado por los señores: **PATRICIO SANTIAGO VAYAS MOPOSITA Y EDISON JAVIER LÓPEZ VICENTE** , ha sido minuciosamente revisado por los Miembros del Tribunal del trabajo de titulación, el mismo que cumple con los requisitos científicos, técnicos, legales, en tal virtud el Tribunal autoriza su presentación.

	FIRMA	FECHA
Ing. Msc. Edwin Fernando Viteri Núñez PRESIDENTE DEL TRIBUNAL	 EDWIN FERNANDO VITERI NUNEZ <small>Firmado digitalmente por EDWIN FERNANDO VITERI NUNEZ Fecha: 2021.02.04 12:08:49 -05'00'</small>	<u>2021-01-04</u>
Ing. Msc. Javier Enrique Orna Chávez DIRECTOR DEL TRABAJO DE TITULACIÓN	 JAVIER ENRIQUE ORNA CHAVEZ <small>Firmado digitalmente por JAVIER ENRIQUE ORNA CHAVEZ Fecha: 2021.02.08 12:14:56 -05'00'</small>	<u>2021-01-04</u>
Ing. Msc. Telmo Jesús Gerardo Moreno Romero MIEMBRO DE TRIBUNAL	 TELMO JESUS GERARDO MORENO ROMERO <small>Firmado digitalmente por TELMO JESUS GERARDO MORENO ROMERO Fecha: 2021.02.08 12:06:57 -05'00'</small>	<u>2021-01-04</u>

DEDICATORIA

Dedicado con mucho amor a las personas más importantes en mi vida, a mis padres Humberto y Yolanda, por su esfuerzo inmenso de todos los días que hicieron posible el poder culminar esta etapa de mi formación profesional, por guiarme en cada paso y ensañarme que todo sacrificio trae su recompensa, gracias por ser los mejores padres del mundo. A mis hermanos Rommel, Eve y Mauricio que de una u otra manera siempre estuvieron conmigo en esta etapa de mi vida apoyándome y dándome palabras de aliento para poder alcanzar mi sueño.

Edison

Este trabajo de titulación se lo dedico a mi madre Isabel, quien con su amor, esfuerzo y sabiduría me ha dejado las enseñanzas y guías suficientes para continuar estudiando y concentrarme en mi formación profesional.

A mi hermano Guido y su esposa Verónica, que siempre me brindaron su ayuda y apoyo para cada día ser una mejor persona. Y en general a toda mi familia por su apoyo incondicional.

Patricio

AGRADECIMIENTO

Un agradecimiento sincero en primer lugar a Dios que me ha dado la fuerza de poder salir siempre adelante. A mis padres por su incondicional apoyo en cada paso de esta etapa de mi vida, a mis hermanos por siempre ser un pilar fundamental que me motiva a nunca rendirme.

El más sincero agradecimiento a la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo y en especial a la Escuela de Ingeniería Mecánica por haberme recibido en sus aulas y darme la oportunidad de convertirme un gran profesional con valores éticos y morales.

Edison

Agradezco en primer lugar a Dios y a la Virgen de Agua Santa por darme fortaleza a lo largo de mi carrera profesional. A mis hermanos por su apoyo incondicional para poder superar cada obstáculo que se me ha presentado en la vida, y a Karla por su compañía, amor, paciencia y palabras de aliento a lo largo de todo este camino.

Agradezco los ingenieros docente de la facultad quienes me dieron la bienvenida a la vida universitaria y gracias a sus instrucciones me han ayudado a llegar al punto en el que hoy me encuentro.

Patricio

TABLA DE CONTENIDO

ÍNDICE DE TABLAS.....	xi
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xiii
ÍNDICE DE GRÁFICOS.....	xviii
ÍNDICE DE ANEXOS.....	xix
RESUMEN.....	xx
SUMMARY.....	xxi
INTRODUCCIÓN.....	1

CAPITULO I

1. DIAGNÓSTICO DE PROBLEMA.....	3
1.1. Antecedentes.....	3
1.2. Formulación del problema.....	3
1.3. Justificación.....	4
1.3.1. Justificación Practica.....	4
1.3.2. Justificación Teórica.....	4
1.4. Alcance.....	5
1.5. Objetivos.....	6
1.5.1. Objetivo General.....	6
1.5.2. Objetivos Específicos.....	6

CAPITULO II

2. REVISIÓN DE LA LITERATURA O FUNDAMENTOS TEÓRICOS.....	7
2.1. Vehículos Aéreos No Tripulados (UAVs).....	7
2.1.1. Tipos de UAVs.....	7
2.2. Multirrotores o Multicópteros.....	8
2.2.1. Movimientos de un Hexacóptero.....	9
2.3. Fundamentos aerodinámicos.....	10
2.3.1. Hélices.....	11
2.3.1.1. Parámetros Geométricos.....	11
2.3.2. Teoría de la Cantidad de Movimiento (TCM).....	13
2.3.2.1. Comportamiento de un Rotor.....	15
2.4. Materiales compuestos.....	17
2.4.1. Fibra de Carbono.....	18

2.5.	Descripción de componentes electrónicos	21
2.5.1.	Controlador de vuelo.....	22
2.5.2.	Motores Brushless (BLDC).....	23
2.5.3.	Controladores de Velocidad Electrónicos (ESC).....	25
2.5.4.	Baterías de Polímero de Litio.....	26
2.5.5.	Radio Control.....	28
2.5.6.	Sistema de Video FPV	30
2.6.	Sistema de Aspersión	31
2.6.1.	Boquillas de pulverización.....	32
2.6.1.1.	Patrón de aspersión de cono sólido	33
2.6.1.2.	Patrón de aspersión cono hueco.	33
2.6.1.3.	Patrón de aspersión de abanico plano	34
2.6.2.	Teorema de Bernoulli.....	35
2.6.2.1.	Capacidad de la boquilla.	36
2.6.3.	Efecto de pérdida de líquido por deriva y viento.	37
2.6.4.	Tamaño de gota.....	37
2.7.	Producción Agrícola en Chimborazo	40
2.7.1.	Cultivo de papa	41

CAPITULO III

3.	MARCO METODOLÓGICO.....	44
3.1.	Definición del Producto	44
3.1.1.	Identificación de las Necesidades	44
3.1.2.	Evaluación del usuario	50
3.1.3.	Análisis de Competitividad.....	50
3.1.4.	Evaluación del Ingeniero.....	53
3.1.4.1.	Correlaciones	53
3.1.4.2.	Evaluación Técnica	54
3.2.	Despliegue de la casa de la calidad	54
3.3.	Análisis Funcional/ Modular.....	56
3.4.	Matriz Morfológica	58
3.4.1.	Análisis Funcional.....	61
3.4.1.1.	Criterios de Valoración	61
3.4.2.	Selección de alternativas	62
3.5.	Descripción de la Maquina.....	66
3.6.	Curvas de Nivel de Chimborazo	67
3.7.	Cálculo de la Potencia de Motores.....	68

3.7.1.	Potencia vuelo a punto fijo (P_{io}).....	69
3.7.2.	Potencia vuelo ascendente (P_1).....	72
3.7.3.	Potencia vuelo descendente (P_{id}).....	74
3.7.4.	Potencia vuelo avance horizontal (P_a).....	75
3.8.	Constante de Rotación (KV).....	77
3.9.	Parámetros máximos.....	79
3.9.1.	Altura máxima.....	79
3.9.2.	Velocidad máxima de ascenso.....	80
3.9.3.	Velocidad máxima de avance horizontal.....	80
3.10.	Capacidad de Carga.....	80
3.11.1.	Ángulo de aspersion.....	86
3.11.2.	Densidad poblacional de cultivos.....	88
3.12.	Dimensionamiento del dron.....	89
3.12.1.	Modelado 3D.....	89
3.12.2.	Análisis Mecánico de la estructura por el método de elementos finitos.....	93
3.12.2.3.	Aplicación de cargas y tipos de restricciones.....	94
3.12.2.4.	Mallado y Análisis de Convergencia.....	95
3.12.2.6.	Coefficiente de seguridad.....	97
3.13.	Selección de Componentes.....	100
3.13.1.	Controladora de Vuelo.....	100
3.14.	Construcción de la aeronave.....	109
3.15.	Configuración y control de la aeronave.....	121
3.15.1.	Configuración de Controlador de Vuelo.....	121
3.15.2.	Radio Control.....	128
3.15.3.	Inicialización de la aeronave.....	129
3.15.4.	Encendido y apagado de motores.....	130
3.15.5.	Operaciones de vuelo.....	130
3.16.	Estrategias de vuelo.....	133
3.16.1.	Trazado de ruta manual.....	133
3.16.2.	Puntos de recarga de agroquímico.....	136

CAPITULO IV

4.	RESULTADOS	137
4.1.	Pruebas de vuelo.....	137
4.1.1.	Prueba de vuelo 1.....	138
4.1.2.	Prueba de vuelo 2.....	140
4.1.3.	Prueba de vuelo 3.....	143

4.1.4.	Prueba de vuelo 4.....	145
4.2.	Pruebas termográficas	148
4.3.	Pruebas hidro sensibles	151
CONCLUSIONES.....		154
RECOMENDACIONES.....		156
GLOSARIO		
BIBLIOGRAFIA		
ANEXOS		

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1-2:	Propiedades de varias fibras de carbono.....	20
Tabla 2-2:	Ventajas de matrices disponibles.....	21
Tabla 3-2:	Protocolos de comunicación R/C	30
Tabla 4-2:	Código de color de boquillas según su caudal.....	34
Tabla 5-2:	Dosificación de tratamientos químicos.....	39
Tabla 6-2:	Código de color según el tamaño de gota generada	39
Tabla 7-2:	Enfermedades y Plagas en el cultivo de papa.....	41
Tabla 8-2:	Enfermedades y Plagas en el cultivo de papa.....	43
Tabla 1-3:	Dimensiones de superficie en la localidad	47
Tabla 2-3:	Tiempo de vuelo de drones comerciales.....	49
Tabla 3-3:	Tiempo de vuelo de drones industriales	49
Tabla 4-3:	Condiciones de operación iniciales	49
Tabla 5-3:	Condiciones de operación.....	50
Tabla 6-3:	Características técnicas Competencia 1.....	51
Tabla 7-3:	Características técnicas Competencia 2.....	52
Tabla 8-3:	Evaluación del ingeniero	53
Tabla 9-3:	Clasificación de correlaciones	53
Tabla 10-3:	Compromisos técnicos.....	54
Tabla 11-3:	Características de las posibles soluciones	60
Tabla 12-3:	Evaluación de peso específico de cada criterio del Módulo 1.....	62
Tabla 13-3:	Evaluación del criterio Estructura Ligera	62
Tabla 14-3:	Evaluación del criterio Accesorios para carga.....	63
Tabla 15-3:	Evaluación del criterio Almacenamiento de energía	63
Tabla 16-3:	Evaluación del criterio Propulsión y elevación.	63
Tabla 17-3:	Evaluación de peso específico de cada criterio del Módulo 1.....	63
Tabla 18-3:	Evaluación de peso específico de cada criterio del Módulo 2.....	64
Tabla 19-3:	Evaluación del criterio Control de Vuelo	64
Tabla 20-3:	Evaluación del criterio Control de Aspersión.....	64
Tabla 21-3:	Evaluación del criterio Retorno a punto seguro.	65
Tabla 22-3:	Evaluación del criterio Aterrizaje.....	65
Tabla 23-3:	Evaluación de peso específico de cada criterio del Módulo 1.....	65
Tabla 24-3:	Peso estimado de la aeronave	68
Tabla 25-3:	Recomendación de peso vs diámetro de propela.....	70

Tabla 26-3:	Estados de operación de un rotor.....	74
Tabla 27-3:	Potencias calculadas para cada movimiento.....	77
Tabla 28-3:	Amperaje consumido para cada movimiento	81
Tabla 29-3:	Voltajes en celdas de baterías.....	81
Tabla 30-3:	Porcentaje de actuación durante el vuelo	82
Tabla 31-3:	Tiempo de vuelo respecto a la variación de la carga útil.....	83
Tabla 32-3:	Propiedades de la fibra de carbono estándar	93
Tabla 33-3:	Características técnicas de la controladora de vuelo TopXGun T1-A.....	101
Tabla 34-3:	Características técnicas del Radio Control.	102
Tabla 35-3:	Operaciones de vuelo de la aeronave	131

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1:	Metodología de diseño general.....	5
Figura 1-2:	Tipos de drones según los métodos de generación de sustentación.....	8
Figura 2-2:	Disposición y configuración de rotores en multicopteros.....	8
Figura 3-2:	Movimiento y distribución de los rotores.....	9
Figura 4-2:	Movimientos de desplazamiento de un hexacóptero.....	10
Figura 5-2:	Fuerzas que actúan en el vuelo de un helicóptero.....	10
Figura 6-2:	Fuerzas que actúan sobre las palas de una hélice.....	11
Figura 7-2:	Parámetros geométricos de una hélice.....	12
Figura 8-2:	Sección de hélice de paso variable.....	12
Figura 9-2:	Eficiencia respecto a velocidad de giro de hélices de paso fijo.....	13
Figura 10-2:	Comportamiento natural de un rotor.....	14
Figura 11-2:	Flujos de aire característicos del funcionamiento de un rotor.....	16
Figura 12-2:	Comportamiento de avance de un rotor.....	17
Figura 13-2:	Materiales compuestos con diferentes elementos de refuerzo.....	18
Figura 14-2:	Proceso de fabricación de fibras de carbono a partir de PAN.....	19
Figura 15-2:	Apilamiento tridimensional de capas de fibra de carbono.....	20
Figura 16-2:	Componentes electrónicos básicos de un dron.....	22
Figura 17-2:	Controladores de vuelo de uso profesional (a) y de competición (b).....	23
Figura 18-2:	Motor Brushless KDE4014XF de alto rendimiento.....	23
Figura 19-2:	Conexión de bobinado de un motor brushless trifásico.....	24
Figura 20-2:	Designación general de un motor brushless.....	24
Figura 21-2:	Modulación del ancho de pulso.....	25
Figura 22-2:	Conexión de un Controlador de Velocidad.....	26
Figura 23-2:	Batería de Polímero de Litio (Li-Po).....	27
Figura 24-2:	Disposición de celdas de Baterías Li-Po.....	27
Figura 25-2:	Componentes del radio control RadioLink AT9S.....	29
Figura 26-2:	Receptor de radio control RadioLink R10DS y módulos de telemetría.....	29
Figura 27-2:	Sistema FPV con pantalla a externa.....	31
Figura 28-2:	Distintos tipos de boquillas de aspersión.....	32
Figura 29-2:	Patrón de aspersión de cono sólido.....	33
Figura 30-2:	Patrón de aspersión de cono hueco.....	33
Figura 31-2:	Patrón de aspersión de abanico plano.....	34
Figura 32-2:	Representación Boquilla de Riego.....	35

Figura 33-2:	Impacto del tamaño de gota.....	38
Figura 34-2:	Producción agrícola de la provincia de Chimborazo	40
Figura 35-2:	Cosecha de papa en Riobamba.....	41
Figura 36-2:	Plagas que afectan al cultivo de papa.....	42
Figura 1-3:	Visita aérea de terreno de cultivo 1.....	45
Figura 2-3:	Visita aérea de terreno de cultivo 2.....	45
Figura 3-3:	Visita aérea de terreno de cultivo 3.....	46
Figura 4-3:	Visita aérea de terreno de cultivo 4.....	46
Figura 5-3:	Visita aérea de terreno de cultivo 5.....	47
Figura 6-3:	Dron de fumigación JMR-V1000 5 Kg.....	51
Figura 7-3:	5L AgDrone JONGKHURUN.....	52
Figura 8-3:	Despliegue de la Función de Calidad – Casa de la Calidad.....	55
Figura 9-3:	Nivel 0 de análisis modular.....	56
Figura 10-3:	Nivel 1 del análisis modular.....	56
Figura 11-3:	Agrupación de bloques en función de la tarea que cumplen.....	57
Figura 12-3:	Matriz morfológica para el módulo 1.	58
Figura 13-3:	Matriz morfológica para el módulo 2.	59
Figura 14-3:	Flujograma guía de diseño y selección de componentes.	66
Figura 15-3:	Perfil cartográfico de la provincia de Chimborazo	67
Figura 16-3:	Distribución de fuerzas sobre una hélice	77
Figura 17-3:	Teejet guía de selección de boquillas.....	84
Figura 18-3:	XR Teejet boquillas de plano de rango extendido.	84
Figura 19-3:	Angulo de rocío o aspersión	86
Figura 20-3:	Cobertura total de aspersión.....	87
Figura 21-3:	Cobertura total de aspersión.....	88
Figura 22-3:	Dimensionamiento elemental del UAV.	89
Figura 23-3:	Modelado de la cubierta superior del dron.....	90
Figura 24-3:	Modelado de la cubierta superior y tapas laterales del dron	90
Figura 25-3:	Modelado del brazo sujetador del motor.....	91
Figura 26-3:	Modelado de las bases de apoyo	91
Figura 27-3:	Modelado del tren de aterrizaje.....	92
Figura 28-3:	Renderizado del ensamble de estructura en 3D	92
Figura 29-3:	Carga viva que soporta el brazo.....	94
Figura 30-3:	Brazo para análisis en ANSYS R18.1.....	94
Figura 31-3:	Mallado del elemento a analizar.	95
Figura 32-3:	Deformación de la estructura del brazo.	96
Figura 33-3:	Deformación general de la estructura del dron	97

Figura 34-3:	Tarjeta controladora de uso agrícola TopXGun T1-A	100
Figura 35-3:	Transmisor RadioLink AT9S 10 Canales.	101
Figura 36-3:	Motor Brushless P60 340 KV y accesorios.	102
Figura 37-3:	Variador de velocidad ESC FLAME 70A LV.	103
Figura 38-3:	Batería Li-Po Tattu Plus 22000 mAh con sensor de nivel descarga.	104
Figura 39-3:	Cámara FPV Foxeer Razer mini	105
Figura 40-3:	Bomba brushless BPP-25.....	106
Figura 41-3:	Boquilla de pulverización de alta presión	106
Figura 42-3:	Resultados de iteración eCalc	108
Figura 43-3:	Montaje de placa de fibra de carbono en Router CNC	109
Figura 44-3:	Mecanizado y corte de placas	109
Figura 45-3:	Piezas extraídas de las placas.....	110
Figura 46-3:	Montaje de elementos estructurales	110
Figura 47-3:	Instalación de soportes de tren de aterrizaje	111
Figura 48-3:	Medición y corte de tubos de fibra de carbono	111
Figura 49-3:	Armado y aplicación de capa sellante de poliuretano a tapas laterales.....	112
Figura 50-3:	Armado del alojamiento de componentes electrónicos.....	112
Figura 51-3:	Ensamblaje del sistema de aterrizaje y sujeción del tanque de alimentación ..	113
Figura 52-3:	Construcción y montaje de la placa de sujeción de batería.....	113
Figura 53-3:	Instalación de filtro y sensor de nivel en el tanque	114
Figura 54-3:	Componente de las bases de montaje para los motores	114
Figura 55-3:	Motor montado en soporte superior y aspersor montado en soporte inferior ..	115
Figura 56-3:	Esquema de conexiones del sistema electrónico total.....	116
Figura 57-3:	Soldadura de terminales para motores y controladores ESC	117
Figura 58-3:	Comprobación de espacios y conexiones para elementos electrónicos	117
Figura 59-3:	Sistema de transmisión y recepción de video	118
Figura 60-3:	Disposición final de los componentes electrónicos	118
Figura 61-3:	Colocación de motores con respecto al centro de la nave.....	119
Figura 62-3:	Calibración y nivelación de motores.....	119
Figura 63-3:	Armado completo de la nave Wayra A-1.....	120
Figura 64-3:	Armado completo de la nave Wayra A-1.....	120
Figura 65-3:	Icono e interfaz gráfica del software de configuración T1-A Asistant	121
Figura 66-3:	Sección RC del software T1-A Asistant	122
Figura 67-3:	Sección Sens del software T1-A Asistant	122
Figura 68-3:	Sección Battery del software T1-A Asistant.....	123
Figura 69-3:	Sección ReturnHeight del software T1-A Asistant.....	123
Figura 70-3:	Sección Motor del software T1-A Asistant.....	124

Figura 71-3:	Sección Sens del software T1-A Asistant	124
Figura 72-3:	Sección Parameters del software T1-A Asistant.....	125
Figura 73-3:	Sección AG del software T1-A Asistant.....	125
Figura 74-3:	Sección WorkSpeed del software T1-A Asistant.....	126
Figura 75-3:	Sección Sens del software T1-A Asistant	126
Figura 76-3:	Sección Sens del software T1-A Asistant	127
Figura 77-3:	Sección Sens del software T1-A Asistant	127
Figura 78-3:	Canales de acción para el control de la aeronave.....	128
Figura 79-3:	Canal para iniciar el modo de calibración.....	129
Figura 80-3:	Canal para iniciar el modo de calibración.....	129
Figura 81-3:	Secuencia de encendido y apagado de motores	130
Figura 82-3:	Modos de vuelo del dron.....	132
Figura 83-3:	Controles y movimientos del dron	132
Figura 84-3:	Icono de acceso e interfaz del software Agri Mgmt	133
Figura 85-3:	Interfaz para configurar una nueva tarea de riego software Agri Mgmt.....	133
Figura 86-3:	Interfaz para dibujar mapeo manual software Agri Mgmt.....	134
Figura 87-3:	Interfaz para ubicación de puntos coordenados software Agri Mgmt	134
Figura 88-3:	Interfaz para establecer trayectoria de vuelo software Agri Mgmt.....	135
Figura 89-3:	Interfaz para ingresar parámetros de vuelo software Agri Mgmt	135
Figura 90-3:	Estrategia de vuelo de puntos de recarga de liquido	136
Figura 91-3:	Interfaz para establecer puntos de recarga software Agri Mgmt	136
Figura 1-4:	Pruebas de vuelo realizadas en campo abierto.....	137
Figura 2-4:	Prueba vuelo con movimientos de elevación área abierta.	139
Figura 3-4:	Prueba vuelo con movimientos de elevación y encendido de aspersores	139
Figura 4-4:	Prueba vuelo con movimientos laterales con 2 Kg de carga útil.	142
Figura 5-4:	Aspersores activados, muestra del espectro de riego	142
Figura 6-4:	Prueba vuelo con movimientos de desplazamiento con 5 Kg de carga útil. ..	144
Figura 7-4:	Ubicación de clavijas con papeles hidro sensibles.....	147
Figura 8-4:	Prueba vuelo con accionamiento de riego.....	147
Figura 9-4:	Termografía general del dron con marcadores puntuales	148
Figura 10-4:	Termografía con marcadores en ESC en vacío	148
Figura 11-4:	Termografía con marcadores en ESC posterior a prueba de vuelo.	149
Figura 12-4:	Termografías de cada motor después de prueba en vacío.....	149
Figura 13-4:	Termografías de cada motor después de prueba con carga.....	150
Figura 14-4:	Termografías de la bomba, batería y tanque de agua con marcadores.....	150
Figura 15-4:	Papeles hidro sensibles para pruebas en campo.....	151
Figura 16-4:	Ubicación de papeles hidro sensibles en clavijas y a ras de suelo	151

Figura 17-4:	Espectro impregnado en papeles hidro sensibles	152
Figura 18-4:	Numero de gotas en laminas, sobrevuelo a 3 metros	152
Figura 19-4:	Numero de gotas en laminas, sobrevuelo a 5 metros	153
Figura 20-4:	Comparación de tamaño de gota en el espectro	153

ÍNDICE DE GRÁFICOS

Gráfico 1-3:	Potencia necesaria para vuelo a punto fijo vs. Diámetro de hélice.....	71
Gráfico 2-3:	Potencia necesaria para vuelo a punto fijo vs. Altura de vuelo	71
Gráfico 3-3:	Potencia necesaria para vuelo ascendente vs. Altura de vuelo	74
Gráfico 4-3:	Velocidad angular vs Diámetro de hélice	78
Gráfico 5-3:	Tiempo de vuelo vs. Peso total	83

ÍNDICE DE ANEXOS

- ANEXO A:** TABLA DE ATMÓSFERA ESTÁNDAR INTERNACIONAL (ISA)
- ANEXO B:** DISTRIBUCIÓN DE CARTAS TOPOGRÁFICAS DEL ECUADOR
- ANEXO C:** ESQUEMA DE CONEXIÓN DEL SISTEMA ELECTRÓNICO
- ANEXO D:** MANUAL DE OPERACIONES Y MANTENIMIENTO
- ANEXO E:** CONFIGURACIÓN INICIAL Y CARGA DE LIQUIDO
- ANEXO F:** MATERIAL FOTOGRÁFICO DE PRUEBAS DE VUELO

RESUMEN

El presente trabajo de titulación denominado Diseño y Construcción de un Dron Rociador de Fertilizantes y Pesticidas con Capacidad Útil de Carga de 5 kg y Autonomía de Vuelo Mínima de 8 Minutos; se realizó como propósito de crear una nave aérea funcional enfocada al sector agrícola como ayuda para el manejo de agroquímicos en las plantaciones y el control de las plagas. Para lo cual, se analizaron tres posibles alternativas considerando la voz del usuario y la del ingeniero, dicho esto se optó por una solución que plantea una estructura hecha materiales compuestos y aluminio, con un perfil conservador para aprovechar la estructura misma del dron para el conjunto de riego. Se empleó la teoría de la cantidad de movimiento para determinar los parámetros necesarios para la selección de los elementos electrónicos; conjuntamente con la ayuda del software SolidWorks se modeló y dimensionó los componentes, verificando así su resistencia y factor de seguridad por medio del método de elementos finitos en Ansys. La siguiente fase fue la construcción de la nave, empezando por el corte en CNC de planchas de fibra de carbono para ensamblar la estructura base; luego se seleccionó el controlador de vuelo, motores, batería y demás elementos, para finalmente montarlos y configurarlos adecuadamente para todos funcionen como un solo conjunto de vuelo. Los resultados obtenidos mediante pruebas en campo son satisfactorios, pudiendo constatar la autonomía, resistencia y estabilidad de la aeronave a lo largo del desarrollo del proyecto. Se recomienda el uso de este tipo de aeronaves industriales únicamente para personal capacitado no para personas con poca o nula experiencia en vuelo de drones, debido a los potenciales peligros a los que se expone su integridad.

Palabras clave: <HEXACÓPTERO>, <DRON>, <RADIOCONTROL>, <AGROQUÍMICO>, <TECNOLOGÍA Y CIENCIAS DE LA INGENIERÍA >, <RESISTENCIA MECÁNICA>, <ELEMENTOS FINITOS>, <FIBRA DE CARBONO>, <BRUSHLESS>



1/02/2021

0594-DBRAI-UPT-2021

SUMMARY

The present work called Design and Construction of a Sprinkler Drone of Fertilizers and Pesticides with a Useful Load Capacity of 5 kg and a Minimum Flight Autonomy of 8 Minutes; It was carried out with the purpose of creating a functional airship focused on the agricultural sector as an aid for the management of agrochemicals in the plantations and the control of pests. Thus, three possible alternatives were analyzed considering the voice of the user and of the engineer, then, a solution was chosen that raises a structure made of materials composite and aluminum, with a conservative profile to take advantage of the very structure of the drone for the irrigation set. The theory of momentum was used to determine the necessary parameters for the selection of electronic elements; together with the SolidWorks software help the components were modeled and dimensioned, thus verifying their resistance and safety factor by means of the finite element method in Ansys. The next phase was the construction of the warehouse, starting with the CNC cutting of fiber plates carbon to assemble the base structure; then the flight controller was selected, motors, battery and other elements, to finally mount and configure them properly for all function as a single flight set. Results obtained through tests in the field are satisfactory, being able to verify the autonomy, resistance and stability of the aircraft throughout the development of the project. The use of this type of aircraft is recommended industrial only for trained personnel not for people with little or no experience in drone flight, due to the potential dangers to which its integrity is exposed.

Keywords: <HEXACOPTER>, <DRON>, <RADIOCONTROL>, <AGROCHEMICAL>, <TECHNOLOGY AND ENGINEERING SCIENCES>, <MECHANICAL RESISTANCE>, <FINITE ELEMENTS>, <CARBON FIBER>, <BRUSHLESS>

INTRODUCCIÓN

Históricamente, el origen de lo se conoce como UAVs por sus siglas en inglés (Unmanned Aerial Vehicle), hoy en día denominados “drones”, se remonta a los inicios de la aviación tripulada (Ehsani, Maja, 2013). Para poder adquirir la información necesaria, a fin de mejorar los bosquejos iniciales de aviones y aeronaves, se necesitó contar con la ayuda de prototipos a escala. Los modelos eran creados para experimentar y evaluar los principios de la aerodinámica, sin arriesgar vidas a bordo. Sin embargo, no fue sino hasta la época de la Primera Guerra Mundial que se dio el primer vuelo de una aeronave no tripulada (Cuerno-Rejado et al., 2016).

Actualmente un aproximado del 85 % de la tecnología de drones es utilizada para fines militares, dejando un 15 % para aplicaciones civiles, generalmente fotografía, transporte de paquetes, entre otros, (Puri et al., 2017). Naturalmente, existe un gran interés por el perfeccionamiento de más aplicaciones civiles a causa de las significativas ventajas que aportan estos dispositivos. Se puede evidenciar su potencial en los campos del monitoreo de áreas de difícil acceso, vigilancia de incendios forestales y para el cuidado de grandes campos (Sugawara, Nikaido, 2014). En los últimos años se ha visto una creciente acogida de la tecnología de dichos sistemas aéreos sin piloto, con el fin de ayudar a administrar campos de cultivo y otros procesos dentro de la agricultura (Amarillo et al., 2015)

El acondicionamiento de áreas de cultivo bajo el concepto de las nuevas tecnologías se denomina agricultura de precisión (Dávila et al., 2017). Se incorpora el uso de sistemas para recopilar información a fin de un manejo eficiente de suelos y sembríos (Marote, García, 2010). Los UAV multirrotor se presentan como una solución eficaz ante las distintas limitaciones existentes en la agricultura, ya que estos pueden monitorizar decenas de hectáreas de forma precisa (Mogili, Deepak, 2018). Un claro ejemplo de esto es el Yamaha RMAX, un modelo de helicóptero pilotado remotamente el cual lleva trabajando los campos de países asiáticos desde hace dos décadas atrás, ocupándose de arrojar pesticidas y fertilizantes (Sato, 2003). Resulta en un ahorro significativo en los costos para los agricultores, al poder vigilar los campos y la posibilidad de detectar enfermedades en el cultivo de forma prematura.(Ehsani, Maja, 2013)

Dentro del territorio ecuatoriano, se está empezando a observar el uso de esta tecnología, si bien mayoritariamente con fines de entretenimiento, poco a poco se está incursionando en su uso con propósitos más industriales, como construcción y gestión de suelos. (Alvarracin Sarmiento, 2018). El empleo de drones para actividades relacionadas a la agricultura es muy limitado en el país, debido a la rigurosidad de la normativa tanto para la operación como para el desarrollo de sistemas de naves no tripuladas (DAC, 2015). Igualmente, el elevado costo que representa la adquisición de un dron profesional, ya que no resulta ser una tecnología muy común encontrar en el mercado

nacional; muchas veces los precios se ven triplicados con respecto a su valor internacional. Por consiguiente, su precio no es asequible para todos y resultando para un propietario ordinario de un campo de cultivo simplemente no rentable.

La agricultura desempeña un papel crucial en la economía de un país. Los grandes productores locales están optando de a poco por la agricultura de precisión para la producción de sus cosechas con una mejor calidad (Gusñay Ilvis, 2019). Obtener una mayor eficiencia y productividad mediante el uso de sistemas autónomos, con de referencia geográfica y mapeo de cultivos, resulta muy impresionante (Dávila et al., 2017). Por eso se hace necesario una opción de dron más competitivo que maneje esta tecnología para el mercado nacional. Innovando y mejorando funcionalidades que aporten a la agricultura de precisión del país de tal manera que ayude a mitigar la falta de atención de ciertas particularidades de los cultivos sin generar gastos innecesarios.

Al estar el vehículo aéreo en fase de prototipo se plantea que su parte mecánica sea fabricado con mano de obra nacional, esto con la finalidad de reducir costos e impulsar la industria nacional. Un hexacóptero se vuelve una excelente plataforma sobre la cual lograr implementar un sistema de fumigación por aspersion (Orna Chávez et al., 2017). Realizar tareas programadas como despegue, aterrizaje, dirigirse hacia un lugar deseado por trayectorias preestablecidas de manera sencilla. Sin dejar de lado que el vehículo pueda ser operado a su vez mediante comandos e instrucciones proporcionadas por el usuario.(Samaniego Tello, 2018).

Teniendo en cuentas las consideraciones expuestas a lo largo de los párrafos anteriores. Las ventajas que aportan dichos equipos a la sociedad son más que evidentes. Por consiguiente, la presente investigación está enfocada en el diseño y construcción de un hexacóptero con fines agrícolas. Buscando optimizar el rociado de fertilizantes y pesticidas en los campos de cultivo para producir alimentos. Evitando así la intervención de personal humano y su contacto con químicos tóxicos.

De manera posterior se fundamenta un marco referencial, que describe los conceptos que resultan necesarios dominar a lo largo de la investigación. Mediante un método matemático se procederá con el dimensionamiento y selección de elementos constitutivos adecuados para la construcción del UAV. A la vez se presenta evidencia fotográfica sobre el proceso de fabricación y ensamble de las piezas; simultáneamente también se realizará la configuración de los parámetros dentro de la aplicación de software de control. Asegurando así un funcionamiento fiable durante las pruebas de vuelo. Finalmente se presentan las conclusiones, análisis del impacto y recomendaciones para la realización de trabajos similares a futuro.

CAPITULO I

1. DIAGNÓSTICO DE PROBLEMA

1.1. Antecedentes

Actualmente, la agricultura en todo el mundo propende por la seguridad alimentaria. Por lo cual se está en la búsqueda de tecnologías modernas que ayuden a mitigar la falta de atención de ciertas particularidades de los cultivos que generan gastos innecesarios en el monitoreo de estos (Mogili, Deepak, 2018). Esta actividad agrícola es la principal fuente de empleo en Ecuador, representando un 25% de la población económicamente activa, es decir alrededor de 1,6 millones de personas son las que laboran en este sector, convirtiéndose así en uno de los principales ejes sobre el cual se desarrolla la economía del país. Por lo tanto, la necesidad de obtener productos agrícolas de calidad con la mayor eficiencia posible se convierte en una prioridad.

Es así como en los últimos 10 a 15 años la industria de las aeronaves no tripuladas ha ido en constante crecimiento debido a las amplias posibilidades de usos. La implementación de un sistema automatizado que permita realizar los trabajos de fumigación y control de plagas ha venido convirtiéndose en una realidad. Estos dispositivos anteriormente solo se podían manejar bajo la mirada y constante supervisión de una persona. Pero en la actualidad mediante la implementación de procesadores más accesibles y sensores más potentes, se puede indicar instrucciones en tiempo real a la aeronave. De la misma manera esto ayuda a trazar rutas predefinidas, para inicializar un vuelo autónomo de la aeronave. Con esta evolución tecnológica, estos sistemas se han convertido en una solución de gran utilidad para la aplicación dentro de la agricultura mundial.

1.2. Formulación del problema.

El sector agrícola ecuatoriano necesita mayor vinculación con la tecnología con el fin de ayudar a precautelar la salud de los agricultores y de igual manera buscar la forma de aumentar sus ingresos económicos. Es preciso tener presente que los agricultores no pueden conocer de manera puntual las necesidades de los cultivos que administran, debido al colosal tamaño de estos, y por ende toman decisiones generalizadas, muchas veces de manera sobredimensionada. Durante las últimas décadas en el sector del agro el empleo de químicos se ha visto incrementada debido a la falta de alternativas que eviten los daños o las pérdidas de los cultivos. En consecuencia, las enfermedades que producen la manipulación de estos químicos tóxicos han crecido paulatinamente tanto en los trabajadores como en los consumidores.

Teniendo en cuenta las ventajas que presenta el uso de un dron para aplicaciones agrícolas, se propone el desarrollo de esta investigación. Esta tecnología posibilita realizar los trabajos de fumigación 70 veces más rápida que el trabajo manual. Además, permite identificar y controlar potenciales daños que puedan presentarse en el cultivo y tratarlos de manera oportuna dependiendo del caso. El diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado procura apoyar el desarrollo económico del sector agroindustrial precautelando la salud de los operarios, a la vez que evita el uso excesivo e innecesario de químicos. Focalizar los recursos, así maximizando la productividad para generar una considerable ventaja económica que se verá reflejada en los ingresos al final del ciclo de cultivo.

1.3. Justificación

1.3.1. *Justificación Practica*

En base a la búsqueda de una solución para mitigar el daño que producen los fuertes químicos utilizados en la fumigación y roció de pesticidas, se ha propuesto el desarrollo del presente proyecto. Siendo la agricultura una de las principales fuentes de empleo en el Ecuador se pretende dar un aporte tecnológico a este campo, desarrollando un modelo de aeronave no tripulada construida en el país de costo razonable. Hay que destacar que al realizar un trabajo de fumigación un dron rociador es alrededor de un 70% más eficiente, además se evita el contacto directo entre el trabajador y las sustancias químicas. Las empresas extranjeras DJI y XAG son pioneras en la construcción de drones y sus líneas dedicadas a agricultura es muy solicitada en la actualidad. Sin embargo, el costo de adquisición de uno de estos equipos profesionales fuera del país sobrepasa los 7000 dólares (DJI, 2020). A esto hay que sumarle el costo arancelario que se aplica al ingreso de estos equipos al país, que ronda entre el 40% al 60% adicional total.

1.3.2. *Justificación Teórica*

Un tema poco abordado en la actualidad es el de las tecnologías innovadoras aplicadas a la producción agrícola nacional. Por lo que la importancia de esta investigación radica en la ampliación de estos conocimientos sustentada en una búsqueda bibliográfica. Destacando que la presente información resultaría útil para el desarrollo proyectos posteriores dentro del mismo ámbito. Así mismo la determinación de fundamentos aerodinámicos necesarios para asegurar la sustentación de modelos aéreos y el establecimiento de criterios de diseño ideales para los elementos estructurales constitutivos. A su vez resultaría en un aporte positivo para los procedimientos metodológicos y prácticos pertinentes.

1.3.3. *Justificación Metodológica*

Al no tener una metodología específica de diseño de vehículos aéreos no tripulados se presenta una serie de pasos generales basados en experiencias de varios autores. Paralelamente, partiendo del proceso de creación de algunos modelos ya existentes, se determinarán los parámetros esenciales para la creación de la aeronave. Del mismo modo con el fin de reducir costos se establecerán combinaciones de materiales con características apropiadas de resistencia y versatilidad para la fabricación detallada de un marco estructural óptimo. Todo esto se comprobará con las pruebas de vuelo y funcionamiento que se necesite llevar a cabo. Por último, se desarrollarán manuales de uso, de tal manera que el empleo de este dron sea accesible para las personas que se dedican a la agricultura.

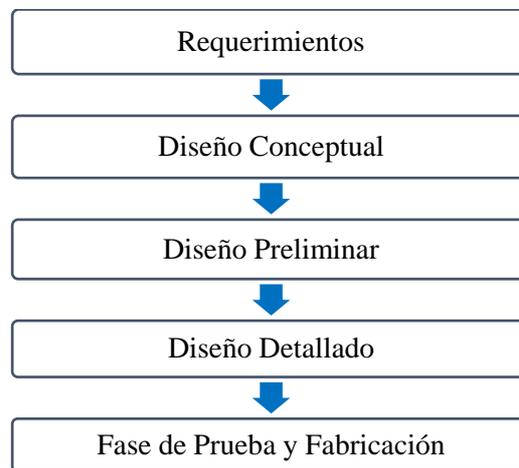


Figura 1-1: Metodología de diseño general.

Fuente: (Snorri Gudmundsson, 2013)

Realizado por: Autores

1.4. Alcance

El desarrollo del proyecto tiene como finalidad diseñar y construir un prototipo de un vehículo aéreo no tripulado de ala rotatoria para fumigación con capacidad de carga útil de 5 kg. El propósito de implementar este sistema fumigación precisa en áreas de cultivo extensas es de optimizar recursos y mejorar producción. Dentro de la etapa de prediseño, se estudiará, determinará y modificará variables como el peso, aerodinámica, sistemas de propulsión, sistema de aspersión. En la etapa de diseño, se realizará la proyección de las partes que van a componer el dron con la ayuda de un software de modelado 3D (SolidWorks). Así como los respectivos estudios y pruebas aerodinámicas indicadas para comprobar lo concluido teóricamente. Para finalmente efectuar de la misma manera el proceso de manufactura de cada una de las partes que van a componer el ensamblaje del modelo final.

1.5. Objetivos

1.5.1. *Objetivo General*

Diseñar y construir un dron de fumigación con capacidad de carga útil de 5 Kg con una autonomía de vuelo mínima de 8 minutos.

1.5.2. *Objetivos Específicos*

- Realizar una recopilación bibliográfica, con información relevante sobre vehículos aéreos no tripulados, para comprender los principios físicos que los rigen y fundamentar el presente trabajo.
- Crear un prototipo tridimensional utilizando un software de modelado asistido por computadora CAD, para posteriormente analizar la resistencia estructural y asegurar el comportamiento de los componentes.
- Diseñar y construir el sistema físico del dron, contemplando la selección adecuada de los componentes, materiales y los respectivos sistemas tanto de control de la aeronave como para la pulverización de productos químicos.
- Someter a pruebas de vuelo al prototipo con el fin de comprobar la funcionalidad y fiabilidad del dispositivo creado.

CAPITULO II

2. REVISIÓN DE LA LITERATURA O FUNDAMENTOS TEÓRICOS

2.1. Vehículos Aéreos No Tripulados (UAVs)

El término VANT (Vehículo Aéreo No Tripulado) o UAV por sus siglas en inglés (Unmanned Aerial Vehicle), hace referencia a un tipo de aeronave que vuela sin navegantes a bordo. Hoy en día, integran complejos mecanismos de vuelo que permiten mantener un nivel de desplazamiento estable y sostenido. Del mismo modo este equipo electrónico, puede ser controlado de manera remota o navegar de forma autónoma. Esto es posible debido a que cuenta con sistemas de comunicación satelital y telemetría, para conocer su ubicación en tiempo real. Adicionalmente, estos vehículos pueden traer incorporados sistemas secundarios o alternos, que en caso de suceder algún tipo de fallo de sus componentes principales, ayuden a precautelar la integridad de la aeronave.(Cuerno-Rejado et al., 2016).

La palabra inglés “drone” se adoptó para denominar a estas aeronaves, haciendo referencia a las abejas macho o zánganos. Puesto que el sonido producido por el giro las hélices, presenta cierta similitud al sonido de un zángano volando (Escudier, Atkins, 2019). Inicialmente este término aludía a aparatos esencialmente de uso militar y con aspecto similar al de un avión, pero paulatinamente su designación se fue generalizando a toda máquina voladora no tripulada. Estas máquinas comúnmente pueden ser utilizadas en sin número de tareas que el humano no puede o no quiere realizar. Se han llegado a convertir en una herramienta extremadamente útil para la vida moderna. No requieren grandes cantidades de combustible o insumos para su operación y no ponen en peligro las vidas de quienes lo navegan.

2.1.1. Tipos de UAVs

Poder establecer una clasificación precisa para este tipo de aparatos voladores, resulta bastante complejo. Sin embargo, se los puede agrupar de manera bastante general dentro de dos grandes grupos según su aplicación: los UAV de uso militar y los UAV de uso civil (Cuerno-Rejado et al., 2016). A su vez, dentro de cada uno de estos grupos, se pueden mostrar subclasificaciones que puede responder a diferentes características particulares como pueden ser su diseño, forma, peso o dimensiones. A continuación, se expone una categorización centrada en las características de sustentación que se emplea para el vuelo:

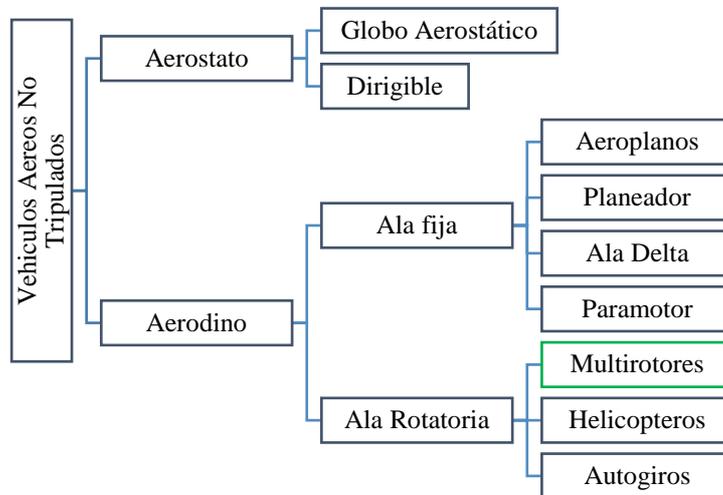


Figura 1-2: Tipos de drones según los métodos de generación de sustentación

Fuente: (Dávila et al., 2017)

Realizado por: Autores

2.2. Multirotoros o Multicópteros

Actualmente un multirotor viene a ser considerado como un aeromodelo que cuenta con más de dos rotores para impulsarse. De esta manera, un mayor número de motores dentro de un sistema de vuelo permite reducir el diámetro de las hélices empleadas. Inicialmente se mantenían los 4 rotores básicos, pero varias empresas han ido innovando diseños con hasta lograr modelos que alcanzan los impresionantes 18 rotores. En consecuencia, se puede elevar cargas voluminosas y maniobrarlas de manera precisa, experimentado con diferentes combinaciones de rotores. Todos estos sistemas sucesivos de drones con tres, cuatro, seis u ocho rotores, adoptan sus nombres a manera de tricóptero, quadcóptero, hexacóptero u octocóptero, respectivamente.

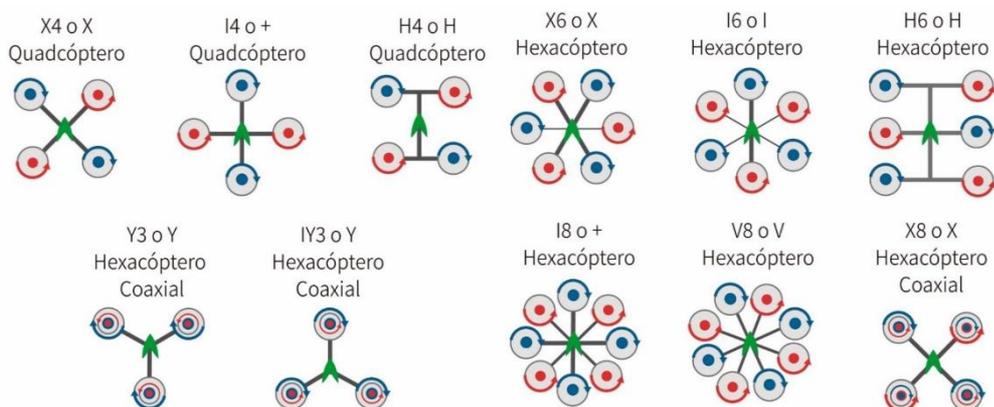


Figura 2-2: Disposición y configuración de rotores en multicópteros

Fuente: (The UAV Guide, 2015)

Realizado por: Autores

2.2.1. Movimientos de un Hexacóptero

El control sobre el movimiento de la nave se consigue a través de la variación de la velocidad de giro de cada rotor, modificando así las fuerzas de empuje. Normalmente se utilizan hélices de paso fijo, cuyo ángulo de ataque no varía cuando se encuentran girando. Por lo tanto, para que un vuelo rotatorio vertical sea exitoso y controlable se deben mitigar los efectos adversos asociados al par generado por la resistencia del aire a la geometría de hélices. El mecanismo más antiguo y complejo, consiste en colocar dos hélices coaxialmente opuestas por cada motor. Pero para el caso de un multirotor simple, resulta más sencillo emplear pares de hélices que roten en sentidos opuestos alternadamente (Alaimo et al., 2014). Para en particular un hexacóptero, se necesitaría de 3 palas girando en sentido horario y 3 palas en sentido antihorario.

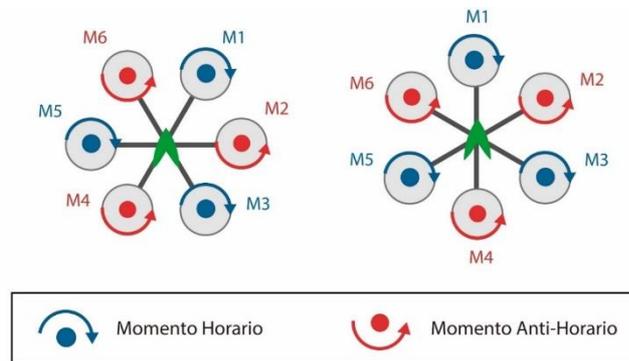


Figura 3-2: Movimiento y distribución de los rotores.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Existen 4 movimientos básicos que le permiten a un dron desplazarse en el espacio. Se logran aplicando diferentes velocidades de giro a distintos rotores, para que el impulso generado cambie la dirección del UAV.

- *Movimiento de elevación-descenso (Vertical):* Se requiere que todos los motores brinden un empuje igual, el mismo que debe ser mayor al peso total del conjunto
- *Movimiento de rotación en el eje (Yaw):* Se requiere que tres rotores que giran en el mismo sentido disminuyan su velocidad, originando que la aeronave gire sobre su propio eje normal.
- *Movimiento de traslación (Pitch):* Se logra haciendo que el dron se incline, para ello los rotores frontales o posteriores deben disminuir su velocidad, haciendo que la fuerza de sustentación tenga una inclinación sobre su eje lateral que permita el desplazamiento.
- *Movimiento de giro (Roll):* Este movimiento se genera disminuyendo la velocidad de los tres rotores de los laterales, permitiendo que la nave gire sobre su eje longitudinal.

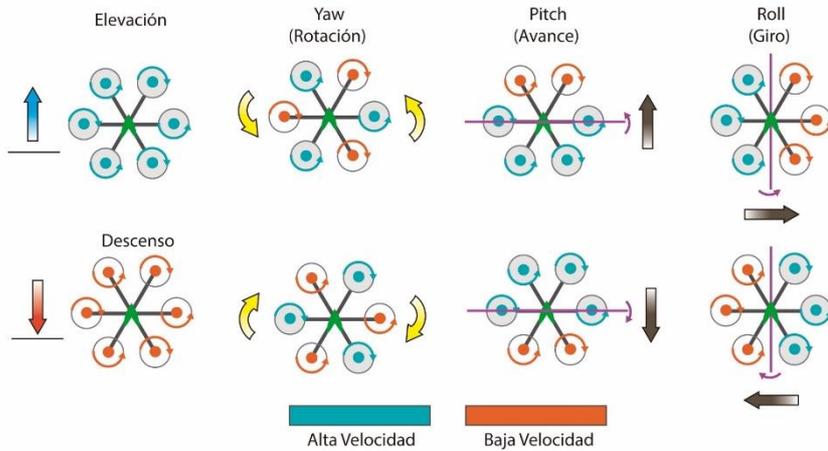


Figura 4-2: Movimientos de desplazamiento de un hexacóptero

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

2.3. Fundamentos aerodinámicos

El principio aerodinámico de funcionamiento de un dron resulta ser similar al del vuelo de un helicóptero. El vuelo mediante un accionamiento rotativo es posible debido a las magnitudes físicas que actúan sobre el elemento que se desplaza a través de un flujo de aire. Básicamente lo que se necesita es de una fuerza contraria a la gravedad capaz de elevar el peso de la aeronave. Esta fuerza de sustentación se genera debido al efecto Bernoulli que actúa sobre la geometría del perfil alar de la hélice (Serrano, Curutchet, 2014). Además, como ya se mencionó anteriormente, dependiendo de la dirección de la hélice y la velocidad de giro se obtendrá un determinado impulso, permitiendo controlar el movimiento de la nave.

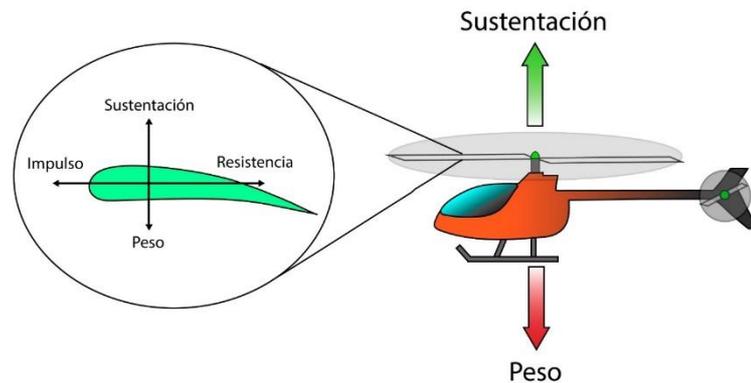


Figura 5-2: Fuerzas que actúan en el vuelo de un helicóptero

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

El rotor empuja o conduce una columna de aire hacia abajo, de forma perpendicular al plano de rotación de las hélices (Roncero, 2009a). Como resultado de este desplazamiento de aire, se genera un efecto de empuje sobre la aeronave para su movilidad. Se puede obtener una relación entre el empuje y la velocidad comunicada al aire mediante la aplicación de ciertas ecuaciones de la mecánica newtoniana (Seddon, Newman, 2011). Por medio de la aplicación de las leyes de conservación de la masa, conservación de momento y conservación de la energía, se puede dar un sentido matemático a este fenómeno físico.

2.3.1. Hélices

Las hélices son mecanismos contruidos con un número determinado de aspas o palas que actúan como alas giratorias para crear propulsión. Las palas, en su sección transversal presenta un perfil aerodinámico que produce sustentación y al mismo tiempo arrastre. Estas dos magnitudes generadas por el perfil curvo de la hélice se descomponen a su vez en: una fuerza de empuje (que sigue la dirección el eje rotacional) y una fuerza opuesta al giro (contenida en el plano de rotación de la hélice) (Morales, 2001). El empuje generado por la hélice es requerido por la aeronave para que se eleve. Por otro lado, la fuerza resistente al giro constituye el torque en sentido opuesto al giro del motor.

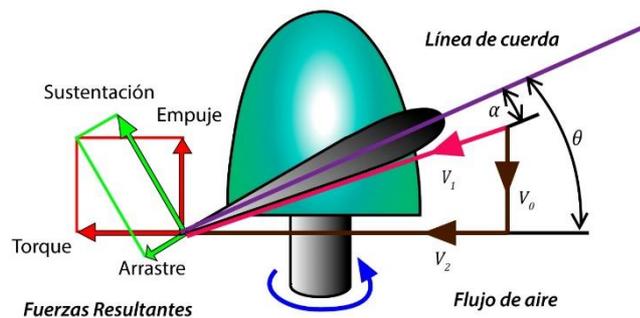


Figura 6-2: Fuerzas que actúan sobre las palas de una hélice

Fuente: (Mundo Aeronautico, 2018)

Realizado por: Autores

2.3.1.1. Parámetros Geométricos

El ángulo entre el plano de giro de la hélice y la cuerda del perfil es conocido como ángulo de paso. Usualmente en los UAV se pueden emplear tanto hélices de paso fijo como de paso variable. La selección dependerá del tipo de operaciones a las que este destinada la aeronave. Cabe señalar que se puede crear cierta ambigüedad entre los términos “ángulo de paso” y “paso”. Pero el término “paso” (pitch) es usado para referirse al recorrido que puede dar la hélice por revolución.

Los parámetros dimensionales que describen a una hélice resultan ser:

D	Diámetro de la hélice
r_h	Radio interior de la hélice
C_b	Longitud de cuerda
θ	Angulo de paso (desde el plano de rotación hasta la línea de cuerda)
λ	Paso

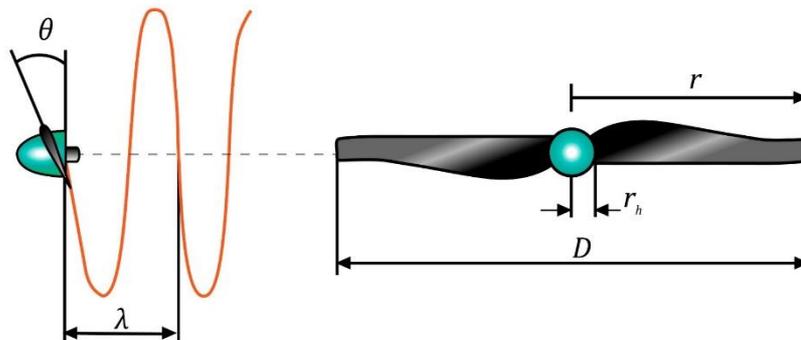


Figura 7-2: Parámetros geométricos de una hélice

Fuente: (Morales, 2001)

Realizado por: Autores

Si una hélice es del tipo “paso variable”, quiere decir que dicho valor va cambiando a lo largo de la pala. Del mismo modo el perfil aerodinámico tampoco resulta ser igual a lo largo de la pala y consecuentemente varia también la longitud de la cuerda. Esto se debe a que las secciones cercanas al eje de giro de la hélice tienen una velocidad tangencial menor que las secciones que se encuentran más alejadas (Morales, 2001). Entonces, para elevar la cantidad de sustentación y disminuir la carga estructural, se aumenta gradualmente el ángulo de paso “torciendo” la hélice.

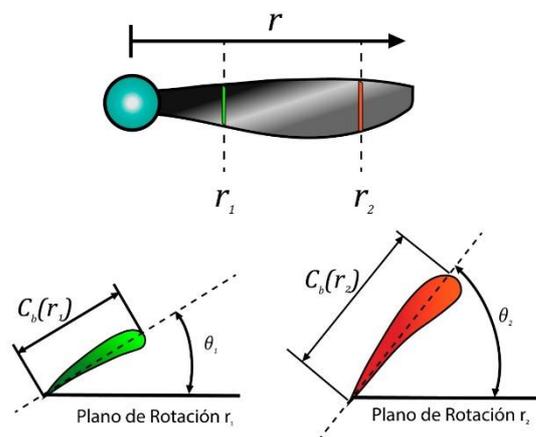


Figura 8-2: Sección de hélice de paso variable

Fuente: (Morales, 2001)

Realizado por: Autores

Por otra parte, las hélices más comunes debido a su relativo menor costo son las de “paso constante” o “paso fijo”. A través de toda la longitud del aspa el ángulo de paso no cambia (excepto las puntas del aspa). Pero ya que el ángulo de paso no cambia, estas hélices solo pueden actuar a máxima eficiencia a un número específico de revoluciones (Morales, 2001). Y para modificar las prestaciones de la aeronave, se necesitaría cambiar las hélices por otras con diferente geometría. Las siguientes actuaciones también dependerán de la velocidad de viento relativo que incida sobre la hélice.

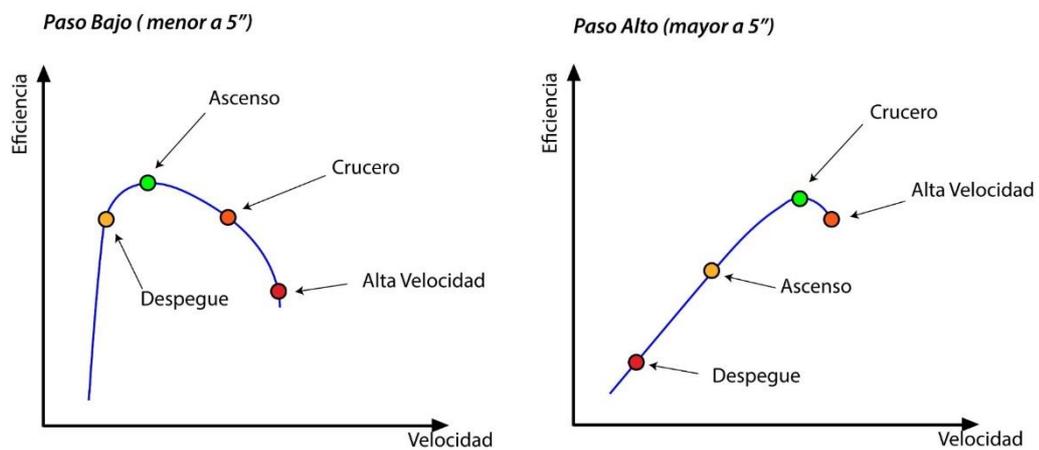


Figura 9-2: Eficiencia respecto a velocidad de giro de hélices de paso fijo

Fuente: (Morales, 2001)

Realizado por: Autores

La relación entre ángulo de paso y el paso se obtiene mediante:

$$\lambda = 2\pi r \cdot \tan(\theta)$$

2.3.2. Teoría de la Cantidad de Movimiento (TCM)

Se trata de un modelo matemático bajo el cual, y con la ayuda de ciertas premisas del fluido, se puede determinar una igualdad entre potencia, radio del rotor y velocidad inducida. Dentro de esta teoría, el rotor es concebido como un disco infinitamente delgado (Seddon, Newman, 2011). Por lo tanto, se asume que actúa sobre un tubo de flujo que es una superficie axialmente simétrica. Así también se especifica que el aire es incompresible y, por lo tanto, el flujo más allá de cualquier sección transversal del tubo de flujo es constante. Sin embargo, estas idealizaciones dan lugar a una falla del modelo teórico bajo ciertas condiciones de vuelo. Por lo que se hace necesario de ciertos factores de corrección para obtener expresiones fiables.

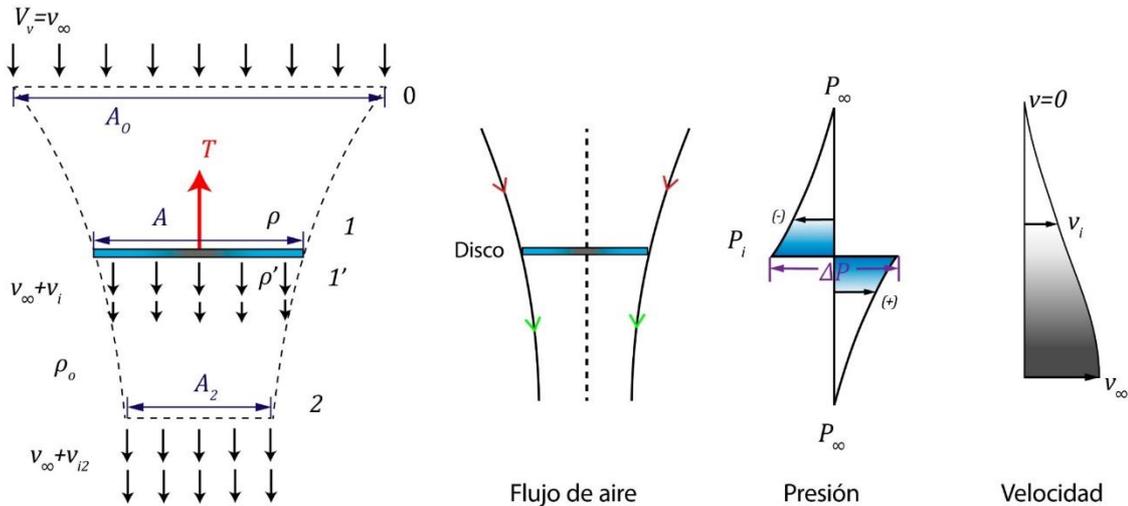


Figura 10-2: Comportamiento natural de un rotor

Fuente: (Seddon, Newman, 2011)

Realizado por: Autores

Como se observa en la Figura 2-10, a medida que el rotor aspira el aire desde la parte superior, la presión (P) descende. En ese mismo instante, en el disco se produce un aumento de la presión (ΔP). Después la presión cae nuevamente en el flujo de salida, llegando finalmente al nivel inicial o atmosférico (P_∞). La velocidad en el tubo de flujo aumenta de cero hasta un valor (V_i) en el disco y continúa aumentando a medida que la presión cae en el flujo de salida, alcanzando un valor "infinito aguas abajo" (V_∞) (Roncero, 2009a). Igualmente, la continuidad del flujo de masa en el tubo requiere que la velocidad sea continua a través del disco.

Aplicando por separado para los flujos antes y después del disco el principio de conservación de la energía, en la forma de la ecuación de Bernoulli (Seddon, Newman, 2011). Adicionalmente suponiendo un flujo incompresible y despreciando los efectos debido a la viscosidad, se tiene a la entrada de aire:

$$P_\infty = P_i + \frac{1}{2}\rho v_i^2$$

Donde, ρ resulta ser la densidad del aire, de ahí que en la salida se tiene:

$$P_i + \Delta P + \frac{1}{2}\rho v_i^2 = P_\infty + \frac{1}{2}\rho v_\infty^2$$

Obteniendo así:

$$\Delta P = \frac{1}{2}\rho v_\infty^2$$

Ahora bien, por medio del principio de conservación de la cantidad de movimiento. El empuje T en el disco, resulta ser igual a la variación general de aumento del momento axial del aire. Es decir:

$$T = \rho A v_i v_\infty$$

De las expresiones anteriores se tiene:

$$v_\infty = 2v_i$$

Por lo tanto, la mitad de la velocidad comunicada al aire ocurre por encima del disco y la otra mitad debajo de él. La relación entre el empuje y la velocidad inducida (v_i) es:

$$T = 2\rho A v_i^2$$

Al mismo tiempo, se puede obtener la denominada “carga del disco” w

$$w = \frac{T}{A} = 2\rho v_i^2$$

Conociendo el empuje, se puede determinar la velocidad inducida:

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{w}{2\rho}}$$

El trabajo realizado, representado por su cambio en la energía cinética del aire por unidad de tiempo, es: $\frac{1}{2}(\rho A v_i) v_\infty^2$ (Seddon, Newman, 2011). Finalmente, esto se conoce como la potencia inducida del rotor expresada como:

$$P_i = T v_i = \sqrt{\frac{T^3}{2\rho A}}$$

2.3.2.1. Comportamiento de un Rotor

El flujo de aire a través de un rotor y en sus alrededores se comporta de manera distinta según la velocidad vertical de la aeronave (Ull, 2011). Por esta razón, en ciertas condiciones no es posible emplear la TCM. De manera que se hace necesario recurrir a soluciones experimentales y factores de corrección para mantenerse dentro los límites fiables. Se puede reconocer cuatro regímenes de funcionamiento del rotor:

- *Operación normal*

Durante el estado de vuelo vertical ascendente y vuelo a punto fijo ($v_c \geq 0$) el flujo en el rotor es estable. Asimismo, las puntas de pala están libres de perturbaciones. Las corrientes de aire siguen trayectorias helicoidales bien definidas.

- *Anillos de vórtices*

Para el caso de velocidades de descenso bajas ($-1 \leq v_c/v_{io} < 0$), se generan vórtices en las puntas de las aspas que actúan en el plano del rotor. Se genera un escenario no estable, donde se acumulan vórtices formando anillos. Por consiguiente, en esta situación aumentan las vibraciones, disminuyendo la maniobrabilidad. No es posible distinguir una superficie que defina las corrientes de flujo. Impidiendo así también aplicar TCM

- *Estela turbulenta*

Si velocidad de descenso es media ($-2 \leq v_c/v_{io} < -1$), las corrientes se vuelven todavía más turbulentas. El flujo resulta semejante al de un cuerpo no aerodinámico. En este caso aún no se puede identificar las corrientes de flujo; en consecuencia, tampoco se consigue aplicar la TCM.

- *Molinete frenante*

Para regímenes con velocidad de descenso elevada ($v_c/v_{io} < -2$) la corriente vuelve a estar definida. En suma, la teoría de la cantidad de movimiento vuelve a ser aplicable.

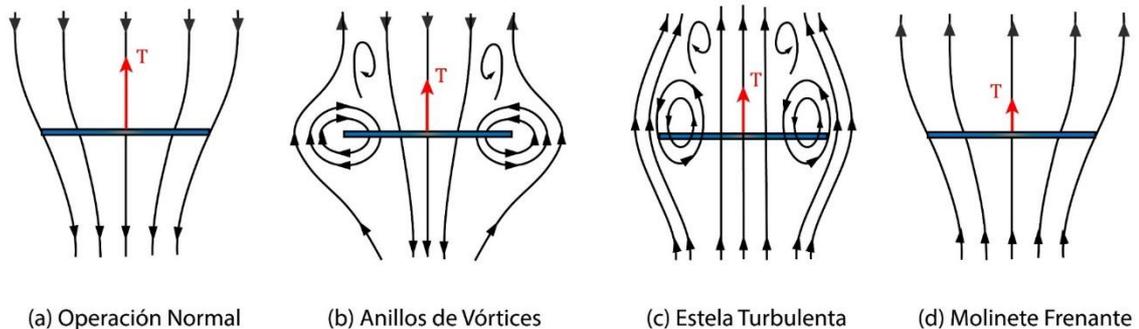


Figura 11-2: Flujos de aire característicos del funcionamiento de un rotor

Fuente:(Ull, 2011)

Realizado por: Autores

Ahora bien, para lograr que el UAV se pueda desplazar horizontalmente se necesita de un movimiento de avance. Básicamente en este caso el disco actuador se inclina para producir un impulso perpendicular a la normal del disco. (Roncero, 2009b). Este impulso dependerá del ángulo de ataque (α_r), que se genere con respecto a la dirección de la trayectoria del aire incidente (v_a). Dando como resultado la adición de nuevas variables a la expresión original del cálculo de potencia anteriormente determinada.

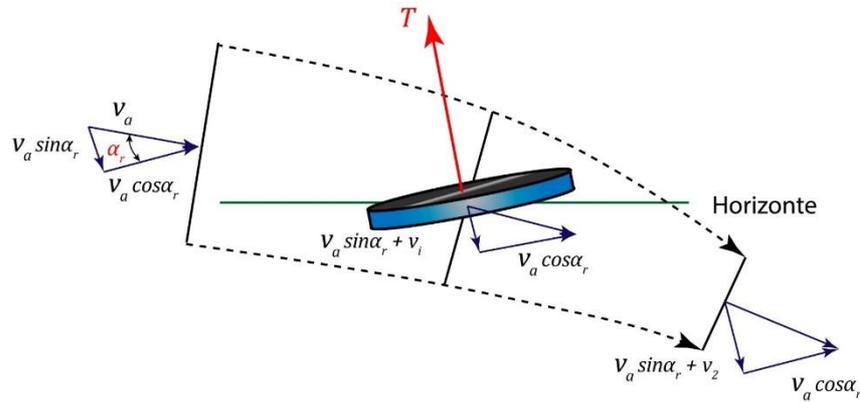


Figura 12-2: Comportamiento de avance de un rotor

Fuente:(Roncero, 2009b)

Realizado por: Autores

$$P_a = T(v_a \cdot \sin \alpha_r + v_i)$$

$$T = 2\rho(\pi R^2)v_i \cdot \sqrt{(v_a \cdot \cos \alpha_r)^2 + (v_a \cdot \sin \alpha_r + v_i)^2}$$

Por lo tanto, la masa de aire afectada continúa siendo la que circula por el tubo de corriente, cuya sección es un círculo de radio igual al del rotor, entonces:

$$\frac{v_i}{v_{io}} = \sqrt{\frac{1}{2} \left[\sqrt{4 + \left(\frac{v_a \cdot \cos \alpha_r}{V_{io}} \right)^4} - \left(\frac{v_a \cdot \cos \alpha_r}{V_{io}} \right)^2 \right]}$$

2.4. Materiales compuestos

Se trata de la combinación de dos o más materiales de manera no homogénea con el fin de crear un nuevo compuesto. Resultando en un material único con mejores propiedades y características superiores a las de los elementos originales (Stupenengo, 2011). Sin embargo, esta combinación no es una fusión completa, sino que se puede diferenciar cada material individualmente dentro del conjunto. La configuración general de un material compuesto se trata de una matriz o elemento base, al cual se le añade otro elemento a manera de refuerzo. Por consiguiente, las propiedades alcanzadas no resultan ser la suma unitaria, sino que poseen valores específicos.

Mucho se habla respecto a los materiales compuestos en los tiempos actuales, gracias a su excepcional relación peso/resistencia. Desde su descubrimiento en la década de los 60, los compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras tanto de vidrio como de carbono son los más empleados en la industria automotriz y aeroespacial (Murillo, Saenz, 2012). Pero no todo son ventajas, ya que el comportamiento mecánico del material depende de las características de la fibra de refuerzo y la matriz. Por tal efecto, se han realizado varias experimentaciones con la disposición de las fibras de refuerzo. Al ser elementos no homogéneos los hacen anisotrópicos, es decir; dependiendo de la orientación del elemento de refuerzo se ubicará la zona de mayor resistencia del material.

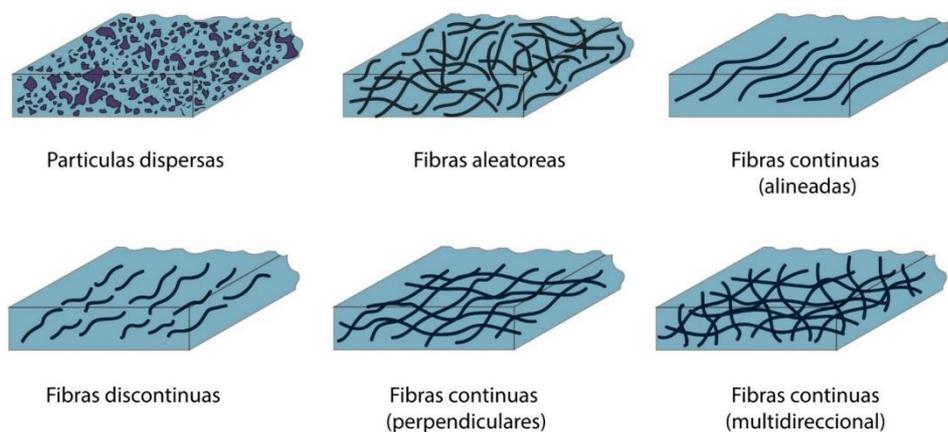


Figura 13-2: Materiales compuestos con diferentes elementos de refuerzo

Fuente: (Canedo et al., 2013)

Realizado por: Autores

2.4.1. *Fibra de Carbono*

El carbono es el elemento no gaseoso más abundante sobre la tierra y se procesan en una variedad de formas útiles para la vida humana, desde polvo grafito hasta diamantes. Dentro de esta variedad de materias primas se encuentran también el carbono a manera de los filamentos o fibras, las cuales presentan características estructurales sorprendentes con un contenido de carbono de entre el 92% al 100% (Besednjak, 2009). Estas fibras provienen de una formulación química especial de poliacrilonitrilo (PAN), las cuales son recogidas a manera de hilos, para posteriormente ser sometidas a procesos de oxidación y carbonización controladas en hornos especiales.

El proceso para la obtención de un filamento de carbono de alta resistencia a partir de fibras precursoras de poliacrilonitrilo (PAN) se lo puede resumir de la siguiente manera:

- *Estabilización y oxidación:* Inicialmente las fibras son estiradas para poder alinearlas internamente; después se calientan dentro de una atmósfera oxidante con temperaturas de entre 200°C a 250°C sin quitar la tensión aplicada sobre las fibras.
- *Carbonización:* En esta fase se calientan otra vez en una atmósfera inerte a temperaturas de hasta 1500°C. Se eliminan las partículas de hidrogeno y nitrógeno presentes en la fibra original (las fibras toman un color oscuro).
- *Grafitización:* En este punto se realiza un calentamiento dentro de una atmósfera no oxidante a temperaturas de entre 2500°C a 3000°C, consiguiendo así alcanzar la máxima resistencia para la fibra.
- *Preparación superficial:* Para finalizar, se somete a las fibras a un proceso de preparación superficial para mejorar la adhesión que tendrán a las diferentes matrices poliméricas.

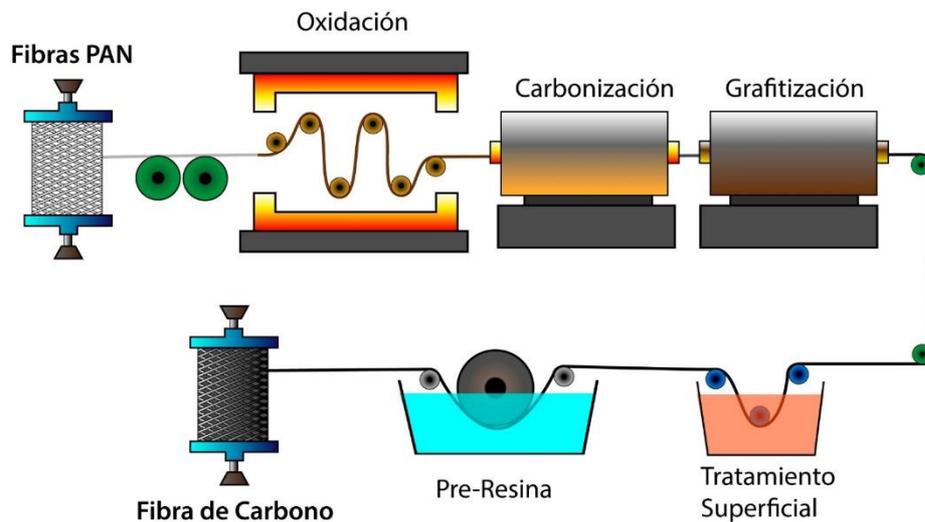


Figura 14-2: Proceso de fabricación de fibras de carbono a partir de PAN

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Se obtiene filamentos de carbono con diámetro inferior al de un cabello, se habla de entre 5-9 μm . Además, según se establezca la temperatura en cada una de las etapas de fabricación se puede obtener fibras con mayor o menor resistencia. Si bien, estas fibras siguen siendo una estructura textil bastante suave y maleable, ya pueden acoger resinas o polímeros. Las matrices de resina son las que le confieren la capacidad de distribuir las cargas aplicadas al material a cada una de las fibras de refuerzo. Las resinas del tipo epoxi son las más utilizadas, permitiendo su moldeo en estado líquido y posteriormente curarse en un sólido aplicando un catalizador.

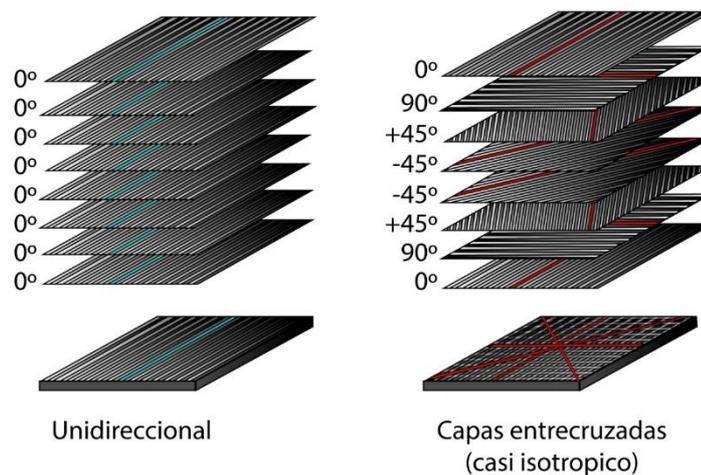
Tabla 1-2: Propiedades de varias fibras de carbono

Tipo	Carbono HT (alta resistencia)	Carbono HM (alto modulo)	Carbono IM (módulo medio)
Resistencia a la tracción (GPa)	2,6 - 5	2,0 - 3,2	3,4 - 5,9
Modulo elástico (GPa)	228 - 238	350 - 490	280 - 400
Densidad (Kg/m ³)	1740 - 1830	1790 - 1910	1730 - 1800
Alargamiento a la rotura (%)	1,2 - 2	0,4 - 0,8	1,1 - 1,9
Resistencia especifica (GPa*cm ³ /g)	1,5 - 2	1,1 - 1,7	2,0 - 3,1
Modulo E especifico (GPa*cm ³ /g)	127 - 134	190 - 260	160 - 200
Coef. Transmisión térmica (10 ⁻⁶ /K)	-0,1 a -0,7	-0,5 a -1,3	-
Diámetro del filamento (µm)	7 - 8	6,5 - 8	5 - 7

Fuente: (Besednjak, 2009)

Realizado por: Autores

Para conformar elementos tridimensionales de espesores varios, se hace necesario apilar combinaciones de capas sobre capas de matrices de fibra de carbono. Conviene destacar además que para que el conjunto pueda mantener sus propiedades de resistencia en todas las direcciones (isotrópico) se recomienda optar por arreglos con distintas orientaciones. Generalmente se emplean configuraciones entrecruzadas manteniendo la perpendicularidad entre la dirección de las fibras. Adicionalmente ciertos autores han observado que una configuración (0°/45°/90°) mantiene uniformidad dimensional sobre el elemento y así buenas propiedades mecánicas.

**Figura 15-2:** Apilamiento tridimensional de capas de fibra de carbono

Fuente: (Sharma et al., 2014)

Realizado por: Autores

Adicionalmente, este tipo de materiales compuestos no generan ningún tipo reacción ante la mayoría de las agentes ambientales o químicos. Sin embargo, el comportamiento correcto de un polímero reforzado con fibra de carbono (CRFP) depende tanto de los procesos de fabricación de la fibra como del adecuado procedimiento de conformación del elemento deseado. Por lo tanto la selección de una buena matriz que aporte una correcta adhesión interfacial entre las fibras juega un papel importante a la hora de estimar el desempeño y punto de falla del compuesto (Sharma et al., 2014). Por otra parte, el procesamiento de las resinas se puede dar por inyección, extrusión o moldeo por compresión para generar una pieza final. A continuación, se muestran algunas características de matrices:

Tabla 2-2: Ventajas de matrices disponibles

Tipo	Ventajas	Aplicación Habitual
Resinas Epoxi (polímero epóxido)	<ul style="list-style-type: none"> • Excelentes propiedades mecánicas • Buena resistencia a agentes externos • Alta dureza • Fácil producción 	<ul style="list-style-type: none"> • Industria Automotriz • Industria Ferroviaria
Resinas Fenólicas (termoestable)	<ul style="list-style-type: none"> • Excelente resistencia al calor y fuego • Bajas emisiones de humo • Producción económica 	<ul style="list-style-type: none"> • Industria Aeroespacial • Industria marina
Resinas de Poliamidas (polímero amida)	<ul style="list-style-type: none"> • Excelente resistencia a altas temperaturas • Buenas propiedades mecánicas • Buena resistencia a agentes externos 	<ul style="list-style-type: none"> • Industria Aeroespacial • Componentes a alta temperatura

Fuente: (Murillo, Saenz, 2012)

Realizado por: Autores

2.5. Descripción de componentes electrónicos

Por separado, cada uno de los siguientes elementos electrónicos, no serían más que una gran muestra del avance de la tecnología. Pero que en conjunto se convierten en una excelente y confiable maquina voladora. Se necesitan de varios dispositivos para que las instrucciones de un humano sean convertidas en movimientos en el aire por medio de un aeromodelo; estos componentes digitales hacen que el vuelo sea más sencillo. Pero eso no quiere decir que sea más fácil, ya que, para controlarlos diestramente, requieren la misma pericia que un aeroplano tripulado. A continuación, se explica más a detalle cada uno de estos componentes.

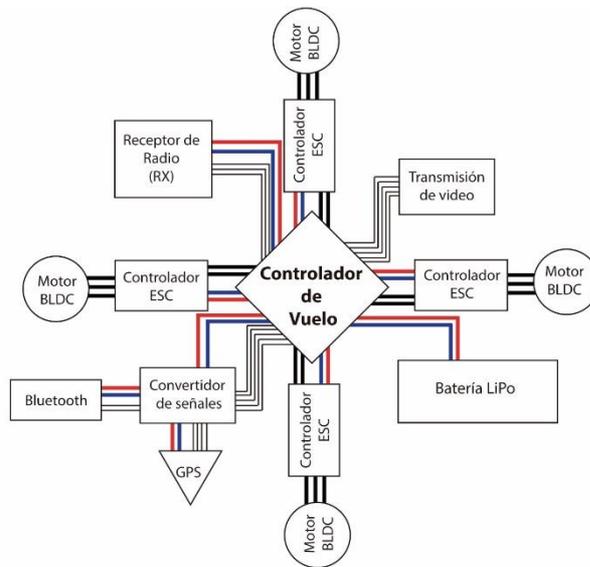


Figura 16-2: Componentes electrónicos básicos de un dron

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

2.5.1. *Controlador de vuelo*

Un controlador de vuelo o FC (Flight Controller), se trata de una tarjeta electrónica, que viene a ser el componente vital de un UAV. Es el centro neurálgico responsable de que todos los módulos del dron funcionen en conjunto correctamente. El procesador interpreta las señales captadas por el receptor de radio (RX) y modifica la velocidad los motores por medio de los controladores electrónicos de velocidad (ESC). Concediéndole así a la aeronave la capacidad de desplazarse a través del espacio tridimensional según la disposición del operario remotamente. Así mismo actualmente existen en el mercado controladores de vuelo que se pueden adquirir en función de las necesidades del usuario. Estos pueden presentar diferentes dimensiones y configuraciones; pero en general, cuentan con los siguientes módulos básicos:

- *Acelerómetro:* Permite al equipo determinar la “inercia” de los movimientos que realiza.
- *Giroscopio:* Permite medir la velocidad angular de los cambios de posición.
- *Magnetómetro:* Permite determinar la parte frontal (norte) del equipo durante el vuelo, similar a una brújula.
- *GPS:* Permite conocer la ubicación exacta del equipo (pudiendo ser utilizado para: vuelo del punto A al punto B, retorno al punto de origen, vuelo autónomo, entre otros.)
- *Regulador de Energía:* Permite gestionar de manera eficiente la cantidad de energía eléctrica todos los módulos necesitan.



Figura 17-2: Controladores de vuelo de uso profesional (a) y de competición (b)

Fuente: (DJI, 2020)

2.5.2. Motores Brushless (BLDC)

Los Motores Brushless de Corriente Directa (BLDC), toman su particular nombre debido a la ausencia de escobillas en el colector para su funcionamiento. Están constituidos por un rotor integrado con una serie de imanes permanentes y un estator bobinado. Los motores BLDC generalmente se pueden encontrar en configuraciones trifásicas. Dichas características suprimen ciertas desventajas que poseen los motores eléctricos tradicionales, como son: fricción, menor eficiencia, emisión calor, ruido y demás. Resultando así también ser un tipo de motor síncrono, esto quiere decir que los campos magnéticos que generan tanto el estator, como el rotor giran de manera simultánea (Padmaraja, 2003).



Figura 18-2: Motor Brushless KDE4014XF de alto rendimiento

Fuente: (KDE Direct, 2018)

Los motores brushless se han venido popularizando a medida que pasan los años por sobre los motores eléctricos convencionales. Aunque su costo de adquisición es mayor, a la larga requieren casi nulo mantenimiento. Por otro lado, su control es mucho más complejo a razón de que se necesita activar cada una de las bobinas en una secuencia determinada para producir un giro de 360 grados. A esto hay que sumarle que esto se lo debe realiza miles de veces por segundo para conseguir una velocidad constante (Garc, Lima, 2011). Pero esta complejidad prácticamente se ha eliminado con los controladores electrónicos de velocidad (ESC).

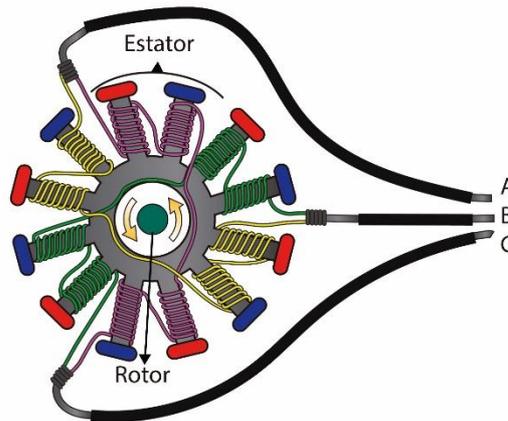


Figura 19-2: Conexión de bobinado de un motor brushless trifásico

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Para la selección de cualquier motor se debe tomar en consideración el espacio disponible para su instalación. Por ende, también se toma en cuenta sus alrededores para la disipación del calor generado por la acción misma del giro del motor. Sin dejar de lado que para un UAV el tamaño del motor afecta directamente a la relación peso/potencia del conjunto. Para una selección rápida, los datos de dimensiones principales del motor generalmente vienen proporcionados por el fabricante en el código de designación del motor. Independientemente algunos fabricantes optan por sus propias designaciones cuando se tratan de motores con prestaciones especiales.



Figura 20-2: Designación general de un motor brushless

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Además, se debe tener en cuenta las siguientes características principales:

- *K_v*: Es la constante de giro del BLDC, indica la cantidad de revoluciones (RPM) que el motor entrega por cada voltio de tensión aplicada, este valor es calculado sobre un banco de prueba por lo que difiere un poco del valor real.
- *Potencia*: La potencia nominal, se relaciona directamente con el amperaje máximo que puede soportar el motor.
- *Voltaje*: Indica la tensión requerida para el accionamiento del motor, por lo que se debe elegir baterías que puedan suplir completamente el consumo de voltaje de los motores.

2.5.3. Controladores de Velocidad Electrónicos (ESC)

Electronic Speed Control o ESC por sus siglas en inglés, se trata de un circuito electrónico que permite a los motores brushless girar de forma correcta y eficiente, a la velocidad que se le indique. Este driver se conecta a cada una de las fases del motor y por el otro lado al controlador de vuelo (FC), mediante dos cables de alimentación y otros cables que transmiten la señal PWM (Pulse Width Modulation). Mediante esta señal pulsátil, el controlador de vuelo proporciona los parámetros de la velocidad de giro que deben alcanzar el o los motores. Esta información se transmite a través de la modificación del ancho del pulso que suele estar en el rango de 1 a 2 milisegundos, a una frecuencia de 50 Hz.

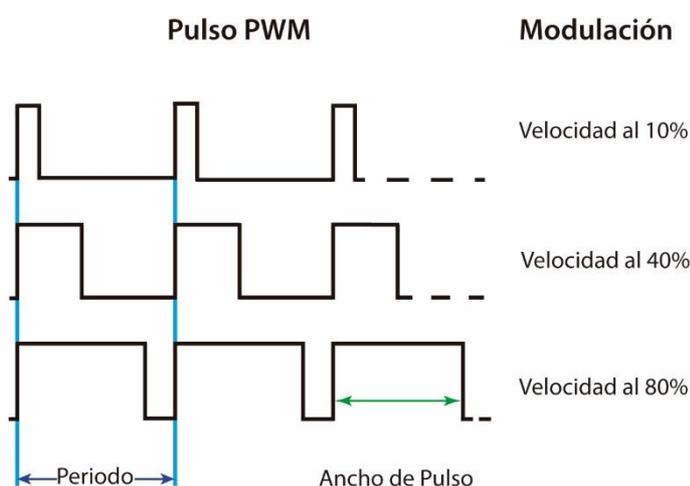


Figura 21-2: Modulación del ancho de pulso

Fuente: (Dávila et al., 2017)

Realizado por: Autores

Hace tiempo, escoger un circuito ESC para un control de vuelo, no suponía mayor dificultad que tomarlo de un catálogo. Siempre y cuando se disponga de los datos de consumo del motor BLDC. Pero hoy en día existen ciertos factores adicionales a considerar, los cuales son: los protocolos y el firmware (Zapata et al., 2016). Los protocolos de dichos controladores son la “lengua” que los ESC utilizan para comunicarse con los controladores de vuelo. En cambio, el firmware es el software que ejecuta cada ESC, determinado su comportamiento y parámetros de funcionamiento. Cabe mencionar que tanto los protocolos como firmware varía dependiendo del fabricante para establecer la compatibilidad que mejor le parezca con el controlador de vuelo.

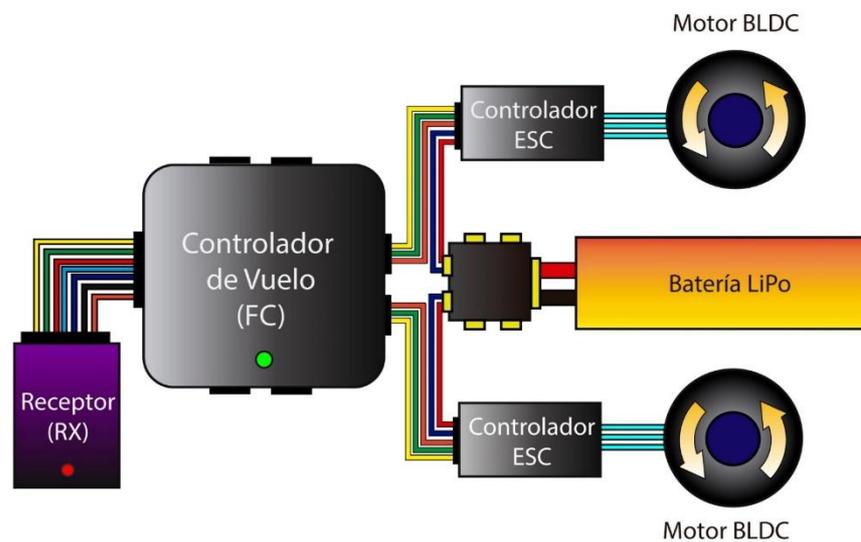


Figura 22-2: Conexión de un Controlador de Velocidad

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

2.5.4. Baterías de Polímero de Litio

Para dar vida a todos los elementos electrónicos que actúan en un UAV, hace falta disponer de una fuente de energía. Las baterías de polímero de litio, también conocidas como Li-Poly o Lipo; son el tipo más común de baterías recargables empleadas en proyectos de manejo remoto. Sus particulares tasas de descarga y altas capacidades de almacenamiento los hacen ideales para su uso en vehículos de alto rendimiento (Alarcon Balseca, 2014). Se usan como la fuente de energía principal para el sistema de propulsión del UAV, o paralelamente también como una fuente de energía secundaria para otros subsistemas electrónicos. Sin embargo, su estructura es bastante sensible y pueden dañarse fácilmente o incluso presentar riesgos de incendio o explosión si no se usan y mantienen adecuadamente.

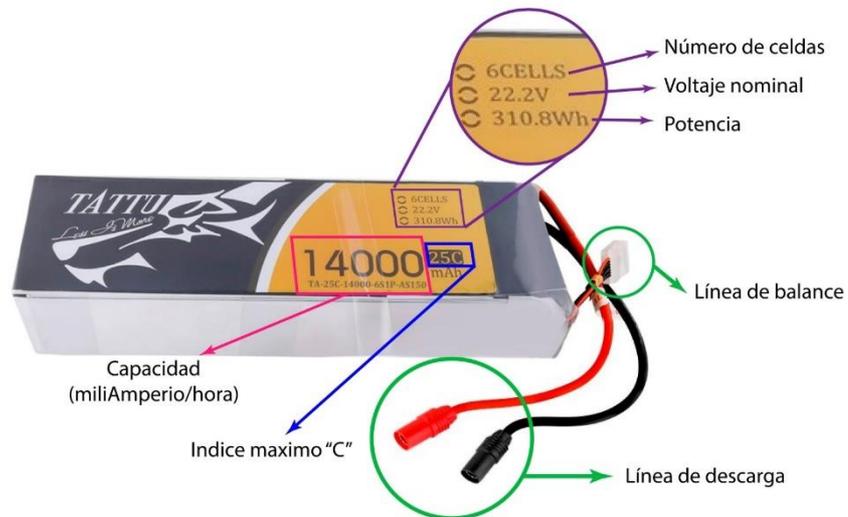


Figura 23-2: Batería de Polímero de Litio (Li-Po)

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Existen una infinidad de modelos de baterías Li-Po, por lo cual sus características vienen especificadas en la etiqueta del fabricante como se muestra en la imagen superior. Ahora bien, la capacidad de carga que posee una batería se presenta en miliamperios por hora (mA/h). Esta magnitud establece la cantidad de electricidad que es capaz de entregar de manera continua en 60 minutos. Las baterías Li-Po se encuentran divididas en celdas y cada una de estas generalmente posee una tensión nominal de 3.7 voltios. Dependiendo de las necesidades de tensión y corriente, se apilan y se conectan en paralelo o en serie, entre si dichas celdas. Por lo tanto, el voltaje nominal que entregará la batería será la suma de las tensiones individuales. El número de celdas de que se encuentra estructurada una batería de litio se lo denomina con la letra "S".

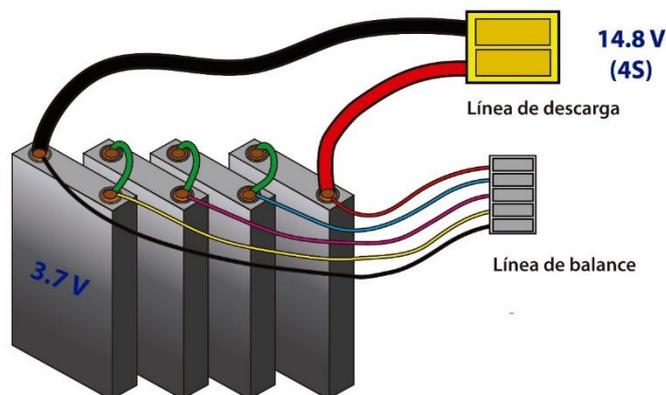


Figura 24-2: Disposición de celdas de Baterías Li-Po

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Si bien de la capacidad de carga de una batería Li-Po ya viene definida, ésta es capaz de entregar una mayor intensidad por cortos periodos de tiempo en función de su índice de descarga. Esta viene designada en exterior de la batería por la letra “C”. Un mayor índice de descarga proporciona picos de corriente más altos, pero se descargará más rápido. Viceversa un menor índice de descarga proporciona una corriente menor, pero tarda más en descargarse. Con esto se busca precautelar la integridad de la batería, ya que si se extrae energía de una forma muy descomunal la batería se estropeará. Para calcular la corriente máxima que puede dar la batería se multiplica ese coeficiente de descarga por los miliamperios de la batería.

$$I_{max} = C \cdot mA$$

Hay que mencionar que para trabajar con este tipo de baterías de manera segura se deben tener presente ciertas precauciones. La batería nunca puede quedar completamente descargada ya que eso supondría el deterioro de la misma. Se debe dejar un 20% o 30% de su carga, generalmente una tensión por sobre los 3.1V por celda (Moore, 2008). Si la batería se la ha descargado repetidas veces por debajo del nivel recomendado puede que la batería no logre cumplir su ciclo de vida útil completo. Cabe mencionar también que no se debe maltratar o golpear y peor aún perforar la batería ya que se corre el riesgo de que las celdas entren en contacto directo entre sí pudiendo producir algún tipo de explosión o arda en llamas. Finalmente, se podría decir que una batería con mayor capacidad, en un vehículo aéreo resultaría en un aumento en la autonomía del vuelo. Sin embargo, hay que tomar en cuenta que una batería de mayor capacidad posee un mayor tamaño y, por tanto, resultara más pesado, afectando de manera negativa a la autonomía de vuelo.

2.5.5. Radio Control

Como se mencionó anteriormente la principal ventaja de estos vehículos aéreos es que no ponen en peligro la vida del operario. Para esto se necesita de un sistema de control que permita al usuario manejar el UAV de forma remota y segura desde el suelo. Habitualmente se los controla de forma inalámbrica por medio de radiofrecuencias, a través de un sistema de transmisor y receptor. El transmisor es un controlador de mano con joysticks, perillas e interruptores que toma las órdenes del usuario y la transmite de forma inalámbrica al receptor del UAV. Los transmisores pueden comunicar los datos recogidos a través de un número determinado de canales, típicamente de 4 a 18. Adicionalmente poseen una funcionalidad de programación que permite la mezcla, ajuste y asignación personalizado de los canales. Casi todos los sistemas de transmisores actualmente en el mercado usan frecuencia de 2.4 GHz y tecnología de espectro expandido.



Figura 25-2: Componentes del radio control RadioLink AT9S

Fuente: (RadioLink Electronic Limited, 2019)

El receptor es un pequeño dispositivo electrónico que va montado en el UAV, el cual recibe las señales que envié el transmisor o radiocontrol. Interpreta la señal enviada con los comandos de movimiento, para comunicarlo a al controlador de vuelo que será el encargado de regular la velocidad y/o servos. Para controlar los movimientos de un aeromodelo se necesitan de 4 canales básicamente, estos manejaran el giro, altitud y avance; si llegara a darse el caso se puede necesitar de canales adicionales para el control de modos de vuelo, sistema de aspersión, entre otros.

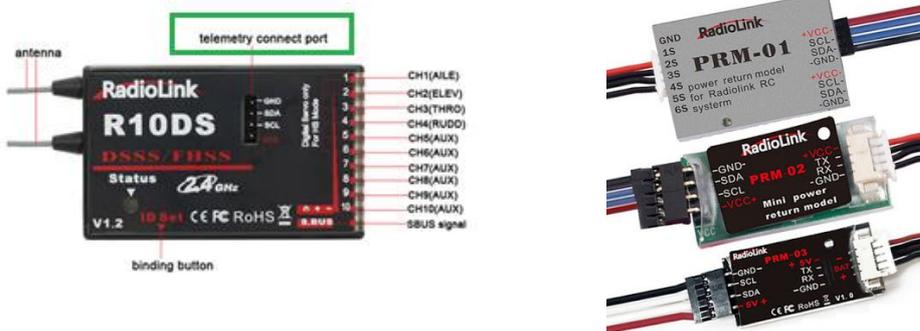


Figura 26-2: Receptor de radio control RadioLink R10DS y módulos de telemetría

Fuente: (RadioLink Electronic Limited, 2019)

Ciertos receptores también pueden tener módulos adicionales, para poder evaluar datos de telemetría del dispositivo como, posición GPS, velocidad, inclinación o porcentaje de batería en tiempo real. Es importante también mencionar que un transmisor de radiofrecuencia (TX) habitualmente solo se puede comunicarse con el receptor (RX) específico del mismo fabricante. Caso contrario se puede emplear tarjetas receptoras multiprotocolo para lograr utilizar espectros de frecuencias de distintos fabricantes. Por otro lado, también se debe establecer el tipo de comunicación entre el receptor de radio y el controlador de vuelo. Los sistemas de comunicación que actualmente existen en el mercado son:

Tabla 3-2: Protocolos de comunicación R/C

Tipo	Características
PWM	<ul style="list-style-type: none"> • Señal analógica de modulación de ancho de pulso. • Necesita un cable para conectar cada canal al controlador de vuelo. • Tiende a ser la más simple de configurar.
PPM	<ul style="list-style-type: none"> • Señal análoga de modulación de la posición del pulso. • Necesita un cable para todos los canales. • Señal se transmite de forma continua (una tras otra)
SBUS	<ul style="list-style-type: none"> • Señal digital de bus serie. • Necesita un cable para todos los datos. • Menor ancho de información, mayor número de canales

Fuente: (RadioLink Electronic Limited, 2019)

Realizado por: Autores

2.5.6. Sistema de Video FPV

FPV es el acrónimo inglés de *First Person View*, o visión en primera persona, se lo denomina así a este sistema debido a que le permite al usuario tener un manejo inmersivo. Inicialmente estos sistemas se crearon para su empleo en los circuitos de carreras de drones. Básicamente se trata de un módulo de emisión de video inalámbrico que transmite en tiempo real. Entonces por medio de una cámara instalada en el dron, se graba y transmite video a una pantalla externa permitiendo ver por donde se desplaza. Se ha convertido en una herramienta indispensable dentro de una aeronave controlada por radio, porque posibilita poder manejarlo de una manera más flexible sin preocuparse de perderlo de vista.



Figura 27-2: Sistema FPV con pantalla a externa

Fuente: (Speedy FPV, 2019)

Generalmente poseen cámara de dimensiones reducidas, pero con una buena definición y un amplio ángulo de visión para poder captar la mayor cantidad de detalles. Se enlaza con la pantalla del operador por medio de un sistema de transmisión de baja latencia por radio; con una frecuencia alterna al sistema del control de la nave. Como no es de sorprenderse, también posee unidades complementarias adicionales (OSD) para poder proyectar en la misma pantalla un interfaz con los datos de vuelo del dron a tiempo real. Hoy en día se pueden emplear gafas de realidad aumentada, las mismas que son gran utilidad debido a que ayuda a al piloto a mejorar la impresión de sentirse uno solo con el dron al momento de volar.

2.6. Sistema de Aspersión

Se trata de un sistema que transforma un chorro de líquido en una estela para llegar a rociar de forma localizada. Existen dos tipos de sistemas de aspersión agrícola, aspersión manual y de forma mecanizada, la segunda puede ser de forma terrestre o aérea. La aspersión manual es realizada mediante el uso de bombas de fumigación de tipo mochila que se carga a la espalda del operador. Mientras que en la forma mecanizada se hace uso de tractores adecuados con equipos de fumigación, o de forma aérea con la contratación de servicios externos de fumigación con avionetas o helicópteros (Navia, 2019). Para el caso de los sistemas de aspersión que se montan sobre drones de fumigación son operados por presión a través de tuberías y boquillas de pulverización.

2.6.1. *Boquillas de pulverización*

Son pequeños componentes que van ubicados en la parte final de un circuito hidráulico de aspersión. Las mismas hacen uso de la energía de presión de un líquido para aumentar su velocidad de salida. Forzándolo a pasar a través de un orificio de menor área, permitiendo así separar el líquido en finas gotas. Existen 4 características que definen el desempeño de una boquilla, los cuales son:

- Angulo de aspersión
- Eficiencia de rocío
- Flujo entregado en función de la presión de alimentación
- Uniformidad de la distribución del flujo sobre el campo.



Figura 28-2: Distintos tipos de boquillas de aspersión

Fuente: (Teejet, 2015)

Uno de los mayores fabricantes de boquillas de aspersión es la empresa Teejet Technologies. Los mismos que exponen que no existe una boquilla universal para el fin de agricultura. Sino que se debe dar una adecuada selección de la boquilla de acuerdo a ciertos parámetros de la operación de rocío (Teejet, 2015). entre los que se tiene:

- La cantidad de agroquímico que se va a aplicar en una superficie.
- La uniformidad de aplicación.
- El porcentaje de cobertura de los agroquímicos sobre la superficie.
- La cantidad de pérdida de materia prima.

Partiendo de las premisas anteriores se desglosa una clasificación de las boquillas de acuerdo a las características geométricas de los patrones del chorro de agua a la salida.

2.6.1.1. Patrón de aspersión de cono sólido

En este tipo de boquillas, teniendo como punto de origen el orificio de salida del líquido la distribución de líquido se ve limitada a una forma de cono completamente lleno. Es muy utilizado en la industria para rociar líquido de enfriamiento sobre una superficie inmóvil (PNR, 2007). En el área de la agricultura se utiliza para aplicar herbicidas, fungicidas e insecticidas a gran altura debido a que las gotas que generan son de gran tamaño (INTAGRI, 2018).



Figura 29-2: Patrón de aspersión de cono sólido.

Fuente: (Teejet, 2015)

Realizado por: Autores

2.6.1.2. Patrón de aspersión cono hueco.

Las gotas a la salida de las boquillas con este patrón de aspersión se concentran a las afueras del volumen del cono, dejando el interior libre de líquido (PNR, 2007). Este patrón de aspersión proporciona una cobertura total creando un rocío de aspersión finamente atomizado (Teejet, 2015). El tamaño de gotas que se producen pueden ser medianas o pequeñas (INTAGRI, 2018).



Figura 30-2: Patrón de aspersión de cono hueco.

Fuente: (Teejet, 2015)

Realizado por: Autores

2.6.1.3. Patrón de aspersión de abanico plano

Son las más utilizadas debido a que se forma una capa con las gotas de forma plana y de diferente espesor de acuerdo a la presión de trabajo. Entonces una misma boquilla puede producir diferentes patrones de aspersión dependiendo de la presión de trabajo. Así mismo se puede alterar de cierta manera el ángulo de salida del líquido en medida que la presión lo permita (Teejet, 2015). Son utilizadas cuando se requiere cubrir una superficie en movimiento transversal al patrón del chorro. Con un correcto traslape se puede asegurar un área de cobertura muy amplia y con poco desperdicio de líquido.



Figura 31-2: Patrón de aspersión de abanico plano.

Fuente: (Teejet, 2015)

Realizado por: Autores

Adicionalmente, la norma ISO 0625 estableció un código de color para distinguir de manera sencilla boquillas fabricadas en polímero plástico, atendiendo a su capacidad de caudal. Tomando como base una presión nominal se fijada en 3 bar. Se tiene:

Tabla 4-2: Código de color de boquillas según su caudal

Color	Caudal Nominal (L/min)
Naranja	0,4
Verde	0,6
Amarillo	0,8
Azul	1,2
Rojo	1,6
Marrón	2
Gris	2,4
Blanco	3,2

Fuente: (Teejet, 2015)

Realizado por: Autores

2.6.2. Teorema de Bernoulli

El teorema de Bernoulli establece la relación que presenta la presión y la velocidad de un fluido a partir del fenómeno de la conservación de la energía mecánica entre dos puntos. Para esto se considera un sistema ideal sin rozamiento con un fluido incompresible. Es entonces donde se vincula variables como presión, velocidad y adicionalmente la influencia de la gravedad si los puntos analizados no se encuentran al mismo nivel de altura. La suma de energías en los dos puntos del sistema siempre resultara ser constante, si no es alterado por ningún agente externo. En la siguiente figura se muestra el esquema de una boquilla de aspersión que será utilizada para representar el fenómeno físico de la conservación de energía entre dos puntos de flujo A y B.

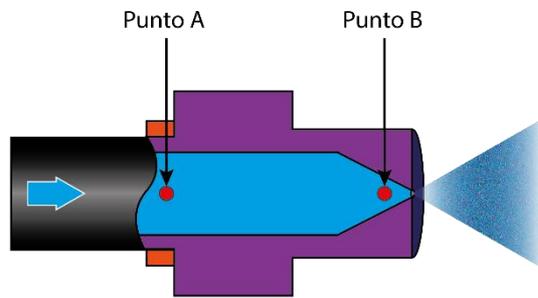


Figura 32-2: Representación Boquilla de Riego

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Ecuación general del teorema de Bernoulli es:

$$P + \frac{1}{2}\rho V^2 + \rho g z = E$$

Si se tienen dos puntos de análisis con diferentes tipos de secciones, la ecuación pasa a ser una igualdad de la siguiente forma:

$$P_A + \frac{1}{2}\rho V_A^2 + \rho g z_A = P_B + \frac{1}{2}\rho V_B^2 + \rho g z_B$$

Donde:

$$z_A = z_B$$

Al tener el mismo nivel de referencia.

$$P_B \approx 0$$

En el punto B la presión será la atmosférica por lo que no se toma en cuenta, en el punto A será el diferencial de presión

$$V_A \approx 0$$

Debido a la diferencia de sección, la velocidad en el punto A se considera despreciable al ser mucho menor que la velocidad en B.

Por consiguiente, se tiene:

$$P_A = \frac{1}{2} \rho V_B^2$$

$$V_B = \sqrt{\frac{2}{\rho} P_A}$$

Expresión que se puede ser escrita de la siguiente manera teniendo en cuenta que $\sqrt{\frac{2}{\rho}}$ es una constante:

$$V = C \sqrt{P}$$

Lo que demuestra a simple vista que la velocidad de salida del fluido dentro de una boquilla es directamente proporcional a la presión del líquido a la entrada.

2.6.2.1. Capacidad de la boquilla.

Una vez que se evidencia la relación de dependencia directa entre la velocidad y la presión de un fluido. Se introduce la expresión del caudal para relacionar la tasa de flujo en las dos secciones de la boquilla con lo cual se tiene:

$$Q = A V$$

$$Q = A C \sqrt{P}$$

Donde $A \cdot C$, resulta un nuevo valor constante

$$Q = K \sqrt{P}$$

Para dos valores de presiones diferentes en la misma boquilla:

$$\frac{Q_1}{\sqrt{P_1}} = \frac{Q_2}{\sqrt{P_2}}$$

Despreciando así los valores de pérdidas por fricción y asumiendo un flujo no turbulento. Con lo que se obtiene el valor de flujo a la salida necesario para la selección de la boquilla

$$Q_2 = Q_1 \sqrt{\frac{P_2}{P_1}}$$

2.6.3. Efecto de pérdida de líquido por deriva y viento.

El efecto de deriva se define como el transporte de líquido a través del aire alejándolas fuera del área objetivo planificada (Teejet, 2015). Es decir, las gotas salen del cono de aspersión en los extremos y se pierden en el transcurso del trabajo de fumigación. Las condiciones climáticas influyen de gran manera en el efecto deriva, de esta manera temperaturas mayores a 25°C, velocidades de viento menor a 5 km/h y mayores a 12 km/h, una humedad relativa menor a 60% o mayor a 80% y la radiación solar son algunas de las condiciones ambientales que aumentan los efectos de deriva (Tomasoni, 2013). Las gotas con un tamaño menor a 150 micrones de diámetro son las más propensas al desvío y pérdida de deriva. La velocidad de viento es el factor más determinante del efecto de deriva y se recomienda no realizar ningún trabajo de aspersión con velocidades de viento mayor a 15 km/h según (Teejet, 2015).

Teniendo en cuenta las causas que provocan la deriva, la guía de boquillas de pulverización (Teejet, 2015) recomienda:

- Reducir la presión de trabajo para obtener un tamaño de gotas más grandes y mayor a 150 micrones.
- Utilizar boquillas de baja deriva o de alta capacidad.
- Acortar la distancia entre la boquilla y el campo objetivo de fumigación, y de igual manera mantener un traslape adecuado para garantizar el área de aspersión deseada.

2.6.4. Tamaño de gota

El cuidado de los cultivos en las últimas décadas se ha basado en la aplicación de micronutrientes y fungicidas con composiciones químicas, ya sean de azufre, magnesio o zinc. Evitando así que las plantas utilizadas para nuestra alimentación sean atacadas por especies de insectos, hongos, virus y otros microorganismos. Así también se ayuda de gran manera al desarrollo de un producto alimenticio de calidad (Pino, 2019). Con estos antecedentes, salió a la luz una técnica de cultivo llamada agricultura de precisión, la cual busca la eficiencia en las plantaciones. Aplicando la cantidad correcta de insumos, en el momento adecuado y en el lugar exacto (Marote, García, 2010). Este trabajo es realizado mediante equipos terrestres manuales o mecánicos y si la superficie del campo es muy extensa se realiza con aviones o avionetas.

La aplicación de agroquímicos en un campo acarrea una inversión bastante considerable para su adquisición. Por lo que para que resulte favorable al agricultor, el objetivo principal radica en cubrir la mayor extensión de terreno con el menor consumo posible. Siempre y cuando dicho trabajo garantice la efectividad del tratamiento mediante una distribución uniforme sobre el blanco (CYTED, 2015). No obstante, resulta de vital importancia conocer el tamaño de gota en cualquier tipo de agroquímico a utilizar.

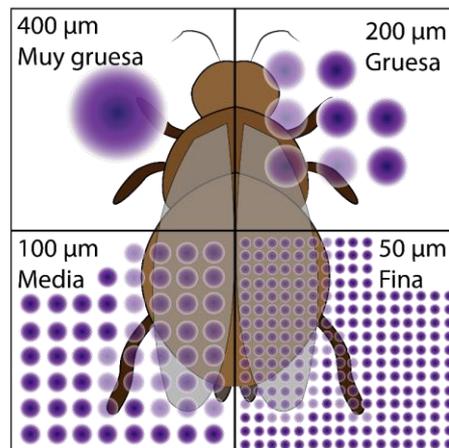


Figura 33-2: Impacto del tamaño de gota

Fuente: (Vázquez, 2013)

Realizado por: Autores

Un equipo pulverizador se encarga de favorecer la división del líquido a manera de gotas lo más homogéneas posibles. En si la reducción del volumen de químico aplicado se puede lograr a través de la disminución en las dimensiones de la gota promedio (Vázquez, 2013). Ya que, por ejemplo, generando una sola gota de 400 µm de diámetro, se observa una probabilidad de acción bastante mínima. En cambio, si el mismo volumen se distribuye en gotas de menor diámetro, se ve aumentada la probabilidad de impactar sobre el objetivo. Permitiendo así alcanzar un mayor porcentaje de cobertura, aumentando la capacidad operativa y disminuyendo los costos de aplicación.

Sin embargo, si bien el uso de gotas de menor tamaño favorece a un mayor recubrimiento, también favorece a mayores pérdidas de químico por efecto de deriva. Por lo que se hace necesario buscar una proporción entre un tamaño adecuado de gota para generar la menor pérdida posible. Se debe tomar en cuenta también que dependiendo del tipo de químico a utilizar es necesario definir un número de gotas mínimo por unidad de superficie para asegurar la probabilidad de éxito del tratamiento. A continuación, se presenta una tabla con el número y tamaño de gota recomendado a partir del tipo de tratamiento a utilizar:

Tabla 5-2: Dosificación de tratamientos químicos

Tratamiento	Tipo	Nº de gotas/cm ²		Tamaño de gota
		<i>En hojas</i>	<i>En el suelo</i>	(µm)
Fungicida	Contacto	50-70		100-200
	Sistémico	30-40		200-300
Insecticidas de aplicación foliar	Contacto	40-50		100-200
	Sistémico	20-30		200-300
Abono Líquido	Aplicación al suelo		5-15	500-1000
	Aplicación foliar	30-40		200-400
Herbicidas	Preemergencia		20-50	300-500
	Plántulas	30-40		150-250
	Plantas contacto	50-70		150-250
	Planta sistémico	30-40		150-250
	Terreno inundado		1,5 -3	800-1000

Fuente: (Vázquez, 2013)

Realizado por: Autores

De la misma manera la norma S-572 de la ASAE, permite identificar el tipo de gota que una boquilla es capaz de generar. Facilitando aún más su selección del catálogo del fabricante.

Tabla 6-2: Código de color según el tamaño de gota generada

Categoría	Código/Color	Diámetro de gota (µm)	Tamaño relativo
Muy fina	VF	<100	
Fina	F	100 a 175	
Mediana	M	175 a 250	
Gruesa	C	250 a 375	
Muy gruesa	VC	375 a 450	
Extremadamente gruesa	XC	>450	

Fuente: (Teejet, 2015)

Realizado por: Autores

2.7. Producción Agrícola en Chimborazo

Una de las actividades productivas que más impulsan el desarrollo de la economía del país es la agricultura. Chimborazo es considerada una provincia agrícola y ganadera que aporta una amplia variedad de vegetales y hortalizas a nivel nacional (Nina et al., 2017). Dentro de esta provincia, Riobamba es la ciudad que más ingresos genera y más aporta al desarrollo de la matriz productiva de Chimborazo. Para compréndelo de mejor manera, en la siguiente figura se identifica los diversos productos cultivados en algunas zonas de la ciudad de Riobamba de acuerdo a estudios realizados por el Gobierno Autónomo Descentralizado de la Provincia de Chimborazo.

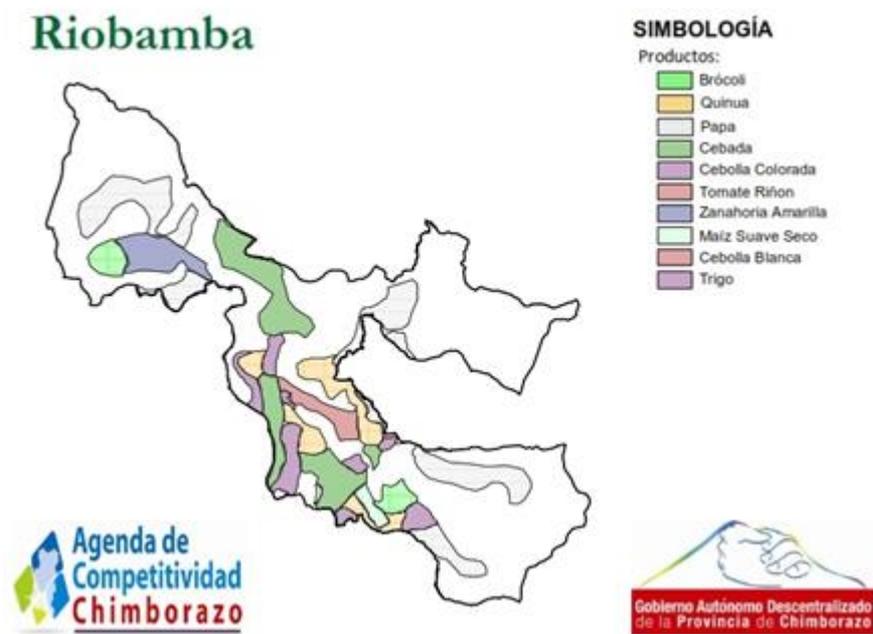


Figura 34-2: Producción agrícola de la provincia de Chimborazo

Fuente: (Gobierno de Chimborazo, 2018)

De acuerdo al mapa de producción agrícola se puede estimar que el cultivo de papa y cebada tienen un alto porcentaje de incidencia en la ciudad de Riobamba. De entre estos dos productos agrícolas, se optó por dirigir el presente estudio del dron de fumigación a los requerimientos necesarios para ayudar al cultivo de papas en zonas de altura. Pretendiendo así que, con el equipo se también se pueda ayudar en la tarea de contener el avance de nuevas enfermedades agrarias. Ya que en el Ecuador, los asentamientos agrícolas productores de papa generalmente se encuentra por sobre los 3000 metros sobre el nivel del mar, debido a que a esa altura no proliferan algunas de las sepas de bacterias, plagas y maleza que dificultan su cultivo (Montesdeoca et al., 2013).

2.7.1. Cultivo de papa

Las patatas o papas como se conocen la región andina son tubérculos que crecen a partir de una planta herbácea y se extraen de la tierra. Como un producto alimenticio presenta una gran importancia el mercado regional y a nivel nacional en el Ecuador (Lucero Pintado, 2011). Actualmente, se estima que los agricultores siembran anualmente alrededor de 66000 hectáreas de este cultivo, que pertenecen a aproximadamente 42000 familias (Suquilanda, 2014). El cambio climático y las condiciones modernas de vida han contribuido a que los cultivo en general tengan que enfrentarse a inesperados problemas de producción. Por lo que se hace inevitablemente necesario acudir a los agregados químicos para proteger el bienestar económico de los productores y la seguridad alimentaria del país.



Figura 35-2: Cosecha de papa en Riobamba

Fuente: (Gobierno de Chimborazo, 2018)

La papa es uno de los vegetales más susceptibles a plagas y enfermedades. Según datos del Instituto Nacional Autónomo de Investigaciones Agropecuarias (INIAP), algunas de las plagas que pueden afectar a los cultivos son:

Tabla 7-2: Enfermedades y Plagas en el cultivo de papa	
Causantes	Tipos
Oomicetos y hongos	Lancha negra, tizón tardío o gota
	Roya
	Rizoctoniasis o costra negra
	Pudrición seca
	Sarna polvorienta, roña o chimbis

	Carbón
Bacterias	Pie negro Pudrición blanda o erwinia
Virosis	Amarillamiento Enrollamiento Crecimiento erecto Enanismo Mosaico Papas deformes
Insectos y nematodos	Gusano blanco Adultos de polillas o mariposas Pulguilla Mosca minadora Pulgones Nematodo del quiste o bolitas

Fuente: (Montesdeoca et al., 2013)

Realizado por: Autores



Figura 36-2: Plagas que afectan al cultivo de papa

Fuente: (Montesdeoca et al., 2013)

Realizado por: Autores

Para combatir este gran listado de enfermedades en los cultivos generalmente se utilizan medidas orgánicas o biológicas. Pero si no se logra controlar la enfermedad a tiempo, para no perder la cosecha se opta por agroquímicos. De entre los cuales los utilizados son:

Tabla 8-2: Enfermedades y Plagas en el cultivo de papa		
Tipo	Nombre	Dosificación Recomendada
Para Preparar la tierra	Fosfato Diamomónico	100 a 300 kg/ha
	Muriato de Potasio	50 a 100 kg/ha
Manejo de malezas	Metribuzina (Sencor PM-70%)	0.3 a 0.9 L/ha
	Prometrina (Gesagard PM-80%)	1.5 a 3 L/ha
Manejo Fitosanitario	Acefato (Orthene)	500 a 700 g/ha
	Fipronil (Regen)	1.6 a 3.2 L/ha
	Profenofos (Curacrón)	0.8-1.0 L/ha
	Lambdacihalotrina (Kárate)	25 a 50 cm ³ /ha
	Penconazol (Topas)	150 a 200 cm ³ /ha
	Bupirimato (Nirnrod)	0,45 L/ha

Fuente: (Lucero Pintado, 2011)

Realizado por: Autores

Existe muchas otras marcas en el mercado, dependiendo de su concentración química y toxicidad. Como cualquier otro tipo de producto químico, estos necesitan ser manejados adecuadamente y con las precauciones necesarias. Pero a nivel nacional existe un gran problema con la utilización de productos para la fumigación y la fertilización relacionados con la mala praxis al momento de utilizarlos y al desconocimiento de cómo estos productos deben ser empleados. Por consiguiente, se ha venido desarrollando un amplio historial que reporta intoxicaciones de tipo aguda, en personas que se dedican a la aplicación de agroquímicos, presentando síntomas como vómitos, mareos, dolor de cabeza, visión borrosa. Se estima que los plaguicidas y fertilizantes químicos son responsables de 200 mil muertes por intoxicación tipo aguda al año (Naranjo, 2017)

Las causas de intoxicación por agroquímicos se dan por inhalación, por ingesta accidental o por penetración a través de la piel. De acuerdo a la OMS, los plaguicidas son absorbido con mayor rapidez si la formulación es líquida, aceitosa o existe algún tipo de cortes o lesiones. En el caso de la piel resulta ser la forma más común de absorción, ya que los aplicadores y trabajadores no son conscientes de la letalidad de los productos. No utilizan indumentaria adecuada ya que aun cuando en la piel no se presenten lesiones, muchas de las formulaciones de plaguicidas pueden ser absorbidas a través de los poros.

CAPITULO III

3. MARCO METODOLÓGICO

En el presente capítulo se estableció la metodología de diseño a seguir, partiendo desde la definición del producto basándose en los requerimientos establecidos por las necesidades de los potenciales usuarios. Continuando con el diseño conceptual, fase en la cual se analizaron algunas alternativas de diseño funcional, estético y simulación de resistencia para los elementos constitutivos del hexacóptero. Se demuestra también los cálculos y criterios para la selección de las mejores opciones para los equipos electrónicos y finalmente la construcción y ensamble de la aeronave de fumigación.

3.1. Definición del Producto

Para comenzar con el diseño de cualquier producto o artículo, se necesita determinar muy bien las necesidades que cubrirá y por consiguiente el sector al cual ira enfocado. Para esto se optó por realizar el despliegue de la casa de la calidad. Se trata de una herramienta la cual tomando como base los requerimientos de los usuarios, ayuda a encaminar los demás procesos relativos al diseño del producto, y permite que dichas necesidades sean a traducidas a propiedades y cualidades técnicas de ingeniería.

3.1.1. *Identificación de las Necesidades*

En la sierra ecuatoriana, gran parte de sus habitantes trabajan en la producción agrícola. Por lo que la mayor porción de territorio en zonas rurales es utilizado para labranza y siembra de distintas hortalizas y legumbres. El cultivo generalmente se lo realiza de manera intercalada o rotativa evitando en lo posible la siembra de plantas una misma familia continuamente, con el fin de no estropear el suelo y evitar plagas. Entonces en distintas épocas del año se puede observar diferentes cultivos ocupando el mismo espacio físico de terreno. Además, cabe la posibilidad de que, si un productor posee más tierras, pues dedicaran mayor cantidad de terreno a un cierto cultivo; y tal vez para el próximo año decida dedicar menor extensión de terreno y se enfocara más en otro tipo de plantas. Por lo que determinar un tamaño base para una chacra de papas no se puede definir completamente. Pero para tener una idea apropiada de las dimensiones se ha sondeado algunas zonas de la provincia de Chimborazo obtenido ciertos datos sobre el tamaño de las plantaciones.

Cultivo 1

- Sector: Chambo
- Ubicación: -1.731943, -78.599932
- Área: 2671,22 m²
- Perímetro: 235,54 m



Figura 1-3: Visita aérea de terreno de cultivo 1

Fuente: Google Earth

Realizado por: Autores

Cultivo 2

- Sector: Quimiag
- Ubicación: -1.6498319,-78.5691701
- Área: 3933,09 m²
- Perímetro: 263,59 m



Figura 2-3: Visita aérea de terreno de cultivo 2

Fuente: Google Earth

Realizado por: Autores

Cultivo 3

- Sector: Riobamba
- Ubicación: -1.680275,-78.6731217
- Área: 2322,63 m²
- Perímetro: 199,08 m



Figura 3-3: Visita aérea de terreno de cultivo 3

Fuente: Google Earth

Realizado por: Autores

Cultivo 4

- Sector: Colta
- Ubicación: -1.7542051,-78.7743546
- Área: 3966,34 m²
- Perímetro: 330,31 m



Figura 4-3: Visita aérea de terreno de cultivo 4

Fuente: Google Earth

Realizado por: Autores

Cultivo 5

- Sector: Chambo
- Ubicación: -1.738425, -78.6170928
- Área: 3631,96 m²
- Perímetro: 279,88 m



Figura 5-3: Visita aérea de terreno de cultivo 5

Fuente: Google Earth

Realizado por: Autores

De lo anterior se tiene:

Tabla 1-3: Dimensiones de superficie en la localidad

N. ° de Cultivo	Área m ²
1	2671,22
2	3933,09
3	2322,63
4	3966,34
5	3631,96

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Partiendo de la evidente diferencia en cuanto a dimensiones en un terreno, se optó por tomar la mayor área para focalizar el estudio. Debido a que con esto se cubriría las necesidades de la mayoría de las personas dedicadas al trabajo de agricultura. En este caso el valor más alto de área es 3966,34 m². Con este dato de superficie se puede determinar la cantidad del líquido que se necesitara para realizar trabajos de aspersión.

El volumen de líquido necesario para rociar el campo de cultivo debe ser determinado en función del tratamiento fitosanitario a efectuar. A lo largo del tiempo de crecimiento de un vegetal como la papa se cuida su integridad de una manera mayormente sistémica a modo de que tanto la planta superior, como las raíces internas se encuentren bien (Suquilanda, 2014). Dentro del conjunto de tratamientos se opta por una media de dosificación de 50 gotas/cm² por lo que se tiene a continuación un resultado en función del número de gotas generadas para cubrir el terreno.

$$3,966 \cdot E^{+7} \text{ cm}^2 \cdot \frac{50 \text{ gota}}{1 \text{ cm}^2} = 1.98 \cdot E^{+9} \text{ gotas}$$

Asumiendo que la gota de rocío generada resultara ser una esfera perfecta se podría estimar la cantidad de líquido en m³ para una operación completa de fumigación. Ahora bien, como para esta ocasión se utilizará un tratamiento sistémico, por consiguiente, resulta adecuado manejar un tipo de gota fina caracterizada por un diámetro promedio de 200 μm

$$V = \frac{3}{4} \pi \left(\frac{d}{2} \right)^3$$

$$V = \frac{3}{4} \pi \left(\frac{2,0 \cdot E^{-4} \text{ m}}{2} \right)^3 = 2,35 \cdot E^{-12} \text{ m}^3$$

Una vez teniendo el dato del volumen de una gota, encontramos la cantidad en líquido total necesario.

$$1.98 \cdot E^{+9} \text{ gotas} \cdot \frac{2,35 \cdot E^{-12} \text{ m}^3}{1 \text{ gota}} = 4,65 \cdot E^{-03} \text{ m}^3$$

$$4,65 \cdot E^{-03} \text{ m}^3 = \mathbf{4,65 \text{ litros}}$$

Esto se puede expresar como un volumen de tanque aproximado de 5 litros de capacidad.

En cuanto al tiempo de vuelo, se toma como referencia inicial el lapso de operación de ciertos tipos de drones comerciales abiertos al público. Es notable resaltar que los modelos de naves que se presentan a continuación presentan un cuerpo ligero, sin ningún tipo de dispositivo adicional al sistema nativo de vuelo más que una mini cámara para observar la trayectoria recorrida:

Tabla 2-3: Tiempo de vuelo de drones comerciales

3DR Solo	22 min
DJI Phantom 3	25 min
Parrot Bebop 2	25 min
DJI Mavic Pro	27 min

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Por otro lado, si nos enfocamos en lo que es la línea industrial agrícola, se puede palpar como los tiempos de vuelo general de las aeronaves decaen en un 60% con respecto al de los drones comerciales. Debido al propósito de llevar carga y el consumo energético en sí de ofrecer funciones adicionales.

Tabla 3-3: Tiempo de vuelo de drones industriales

Modelo	Tiempo de vuelo (con carga)
TTA M4E	8 minutos
DJI Agras MG-1P	9 minutos
ASTA AGL-10	9 minutos
DJI Agras MG-1S	10 minutos
DJI Agras T-16	10 minutos

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Con base en todos estos datos se plantea que un tiempo de vuelo aceptable para una sola operación de vuelo sería un valor mínimo en torno a los 8 minutos.

Tabla 4-3: Condiciones de operación iniciales

Enfoque	Sector Agrícola Sierra
Capacidad de carga	5 litros
Tiempo de vuelo	Mínimo 8 minutos

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.1.2. Evaluación del usuario

Son los requerimientos o deseos presentados por los usuarios que constituyen el elemento conductor del todo el desarrollo del producto. Las necesidades expuestas por parte de los usuarios, se las agruparon en tres categorías: *Básica (B)*, *Unidireccional (O)* y *Estimulante (E)*. Las mismas se detallan a continuación:

Requerimiento	Categoría
Estabilidad de vuelo	B
Fácil de operar	B
Roció de fumigación uniforme	E
Carga útil desmontable	E
Vuelo en zonas elevadas	E
Ser capaz de levantar cargas pesadas	B
Fuente de energía duradera	B
Económico	E
Fácil de transportar	O
Fácil mantenimiento y limpieza	O
Materiales resistentes y ligeros	B
Resistencia a corrosión y polvo	B

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.1.3. Análisis de Competitividad

Se trata de un profundo estudio que se tiene que realizar al mercado donde será implantado el nuevo producto, con el fin de sondear el ambiente para ofrecer características competitivas al usuario final. En cuanto a los distintos tipos y diseños de drones que se manejan en el mercado actual, se determinó que los principales oferentes de este tipo de equipos proceden del continente asiático. Los drones ofrecidos presentando precios bastante cómodos y características estimulantes que llaman la atención del consumidor novato. Ya que esos módicos precios y características de función son óptimas dentro de aquel continente. Para poder realizar una comparación de una manera equilibrada se debe considerar sistemas que ofrezcan configuraciones similares con el proyecto planteado. En cuanto a lo económico se debe considerar los aranceles e impuestos aplicados dentro del territorio ecuatoriano para establecer el grado de competitividad. A continuación, se muestra una comparación entre los dos modelos más comercializados:



Figura 6-3: Dron de fumigación JMR-V1000 5 Kg

Fuente: (Shenzhen GC Electronics, 2020)

Tabla 6-3: Características técnicas Competencia 1.

Modelo	JMR-V1000 5 Kg
Materiales	Fibra de carbono y aluminio
Controlador de Vuelo	Genérica S/N
Tipo de motores	Genéricos S/N
Batería	6s 10000mAh
Dimensiones totales	87,5 x 110 x 48 cm
Peso sin carga	15 Kg
Carga máxima	5 Kg (5 L)
Rango de Control	1000 metros
Velocidad de aspersión	1 – 9 m/s
Altura de vuelo	30 metros
Altura máxima m.s.n.m.	S/N
Vuelo sin Carga	12 min
Vuelo con Carga	11 min
Modos de vuelo	ATT/ Spraying/Gps
Precio de compra	\$ 2580
Costo total dentro del país	Aprox. \$ 5560

Fuente: (Shenzhen GC Electronics, 2020)

Realizado por: Autores

Para este caso se observa que se algunos materiales y componentes electrónicos utilizados son genéricos para reducir los costos de producción. Cabe mencionar también que el tipo de drones que se comercializan son enfocados al cuidado de cultivos costeros. Así también su altura de vuelo máxima sobre el nivel del mar no es mencionada.



Figura 7-3: 5L AgDrone JONGKHURUN

Fuente: (X Robot, 2020)

Tabla 7-3: Características técnicas Competencia 2.	
Modelo	5L AgDrone JONGKHURUN
Materiales	Fibra de carbono y aluminio
Controlador de vuelo	DJI N3
Tipo de motores	Genéricos S/N
Batería	6s 10000mAh
Dimensiones totales	80 x 80 x 60 cm
Peso sin carga	12 Kg
Carga máxima	5 Kg (5L)
Rango de Control	1000 metros
Velocidad de aspersión	1 – 8 m/s
Altura de vuelo	S/N
Altura máxima m.s.n.m.	S/N
Vuelo sin Carga	15 min
Vuelo con Carga	12 min
Modos de vuelo	S/N
Precio de compra	\$ 2499
Costo total dentro del país	Aprox. \$ 5371

Fuente: (X Robot, 2020)

Realizado por: Autores

Como se puede observar, la competencia no presenta todas las características completas de los drones. Sin mencionar que no se toma en cuenta los costos adicionales debidos a las restricciones existentes para el transporte de componentes electrónicos peligrosos como las baterías incluidas. Sin embargo, para nosotros poder ser competitivos, se debe diseñar una aeronave que presente tamaños relativamente parecidos, pero manteniendo un diseño de mejor calidad, seguro y bastante funcional en alturas.

3.1.4. Evaluación del Ingeniero

En este punto se traducen las necesidades de los clientes a términos técnicos y se exponen alternativas de solución.

Tabla 8-3: Evaluación del ingeniero

Voz del Usuario	Voz del Ingeniero
Estabilidad de vuelo	B
Fácil de operar	B
Roció de fumigación uniforme	E
Carga útil desmontable	E
Vuelo en zonas elevadas	E
Ser capaz de levantar cargas pesadas	B
Fuente de energía duradera	B
Económico	E
Fácil de transportar	O
Fácil mantenimiento y limpieza	O
Materiales resistentes y ligeros	B
Resistencia a corrosión y polvo	B

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.1.4.1. Correlaciones

Se evalúan las correlaciones entre la voz del usuario con la del ingeniero, tomando en cuenta las siguientes ponderaciones establecidas.

Tabla 9-3: Clasificación de correlaciones

Factor de Incidencia	
Fuerte =9	●
Medio=3	○
Bajo=1	▽

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.1.4.2. Evaluación Técnica

- Referencia Competitiva

Evalúa de manera simultánea los requerimientos técnicos propuestos por parte del ingeniero comparando nuestro producto con los de la competencia.

- Incidencia

Establece el grado de importancia que presenta cada una de las características técnicas mencionadas por parte del ingeniero; y se la determina con la siguiente expresión:

$$Incidencia = \sum Corelaciones_{demanda} / * Ponderacion$$

- Especificaciones Técnicas

Corresponden a las soluciones que pueden ser medidas al momento de imponerlas en el diseño.

- Compromisos Técnicos

Por último, para completar la casa de la calidad se evalúan los compromisos existentes con las características técnicas y a los cuales se los deberá prestar mayor atención y mejorarlos para ganar mercado. Emplea las siguientes ponderaciones:

Positiva: la relación de mejora entre dos características es directamente proporcional.

Tabla 10-3: Compromisos técnicos	
⊙	Muy Positiva
○	Positiva
×	Negativa
✖	Muy negativa

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.2. Despliegue de la casa de la calidad

Como se observa a continuación, realizando el despliegue de la casa de la calidad, se observa que las características que más inciden son:

- Roció de fumigación uniforme.
- Económico.
- Fuente de energía duradera.

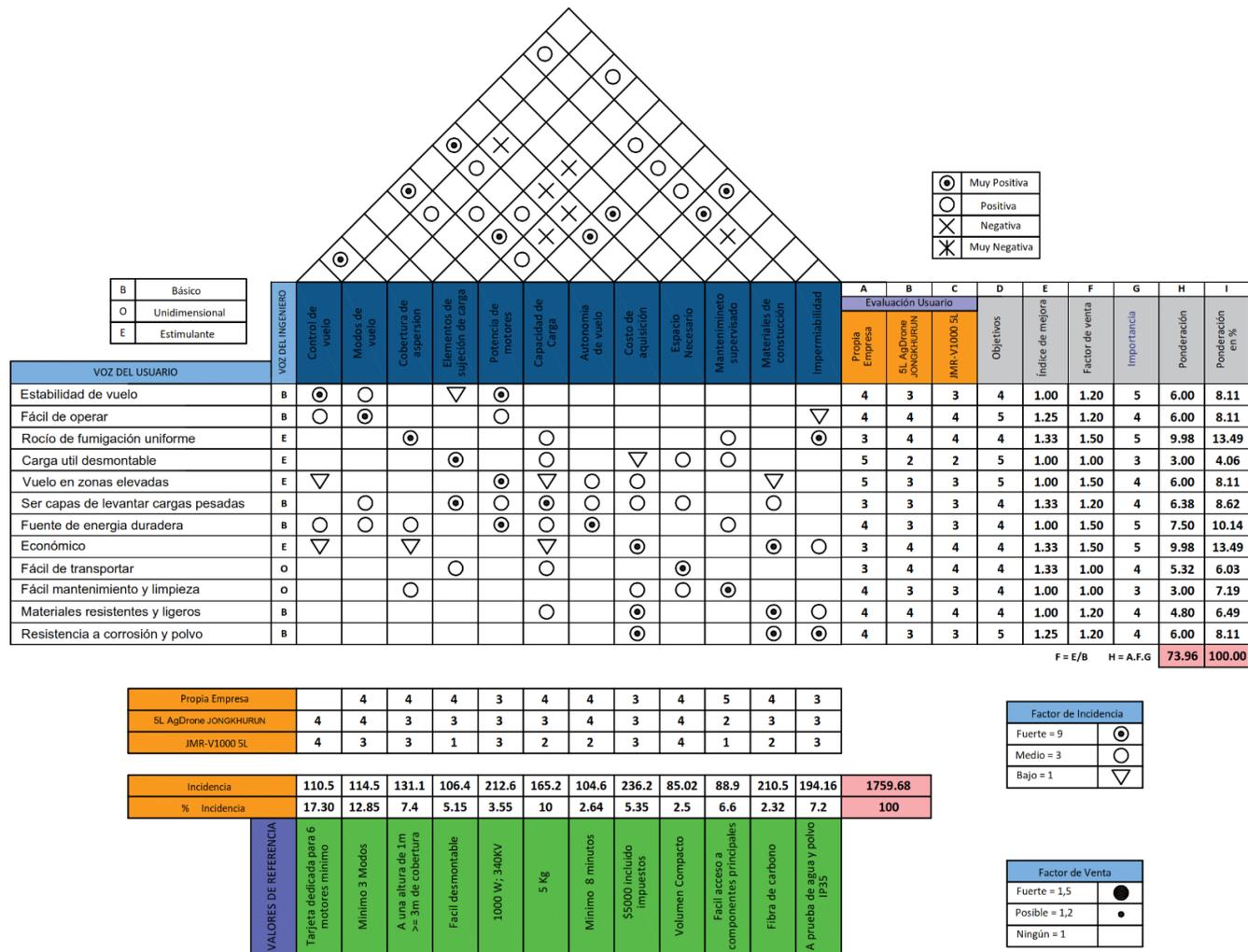


Figura 8-3: Despliegue de la Función de Calidad – Casa de la Calidad

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.3. Análisis Funcional/ Modular

La principal función de la aeronave no tripulada a desarrollar resulta ser rociar agroquímicos de una manera uniforme sobre los terrenos de cultivo asentados en regiones altas. La función secundaria implícita que se contemplaría sería levantar cargas. A continuación, se muestra el análisis modular partiendo desde el nivel 0, siendo este el nivel más básico:



Figura 9-3: Nivel 0 de análisis modular.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

En el análisis modular dentro del nivel 0 se aborda de manera simplificada la función principal del equipo. Con lo que se determina que para cumplir dicha función se necesita materiales, energía y señal. Continuando se tiene:

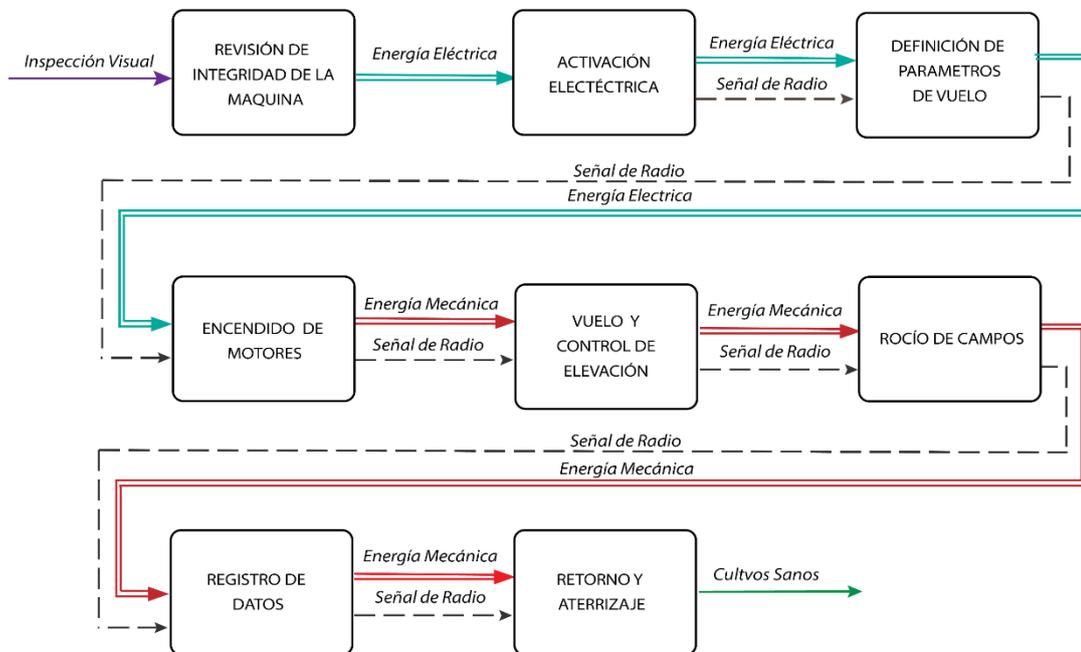


Figura 10-3: Nivel 1 del análisis modular.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

El Nivel 1 se desarrolla de manera más detallada las funciones principales del dron de fumigación partiendo del nivel anterior. La mayoría de los procesos serán intervenidos por el operador que proporcionara la señal de ingreso a través del radiocontrol. También se toma en cuenta la transformación de la energía eléctrica almacenada en la batería en energía mecánica que permite la propulsión y elevación del dron para el cumplimiento de sus funciones.

Para finalizar esta parte del proyecto, se consideró agrupar varios bloques funcionales en dos módulos, uno dedicado a la parte de puesta a punto y definición de tareas, y el segundo módulo representa la actividad principal y retorno seguro.

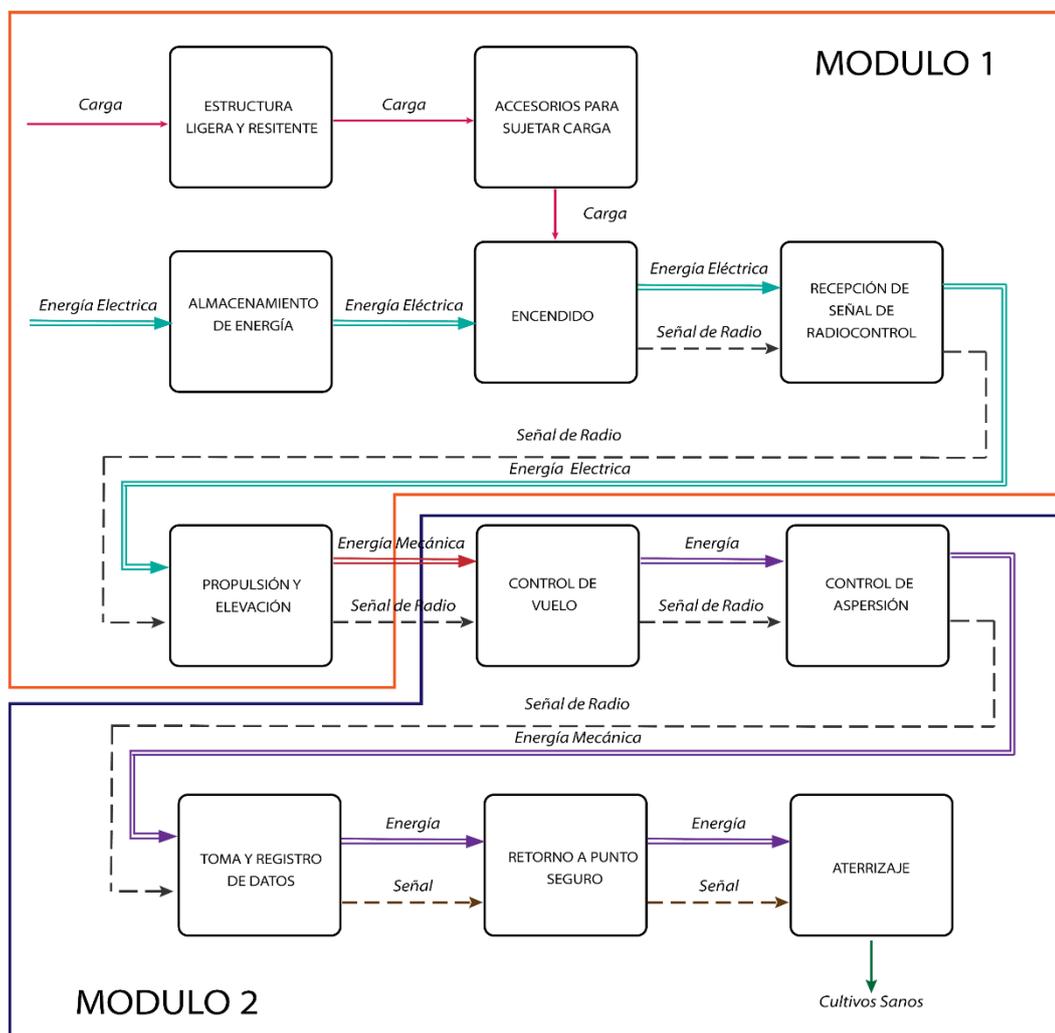


Figura 11-3: Agrupación de bloques en función de la tarea que cumplen.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.4. Matriz Morfológica

Para la elaboración de la matriz morfológica se toma en cuenta las posibles alternativas de solución para las funciones de la estructura modular. Se plantea dos matrices debido a los dos módulos en el que se encuentra dividido. De entre todas las posibilidades se va caracterizando “caminos” de soluciones viables que vayan cumpliendo con los requerimientos establecidos por el usuario. Posteriormente se determinará la mejor opción que se servirá de base para las subsiguientes fases del diseño.

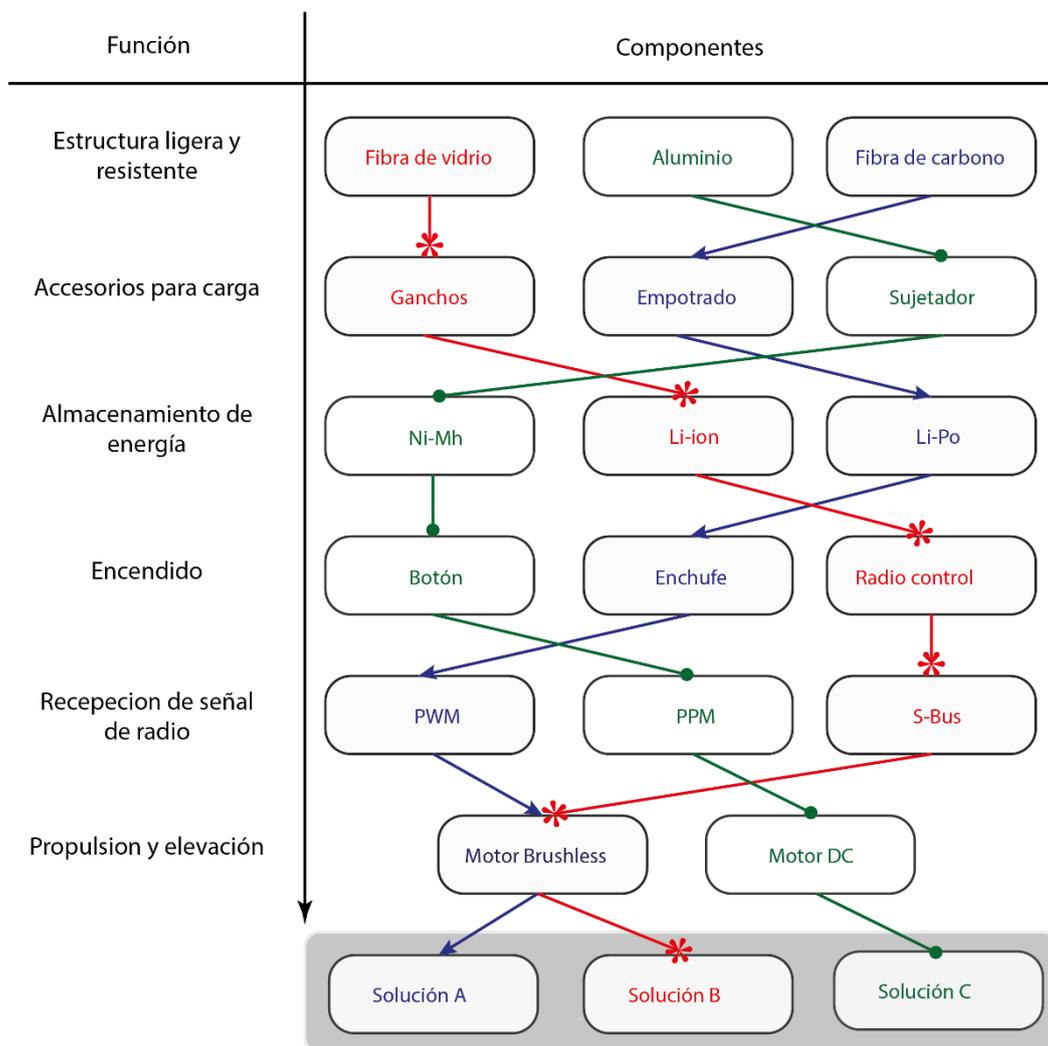


Figura 12-3: Matriz morfológica para el módulo 1.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

En la segunda parte de la matriz morfológica enfocada a la función principal y retorno seguro se tiene las siguientes características:

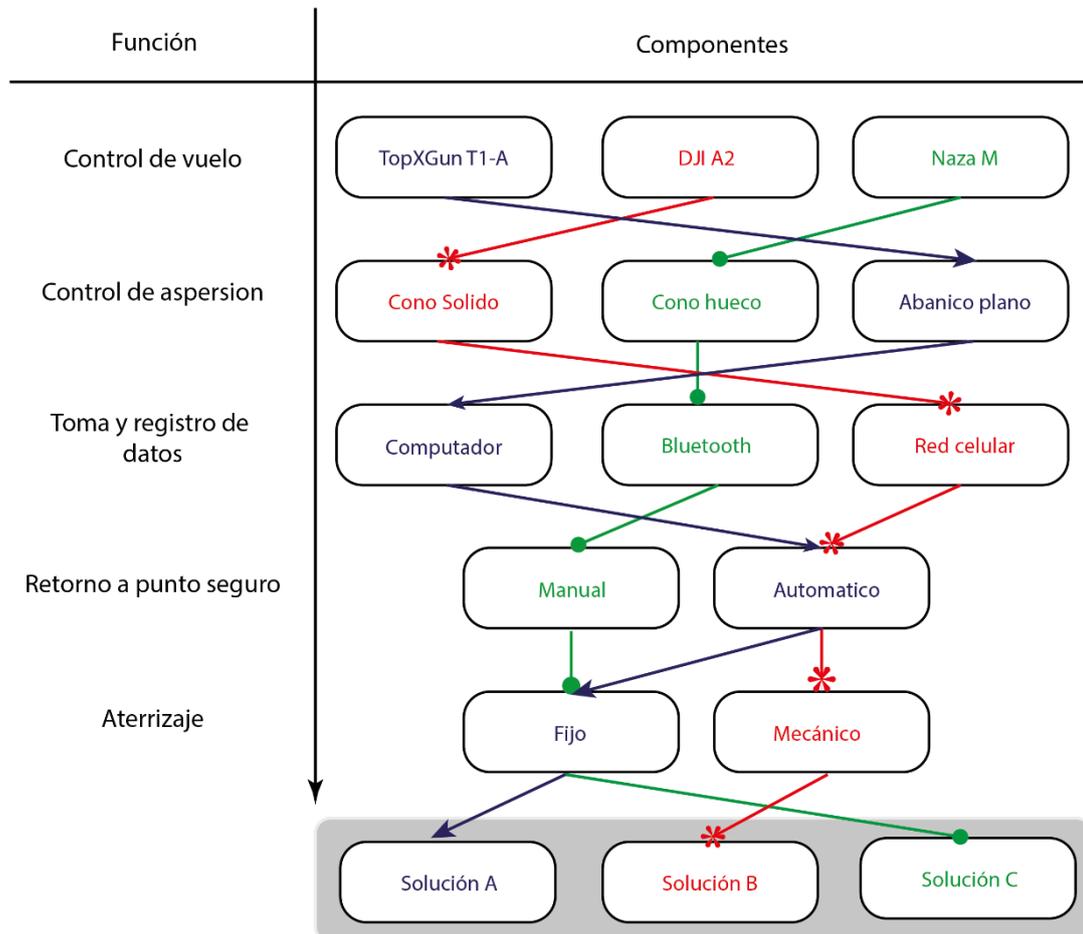


Figura 13-3: Matriz morfológica para el módulo 2.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Establecidas las rutas de solución con las diferentes propiedades de materiales y componentes se compara sus ventajas y desventajas. A esto se le añade la realización de un modelo tridimensional para observar de mejor manera el producto final de cada solución. Se ha tratado de respetar las características reales de cada componente para obtener un peso lo más cercano al real.

Tabla 11-3: Características de las posibles soluciones			
<i>Características</i>	<i>Solución A</i>	<i>Solución B</i>	<i>Solución C</i>
<i>Material</i>	Fibra de Carbono	Fibra de vidrio	Aluminio
<i>Peso aproximado</i>	16,5 Kg	17,7 Kg	18,2 Kg
<i>Ventajas</i>	<ul style="list-style-type: none"> • Menor peso • Motores brushless controlables • Batería y tanque de fácil desmontaje • Aprovecha estructura para aspersores • Aprueba de salpicaduras 	<ul style="list-style-type: none"> • Batería cubierta internamente • Motores brushless controlables • Aprovecha estructura para aspersores • Aterrizaje motorizado • A prueba de salpicaduras 	<ul style="list-style-type: none"> • Material común de manufactura • Estructura reforzada • Amplio rango de riego
<i>Desventajas</i>	<ul style="list-style-type: none"> • Material no común • Material complicado de manufactura 	<ul style="list-style-type: none"> • Material de manufactura irritante • Peso considerable • Tiempo de despliegue de tren de aterrizaje • Mayor consumo de energía 	<ul style="list-style-type: none"> • Variador de motores especial • Motores difíciles de controlar • Batería expuesta • No es aprueba de agua
<i>Modelado Preliminar</i>			

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.4.1. *Análisis Funcional*

Para el análisis funcional se determinan cuáles son las funciones críticas de las matrices morfológicas. En la primera parte se observa que la propulsión y elevación cumple muy bien como función primordial. Refleja su importancia en que al diseñar el sistema adecuadamente garantizara brinda mayor seguridad en la integridad del equipo. Pero así mismo, también se encuentra profundamente relacionada con otras funciones más, por lo que se necesita cuantificar la importancia del conjunto de alternativas en sí. Lo mismo sucede en la segunda parte de la matriz, en donde se prioriza la relación del control de vuelo, ya que si existe un fallo en la operatividad en pleno vuelo representaría gastos económicos contraproducentes.

3.4.1.1. *Criterios de Valoración*

Las ponderaciones más relevantes para ser evaluadas son los siguientes:

- Mantenimiento:

Los componentes deben de asegurar una larga vida útil sin presentar problemas, ya que si se llegara a generar algún tipo de fallo al ser elementos electrónicos modernos su reparación resulta algo compleja. Para evitar estos problemas se debe buscar alternativas de calidad que no se necesite gran cuidado o mantenimientos periódicos sin ir más allá de una limpieza. Por lo que se tratará de optar por elementos que brinden algún tipo de autoprotección ante agentes externos

- Costo:

Se busca que el costo general del dron resulte accesible para los usuarios sin afectar en gran medida a la calidad o prestaciones. Basándose a primera vista en los requerimientos de iniciales, los elementos a emplear y los repuestos no deberían presentarían costos exorbitantes. Todo esto con el fin de no encarecer la máquina y que las personas dedicadas al campo y agroindustria tengan interés en adquirir el equipo.

- Peso:

El peso de la aeronave en si debe ser el más ligero posible para que no sea necesaria grandes cantidades de energía para elevarlo. Del mismo modo los elementos como: motores, baterías y el sistema de aspersión deben ser lo más compactos posible para asegurar características dimensionales. Con esto se busca facilitar el transporte de equipo de un lugar a otro, garantizando siempre la estabilidad y seguridad de vuelo del dron.

3.4.2. Selección de alternativas

La selección de alternativas se las organizara cuantitativamente en base a tablas, donde se evaluarán los criterios más importantes con sus respectivas ponderaciones. Los valores añadidos pueden ser los siguientes:

- 1 Si el criterio de las filas es superior al de las columnas.
- 0,5 Si el criterio o solución de las filas es equivalente al de las columnas.
- 0 Si el criterio o solución de las filas es inferior al de las columnas.

Para establecer la solución del módulo 1, es necesario determinar los criterios más preponderantes del mismo. Que en este caso son:

- Estructura ligera
- Accesorios para carga
- Almacenamiento de energía
- Propulsión y elevación

Tabla 12-3: Evaluación de peso específico de cada criterio del Módulo 1.

Criterios	Estructura ligera	Acces. para carga	Alm. de energía	Prop. y elevación	$\sum+1$	Ponderación
Estructura ligera	-	1	0,5	0,5	3	0,3
Acces. para carga	0	-	0,5	0	1,5	0,15
Alm. de energía	0,5	0,5	-	0,5	2,5	0,25
Prop. y elevación	0,5	1	0,5	-	3	0,3
				Suma	10	1

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Tabla 13-3: Evaluación del criterio Estructura Ligera.

<i>Estructura ligera</i>	Solución A	Solución B	Solución C	$\sum+1$	Ponderación
Solución A	-	1	1	3	0,50
Solución B	0	-	1	2	0,33
Solución C	0	0	-	1	0,17
			Suma	6	1

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Tabla 14-3: Evaluación del criterio Accesorios para carga.

<i>Accesorios para carga</i>	Solución A	Solución B	Solución C	$\sum+1$	Ponderación
Solución A	-	0	0,5	1,5	0,25
Solución B	1	-	1	3	0,5
Solución C	0,5	0	-	1,5	0,25
			Suma	5,5	1

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Tabla 15-3: Evaluación del criterio Almacenamiento de energía.

<i>Almacenamiento de energía</i>	Solución A	Solución B	Solución C	$\sum+1$	Ponderación
Solución A	-	1	1	3	0,5
Solución B	0	-	0,5	1,5	0,25
Solución C	0	0,5	-	1,5	0,25
			Suma	6	1

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Tabla 16-3: Evaluación del criterio Propulsión y elevación.

<i>Propulsión y elevación</i>	Solución A	Solución B	Solución C	$\sum+1$	Ponderación
Solución A	-	0,5	1	2,5	0,42
Solución B	0,5	-	1	2,5	0,42
Solución C	0	0	-	1	0,17
			Suma	6	1

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Solución final para el módulo 1.

Tabla 17-3: Evaluación de peso específico de cada criterio del Módulo 1.

Criterios	Estructura ligera	Acces. para carga	Alm. de energía	Prop. y elevación	\sum	Ponderación
Solución A	0,15	0,0375	0,15	1,25	1,588	1
Solución B	0,1	0,075	0,0625	0,05	0,288	2
Solución C	0,05	0,0375	0,0625	0,05	0,200	3

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

La evaluación de ponderación de criterios muestra que para el módulo 1, la solución más adecuada resulta ser la *Solución A*.

Solución para el Módulo 2.

Para establecer la solución del módulo 1, es necesario determinar los criterios más preponderantes del mismo. Que en este caso son:

- Control de vuelo
- Control de vuelo
- Retorno a punto seguro
- Aterrizaje

Tabla 18-3: Evaluación de peso específico de cada criterio del Módulo 2.

Criterios	Ctrl. de vuelo	Ctrl. de aspersion	Retorno a P.S.	Aterrizaje	$\sum+1$	Ponderación
Ctrl. de vuelo	-	1	0,5	0,5	3	0,3
Ctrl. de aspersion	0	-	0	0,5	1,5	0,15
Retorno a P.S.	0,5	1	-	0,5	3	0,3
Aterrizaje	0,5	0,5	0,5	-	2,5	0,25
				Suma	10	1

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Tabla 19-3: Evaluación del criterio Control de Vuelo.

<i>Control de Vuelo</i>	Solución A	Solución B	Solución C	$\sum+1$	Ponderación
Solución A	-	0,5	1	2,5	0,417
Solución B	0,5	-	1	2,5	0,417
Solución C	0	0	-	1	0,167
			Suma	6	1

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Tabla 20-3: Evaluación del criterio Control de Aspersion.

<i>Control de Aspersion</i>	Solución A	Solución B	Solución C	$\sum+1$	Ponderación
Solución A	-	0,5	0,5	2	0,33
Solución B	0,5	-	1	2,5	0,417
Solución C	0,5	0	-	1,5	0,25
			Suma	6	1

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Tabla 21-3: Evaluación del criterio Retorno a punto seguro.

<i>Control de Aspersión</i>	Solución A	Solución B	Solución C	$\sum+1$	Ponderación
Solución A	-	0,5	1	2	0,417
Solución B	0,5	-	0,5	2,5	0,417
Solución C	0,5	0	-	1,5	0,167
			Suma	6	1

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Tabla 22-3: Evaluación del criterio Aterrizaje.

<i>Aterrizaje</i>	Solución A	Solución B	Solución C	$\sum+1$	Ponderación
Solución A	-	1	0,5	2,5	0,417
Solución B	0	-	0	1	0,167
Solución C	0,5	1	-	2,5	0,417
			Suma	6	1

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Solución final para el módulo 2.

Tabla 23-3: Evaluación de peso específico de cada criterio del Módulo 1.

Criterios	Ctrl. de vuelo	Ctrl. de aspersión	Retorno a P.S.	Aterrizaje	\sum	Ponderación
Solución A	0,125	0,050	0,125	1,250	1,550	1
Solución B	0,125	0,063	0,125	0,104	0,417	2
Solución C	0,050	0,038	0,050	0,104	0,242	3

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

A partir de la evaluación del peso específico de cada criterio muestra que la solución más determinante es la *Solución A* al igual que el módulo 1.

3.5. Descripción de la Maquina

Con todo lo anteriormente mencionado, se plantea una solución con un diseño estructural en fibra de carbono atendiendo así al requerimiento de ligereza y rigidez. De esta manera se busca principalmente reducir el peso de la aeronave al mínimo posible, sin sacrificar la resistencia. De igual manera se tuvo presente el efecto negativo que podría acarrear las partículas de agua y demás líquidos de riego sobre la estructura del dron. Por lo tanto, con este material se disminuirían los índices de corrosión que podrían afectar negativamente al desempeño de la aeronave dentro del espacio de trabajo. Los componentes electrónicos deberán cumplir con el requerimiento de waterproof, para evitar posibles problemas de funcionamiento por la infiltración de partículas líquidas de riego a los circuitos. Consiguientemente la batería será del tipo polímero de litio con alguna característica de cuidado especial existente en el mercado.

Una vez establecidos los requerimiento y ciertas alternativas de solución elegidas se puede continuar a realizar los cálculos necesarios para determinar aspectos técnicos de los elementos constitutivos de la aeronave. El proceso de diseño en general es un proceso iterativo, en donde se van probando alternativas y descartando las que no satisfagan las necesidades. Para este caso en particular se ha desarrollado un flujograma para servir de guía en la siguiente fase del diseño.

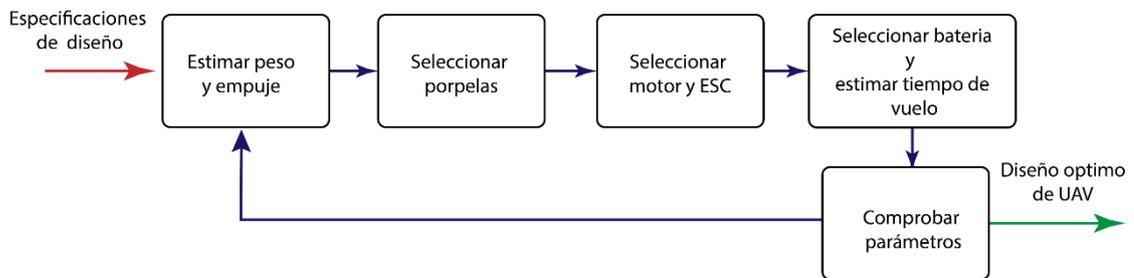


Figura 14-3: Flujograma guía de diseño y selección de componentes.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.6. Curvas de Nivel de Chimborazo

Como se ha venido mencionado, se va a tratar de un dron de altura enfocado al campo de la agricultura de ciudad de Riobamba. Por lo tanto, se hace necesario determinar la altura a la cual debe sobrevolar la aeronave para no dañar el follaje de los cultivos, y garantizar un correcto cubrimiento de agroquímico sobre las plantas. Con este fin se analizó la cartografía de escala 1:5.000 del IGM (Instituto Geográfico Militar) de la provincia de Chimborazo, que proporciona las curvas de nivel del territorio. Con estos datos se puede establecer la altura máxima de funcionamiento del dron para continuar con el apartado de cálculos.

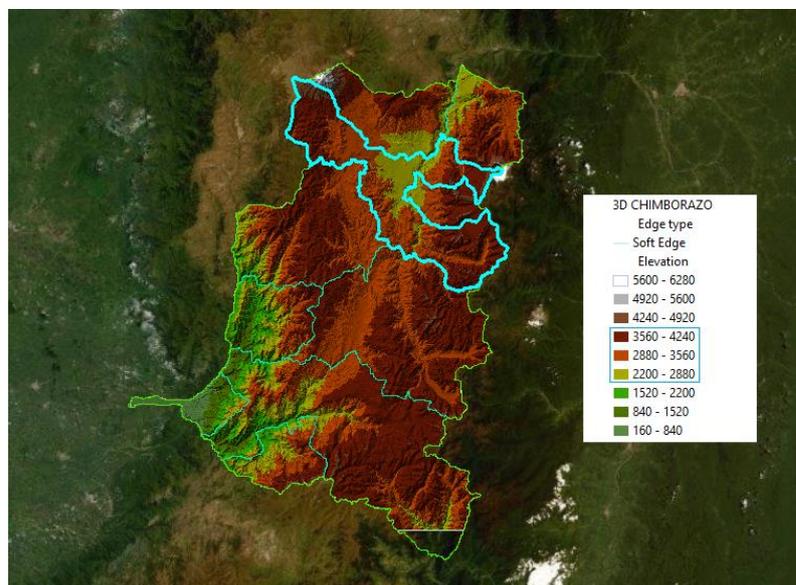


Figura 15-3: Perfil cartográfico de la provincia de Chimborazo

Fuente: (Instituto Geográfico Militar, 2016)

Realizado por: Autores

Adicionalmente, se necesitó establecer ciertos requerimientos de servicio y condiciones de vuelo básicas. La densidad del aire resulta bastante importante tomar en cuenta, debido a que su valor varía dependiendo de la elevación a la que se encuentre la aeronave. En consecuencia, la potencia necesaria igualmente dependerá de la altura. Pero para simplificar el modelo matemático a aplicar en pasos posteriores, se considera al fluido como incompresible. De este modo, se trabajó con un valor de altura promedio obtenido de la cartografía, a través del software ArcGIS, mostrado anteriormente.

$$h = 3264 \text{ msnm}$$

Altura promedio en Riobamba

$$\rho_o = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Densidad estándar a nivel del mar

$$\rho = \rho_o \left(1 - \frac{6,5 \times 10^{-3} h}{288,15} \right)^{4,252}$$

$$\rho = 0,884 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

3.7. Cálculo de la Potencia de Motores

El diseño de aeronaves en general es un proceso iterativo, el cual se inicia con una estimación general del peso total que tendrá la aeronave. La masa de cada componente del UAV se estableció basándose en características comerciales de varios modelos similares. Con estos datos y haciendo empleo de las ecuaciones de la TCM (teoría de la cantidad de movimiento), se continúa a determinar la potencia requerida.

Tabla 24-3: Peso estimado de la aeronave

Tipo	Unitario [gramos]	Cantidad [unidades]	Total [gramos]
Motores	250	6	1500
Propellers	100	6	600
ESC	70	6	420
Estructura	3000	1	3000
Baterías	3000	1	3000
Carga Útil	5000	1	5000
Varios	1000	1	1000
Seguridad	2000		2000
			16520 gramos
		Total	16,52 Kilogramos

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

$$W_{total} = 16,52 \text{ kg} * \text{gravedad}$$

$$\text{gravedad} = 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$W_{total} = 162,06 \text{ N}$$

Algunos autores recomiendan manejar ciertos valores en cuanto a ratios de empuje/peso. Por ejemplo, para vuelo acrobático tener al menos una relación 5:1 y para vuelo crucero normal 2:1 (Snorri Gudmundsson, 2013). Caso contrario con una relación 1,7:1 resultaría ser la mínima aconsejable para mantener un vuelo controlado. Así también para proteger a los motores de riesgo de pérdida total debido a que no puede permanecer siempre funcionando al 100%. Entonces:

$$W_{(2:1)} = 162,06 N \cdot (2)$$

$$W_{(2:1)} = 324,12 N$$

El impulso que deben generar individualmente cada uno de los motores para mantener a la nave en un vuelo apropiado, resulta ser:

$$T_{(2:1)} = \frac{W_{total}}{N^{\circ} \text{ de motores}} = \frac{324,12 N}{6}$$

$$T_{(2:1)} = 54,02 N$$

3.7.1. *Potencia vuelo a punto fijo (P_{io})*

Durante el vuelo a punto fijo, el dron se encuentra suspendido sin moverse en el aire. Se trata de un proceso de estado estacionario. Por la misma razón, la velocidad de ascenso axial es nula (Roncero, 2009a).

$$P_{io} = T \cdot v_{io}$$

Donde:

T	<i>Empuje generado por el motor (Trust)</i>
v_{io}	<i>Velocidad inducida por el aire a punto fijo</i>
$v_c = 0$	<i>Velocidad de ascenso axial</i>

$$v_{io} = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

Donde:

ρ	<i>Densidad estimada del aire</i>
A	<i>Área de proyección del rotor</i>

Al tratarse de un UAV con un peso superior a los 16 Kg, se optó por un modelo de propela que cuente con al menos 20 pulgadas de diámetro debido a recomendaciones de autores (Dávila et al., 2017). Por lo que su área efectiva será:

Peso (Kg)	Diámetro (in)	Diámetro (m)
12,00	15,00	0,381
16,00	18,00	0,431
18,00	20,00	0,508

Fuente: (Orna Chávez, Dávila Aldás, 2015)

Realizado por: Autores

$$A = \frac{\pi \cdot D^2}{4} = \frac{\pi \cdot 0,508^2}{4}$$

$$A = 0,203 \text{ m}^2$$

$$v_{io} = \sqrt{\frac{54,02 \text{ N}}{2(0,8849)(0,1641)}}$$

$$v_{io} = 12,272 \text{ m/s}$$

Una vez obtenida la velocidad de incidencia del aire de vuelo a punto fijo V_{io} , se puede continuar con el procedimiento de cálculo de la potencia.

$$P_{io(2:1)} = T_{(2:1)} \cdot v_{io}$$

$$P_{io(2:1)} = (54,02 \text{ N}) \left(12,272 \frac{\text{m}}{\text{s}} \right)$$

$$P_{io(2:1)} = 662,918 \text{ Watts}$$

En este momento conviene especificar que, la potencia anteriormente calculada viene a ser la cantidad máxima que entregará el motor, es decir la que será instalada en el dron. En vista de que se utilizó un factor de (2:1) para optimizar los valores y mejorar la experiencia de vuelo. Por lo tanto, la potencia real consumida para cada maniobra resultaría ser menor ya que el valor de trabajo se encontraría dentro de una relación (1:1). Entonces se tiene:

$$P_{io} = T_{(1:1)} \cdot v_{io}$$

$$P_{io (1:1)} = 234,377 \text{ Watts}$$

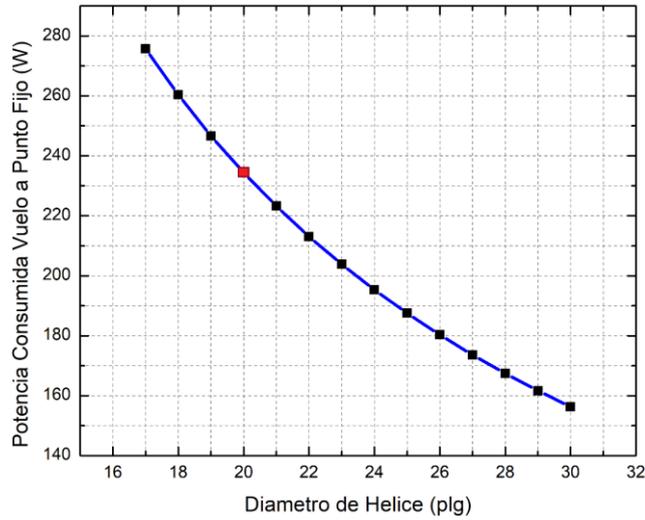


Gráfico 1-3: Potencia necesaria para vuelo a punto fijo vs. Diámetro de hélice

Realizado por: Autores

En el *Gráfico 1-3* se puede observar la relación que existe entre potencia necesaria para que la nave pueda mantenerse suspendida en el aire, con respecto a varios diámetros de hélice desde 17 a 30 pulgadas. A la altura estimada de 3264 m.s.n.m. la potencia necesaria cada vez es menor a medida que el diámetro de la hélice aumenta. Pero análogamente, si se quisiera realizar un aumento en el tamaño de las palas involucraría un aumento en las capacidades de torque del motor. Por esta razón, se optó por una configuración bastante conservadora.

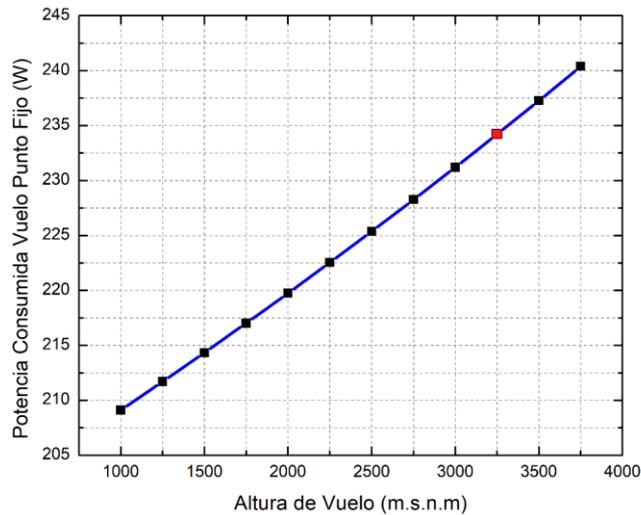


Gráfico 2-3: Potencia necesaria para vuelo a punto fijo vs. Altura de vuelo

Realizado por: Autores

Paralelamente en el *Grafico 2-3* representa, como a medida que la altura de vuelo es mayor, se necesita mayor potencia para mantener el vuelo. Siendo evidente que, si no se establece adecuadamente la altura máxima de trabajo, los motores no serían capaces de mantener la nave estable en el aire.

3.7.2. *Potencia vuelo ascendente (P_i)*

De manera contraria, para el vuelo ascensional si existe la intervención de una velocidad de ascenso axial. Donde V_c puede ser obtenida mediante los valores máximos que proporcionan los fabricantes de controladoras de vuelo. Para el caso en específico del controlador agrícola T1-A, el valor es de 6 m/s (TopXGun, 2016). En este caso de desplazamiento la potencia requerida sería igual a:

$$P_i = T(v_c + v_i)$$

Donde:

T	<i>Empuje generado por el motor (Trust)</i>
v_i	<i>Velocidad inducida por el aire</i>
$v_c \neq 0$	<i>Velocidad de ascenso axial</i>

Se obtiene una relación entre la velocidad inducida en vuelo a punto fijo y en vuelo axial ascendente mediante la siguiente expresión: (Roncero, 2009a)

$$\frac{v_i}{v_{io}} = -\frac{1}{2} \left(\frac{v_c}{v_{io}} \right) + \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{v_c}{v_{io}} \right)^2 + 1}$$

Reemplazando datos se obtiene la velocidad inducida y posteriormente la potencia necesaria para un vuelo axial ascendente.

$$\frac{v_i}{v_{io}} = -\frac{1}{2} \left(\frac{6}{8,729} \right) + \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{6}{8,729} \right)^2 + 1}$$

$$\frac{v_i}{v_{io}} = 0,713$$

$$v_i = 0,713 (8,729)$$

$$v_i = 6,23 \frac{m}{s}$$

$$P_{i(2:1)} = T_{(2:1)}(v_c + v_i)$$

$$P_{i(2:1)} = (54,02)(6 + 12,27)$$

$$P_{i(2:1)} = \mathbf{844,501 Watts}$$

La potencia inducida P_i es la mayor parte de la potencia total absorbida por un rotor. Sin embargo, se necesita un componente de potencia adicional para superar el arrastre aerodinámico de las cuchillas. El factor de mérito establece la relación entre la potencia inducida total y la potencia requerida expresada como:

$$FM = \frac{P_i}{P_i + P_{iO}} = \frac{844,501}{844,501 + 662,918} = 0,560$$

$$P_{i(2:1)'} = \frac{P_i}{FM} = \frac{844,501}{0,560} = \mathbf{1507,418 Watts}$$

Paralelamente, con la relación (1:1), se obtiene.

$$P_{i(1:1)} = T_{(1:1)}(v_c + v_i)$$

$$P_{i(1:1)} = \mathbf{329,02 Watts}$$

$$FM = \frac{P_i}{P_i + P_{iO}} = \frac{329,019}{329,019 + 234,377} = 0,584$$

$$P_{i(1:1)'} = \frac{P_i}{FM} = \frac{329,019}{0,584} = \mathbf{563,396 Watts}$$

El comportamiento se repite en el *Gráfico 3-3 en donde* se presenta la disminución en cuanto a la potencia necesaria para ascender, a medida que se incrementa el diámetro de la hélice. Por lo tanto, se debe escoger un tamaño de palas adecuado y a su vez dimensionar el cuadro del dron de tal manera que sea lo más compacto posible. Con el fin de que todos los motores actúen como un solo disco propulsor. Sin entrar en conflicto con las capacidades de sustentación y control de la nave.

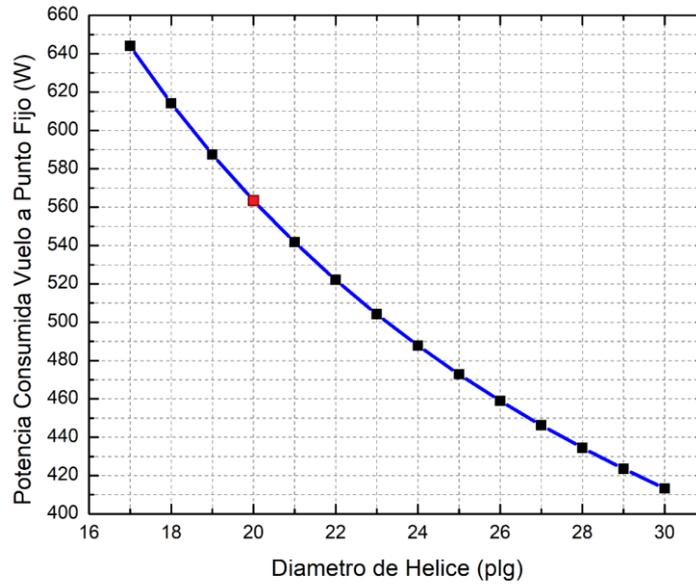


Gráfico 3-3: Potencia necesaria para vuelo ascendente vs. Altura de vuelo

Realizado por: Autores

3.7.3. Potencia vuelo descendente (P_{id})

Para la situación del descenso del UAV, la corriente de aire que incide el rotor se dirige hacia arriba. La magnitud de la velocidad V_c toma un valor negativo. Dependiendo de la proporción de la velocidad de descenso se podrían generar diferentes estados de dispersión de las partículas de aire (Roncero, 2009a). Mientras el flujo tenga una configuración no turbulenta o definida la TCM será aplicable.

Tabla 26-3: Estados de operación de un rotor

Estado Normal (Ascendente)	$v_c \geq 0$
Estado de anillos turbulentos	$-1 \leq \frac{v_c}{v_{io}} \leq 0$
Estado de estela turbulenta	$-2 \leq \frac{v_c}{v_{io}} \leq -1$
Estado de molinete frenante	$\frac{v_c}{v_{io}} = -2$

Fuente: (Ull, 2011)

Realizado por: Autores

$$\frac{v_c}{v_{io}} = -\frac{5}{12,27}$$

$$\frac{v_c}{v_{io}} = -0,407$$

$$-1 \leq -0,407 \text{ (Anillo Turbulento)}$$

Para este régimen no es posible aplica la TCM. Por lo mismo que se añade un factor de corrección.

$$k = 1,15$$

$$\frac{v_c}{v_{io}} = k - \frac{v_c}{v_{io}} \qquad -1,5 \leq \frac{v_c}{v_{io}} \leq 0$$

$$\frac{v_c}{v_{io}} = 1,15 - (-0,407)$$

$$v_{io} = 9,11 \frac{m}{s}$$

$$P_{id(2:1)} = T_{(2:1)}(v_c + v_i)$$

$$P_{id(2:1)} = (54,02)(-5 + 9,11)$$

$$P_{id(2:1)} = 222,151 \text{ Watts}$$

De la misma forma, con una relación de (1:1), se determina:

$$P_{id(1:1)} = T_{(1:1)}(v_c + v_i)$$

$$P_{id(1:1)} = 78,542 \text{ Watts}$$

3.7.4. *Potencia vuelo avance horizontal (Pa)*

Como se mencionó en párrafos anteriores, para este caso la fuerza de empuje se fragmenta en dos componentes. Según la teoría TCM la potencia de avance se calcula con la siguiente ecuación:

$$P_a = T(v_a \cdot \sin\alpha_r + v_i)$$

Donde:

v_a *Velocidad de avance*

v_i *Velocidad de incidencia del aire*

α_r *Angulo de ataque*

Introduciendo la expresión que rige tracción sobre el vuelo de avance se tiene:

$$T = 2\rho(\pi R^2)v_i \cdot \sqrt{(v_a \cdot \cos\alpha_r)^2 + (v_a \cdot \sin\alpha_r + v_i)^2}$$

El valor que adquiere el ángulo de ataque depende de la dirección con la que el viento incide sobre la hélice. Por lo que se asume un ángulo de ataque para la hélice de 20°. Muchas veces los fabricantes de hélices también brindan este valor. Caso contrario la velocidad inducida por el vuelo de avance horizontal solo obtiene por medio de:

$$\frac{v_i}{v_{io}} = \sqrt{\frac{1}{2} \left[\sqrt{4 + \left(\frac{v_a \cdot \cos\alpha_r}{V_{io}}\right)^4} - \left(\frac{v_a \cdot \cos\alpha_r}{V_{io}}\right)^2 \right]}$$

Para el caso en particular, en de la tarjeta controladora T1-A, el valor de avance viene seteada a 6 m/s (TopXGun, 2016). Entonces combinando las ecuaciones anteriores se obtiene una nueva expresión, la cual mediante métodos numéricos se puede extraer el valor de la potencia de avance.

$$P \cdot FM = 2\rho(\pi R^2)v_i \cdot \sqrt{(v_a \cdot \cos\alpha_r)^2 + (v_a \cdot \sin\alpha_r + v_i)^2} \cdot (v_a \cdot \sin\alpha_r + v_i)$$

$$\mathbf{P_{a(2:1)} = 1150,34 \text{ Watts}}$$

De acuerdo con la relación (1:1), se tiene:

$$\mathbf{P_{a(1:1)} = 406,707 \text{ Watts}}$$

Resulta un poco complicado seguir la cosecutividad de los cálculos y obtención de los valores de potencia. No obstante, en la siguiente tabla se presenta una recopilación los valores obtenidos. A partir tanto de la relación empuje/peso de (2:1) y la relación (1:1). También se puede observar a simple vista que el valor máximo de potencia se genera durante el vuelo ascendente; en consecuencia, este valor sería el patrón para seleccionar un motor que cumpla con dicha característica.

Tabla 27-3: Potencias calculadas para cada movimiento

		1 Motor [Watts]	6 Motores [Watts]	Relación [Empuje/Peso]
Vuelo a punto fijo	Pio	662,918	3977,505	(2:1)
		234,377	1406,26	(1:1)
Vuelo ascendente	Pi	1507,418	9044,509	(2:1)
		563,396	3380,376	(1:1)
Vuelo descendente	Pid	222,151	1332,907	(2:1)
		78,542	471,253	(1:1)
Vuelo de avance	Pa	1150,34	6902,04	(2:1)
		406,707	2440,239	(1:1)

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.8. Constante de Rotación (KV)

Otro criterio determinante para la selección de un motor sin escobillas es la constante Kv o constante de voltaje. éste determina la velocidad angular del motor en función del voltaje que se lo induzca. Característicamente en la aviación, las regiones supersónicas en las palas crean enormes fuerzas que deterioran la hélice. Por lo tanto, el diseño debe ser tal que estas fuerzas producto de la velocidad lineal en los extremos, puedan mitigarse. Hay varias alternativas para mantener al motor dentro de un régimen estable subsónico. Por otro lado, se podría utilizar materiales especiales para la construcción de las propelas, ya que los materiales habituales no soportan los esfuerzos generados por desplazarse a altas velocidades.

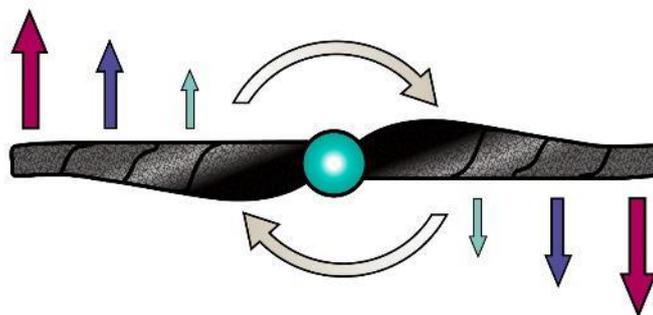


Figura 16-3: Distribución de fuerzas sobre una hélice

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

$$V = \omega \cdot R$$

Velocidad del sonido

343 m/s

1235 km/h

Si igualamos la velocidad lineal máxima, con la configuración de la propela de 20 pulgadas, obtendremos las revoluciones topes que podrá soportar antes de que los externos entren a la región supersónica y ocasionen problemas en la rigidez de la propela.

$$\omega = \frac{V}{R} = \frac{343 \text{ m/s}}{0,254 \text{ m}}$$

$$\omega = 1350,39 \text{ rad/s}$$

$$\omega = 12895,30 \text{ rev/min}$$

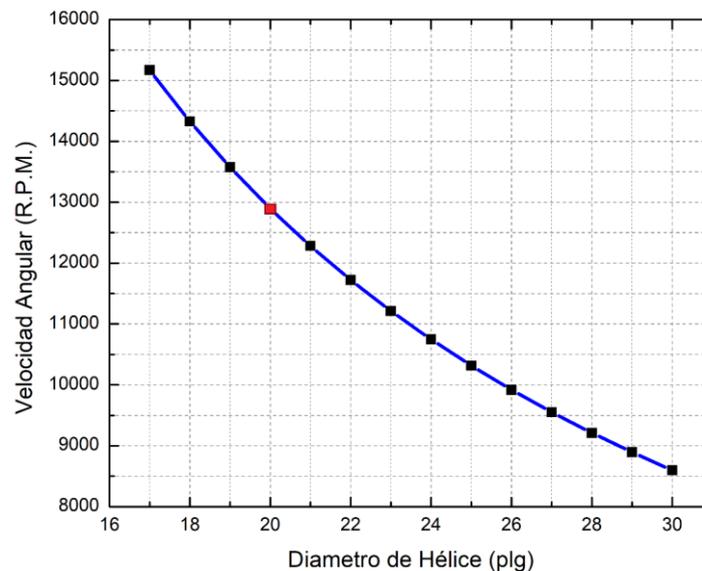


Gráfico 4-3: Velocidad angular vs Diámetro de hélice

Realizado por: Autores

En el *Gráfico 4-3* se presenta el aumento de la velocidad lineal mientras varía el diámetro de la hélice. La velocidad lineal final resulta cada vez menor para seguirse manteniendo por debajo del régimen supersónico. Por otro lado, si se necesitara aumentar el diámetro de la hélice, el valor de KV se reduciría para no comprometer la integridad de la hélice. Una opción también podría ser aumentar el voltaje de la fuente de energía.

Para un régimen seguro se establece un funcionamiento de un 60%.

$$\omega_i = \omega \cdot 0,60$$

$$\omega_i = 12895,30 \text{ rev/min} \cdot 0,55$$

$$\omega_i = 7737,18 \text{ rev/min}$$

Considerando que este vendría a ser el nuevo máximo régimen de trabajo, entonces el factor aproximado Kv seria:

$$Kv = \frac{7737,18}{22,2}$$

$$Kv = 319,478 \frac{\text{Rpm}}{\text{Volt}}$$

3.9. Parámetros máximos

A velocidades de desplazamiento altas y superficies considerables, un factor muy importante a tomar en cuenta es el del arrastre. Pero debido a que las velocidades que se maneja un UAV son relativamente pequeñas, se las puede despreciar (Snorri Gudmundsson, 2013). En el caso del hexacóptero las superficies son planas y sin geometrías complicadas. Por lo que los efectos resistencia al aire que se presenten sobre resultarían invariable para los siguientes cálculos.

3.9.1. Altura máxima

$$P_i \cdot FM \left(\frac{\rho}{\rho_o} \right)^{0,85} = T \sqrt{\frac{T}{2 \left(\rho_o \left(1 - \frac{6,5 \times 10^{-3} h}{288,15} \right)^{4,252} \right) A}}$$

$$1507 \cdot (0,560) \left(\left(1 - \frac{6,5 \times 10^{-3} h}{288,15} \right)^{4,252} \right)^{0,85} = 54,02 \sqrt{\frac{54,02}{2 \left(1,225 \left(1 - \frac{6,5 \times 10^{-3} h_{max}}{288,15} \right)^{4,252} \right) 0,203}}$$

$$h = 4171,23 \text{ m. s. n. m}$$

3.9.2. Velocidad máxima de ascenso

$$P_i \cdot FM = T \left(v_c + v_{io} \left(-\frac{1}{2} \left(\frac{v_c}{v_{io}} \right) + \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{v_c}{v_{io}} \right)^2 + 1} \right) \right)$$

$$1507,42 \cdot (0,560) = 54,02 \left(v_{cmax} + 8,73 \left(-\frac{1}{2} \left(\frac{v_{cmax}}{12,27} \right) + \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{v_{cmax}}{12,27} \right)^2 + 1} \right) \right)$$

$$v_{cmax} = 7,34 \frac{m}{s}$$

3.9.3. Velocidad máxima de avance horizontal

$$\frac{v_i}{v_{io}} = \sqrt{\frac{1}{2} \left[\sqrt{4 + \left(\frac{v_a \cdot \cos \alpha_r}{V_{io}} \right)^4} - \left(\frac{v_a \cdot \cos \alpha_r}{V_{io}} \right)^2 \right]}$$

$$\frac{9,63}{12,27} = \sqrt{\frac{1}{2} \left[\sqrt{4 + \left(\frac{v_{amax} \cdot \cos 20}{12,27} \right)^4} - \left(\frac{v_{amax} \cdot \cos 20}{12,27} \right)^2 \right]}$$

$$v_{amax} = 12,44 \frac{m}{s}$$

3.10. Capacidad de Carga

A partir de los valores de potencia señalados anteriormente, se puede obtener la capacidad de carga para la batería. Sin embargo, se necesita que el peso de la batería no exceda sobre las consideraciones iniciales del peso total del hexacóptero. Limitando así el tiempo de autonomía del dron y a la vez la potencia que será entregada (Mora, 2008). Mediante una variación de la ley de Ohm puede conseguir extraer el valor de corriente consumida por cada caso de movimiento, asumiendo una batería mínima de 6S como fuente de energía.

$$P = I \cdot V$$

Tabla 28-3: Amperaje consumido para cada movimiento

		6 Motores [Watts]	Corriente [Amperios]
Vuelo a punto fijo	Pio	1406,26	63,345
Vuelo ascendente	Pi	3380,376	152,269
Vuelo de avance	Pa	2440,239	109,921

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Una batería de polímero de litio, no se puede descargar completamente. Si se lo hiciera, se comprometería la integridad de la batería provocando un daño irreparable. Por lo que se recomienda al usuario establecer un límite mínimo de descarga, para que la batería no sufra de un desgaste prematuro.

Tabla 29-3: Voltajes en celdas de baterías

Estado	Tensión [Volts]	Capacidad [%]
Sobre voltaje	4,12	100
Bajo Voltaje	3,1	0
Voltaje mínimo	3,25	
Descarga máxima	85%	

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Iterando y probando varios valores de capacidad de baterías, se llegó a una combinación adecuada sin incrementar el peso, pero que pueda otorgar la mayor capacidad posible:

$$T_{vuelo} = \#baterias \cdot capacidad\ de\ bateria \cdot \frac{\% \ de \ descarga \ maxima}{consumo \ maximo}$$

$$T_{vuelo} = 1 \cdot 22000 \text{ mAh} \cdot \frac{0,85}{152,269 \cdot 10^3 \text{ mA}}$$

$$T_{vuelo} = 7,37 \text{ minutos}$$

Este tiempo obtenido resultaría ser aceptable, si es que el dron trabajara únicamente a vuelo ascendente. Pero el comportamiento del dron al ejecutar una misión de fumigación es variable. Combinando movimientos mayormente de avance para esparcir el químico sobre las plantas, y en menor medida los otros movimientos para evadir el perfil del terreno. Entonces, se decidió establecer un posible trazo de vuelo en el cual ejecuta todas las actuaciones dentro de diferentes porcentajes a lo largo del tiempo total.

Tabla 30-3: Porcentaje de actuación durante el vuelo

	Porcentaje	Corriente [Amperios]
Vuelo punto fijo	15%	9,501
Vuelo ascenso	25%	38,067
Vuelo avance	60%	65,953
Total	100%	113,521

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Con un valor promedio de consumo, se realiza el reemplazo en la ecuación anterior. Por lo tanto, el tiempo de vuelo promedio queda:

$$T_{vuelo} = \#baterias \cdot capacidad\ de\ bateria \cdot \frac{\% \ de \ descarga \ maxima}{consumo \ maximo}$$

$$T_{vuelo} = 1 \cdot 22000 \text{ mAh} \cdot \frac{0,85}{113,521 \cdot 10^3 \text{ mA}}$$

$$T_{vuelo} = 9,88 \text{ minutos}$$

Se debe añadir también que, la carga del hexacóptero no va a ser constante. A medida que el UAV realice su misión de fumigación, el tanque ira disminuyendo su nivel. Por lo tanto, la masa del hexacóptero disminuirá, necesitando cada vez menos potencia para moverse, consumiendo menos carga de batería y aumentando el tiempo de vuelo.

Tabla 31-3: Tiempo de vuelo respecto a la variación de la carga útil

Carga Útil [Kg]	Peso [Kg]	Empuje [N]	Potencia [W]	Tiempo de vuelo [min]
5	16,52	28,084	532,952	7,79
4,5	16,02	27,234	509,990	8,14
4	15,52	26,384	487,354	8,52
3,5	15,02	25,534	465,048	8,93
3	14,52	24,684	443,078	9,37
2,5	14,02	23,834	421,449	9,85
2	13,52	22,984	400,168	10,37
1,5	13,02	22,134	379,240	10,95
1	12,52	21,284	358,673	11,57
0,5	12,02	20,434	338,474	12,27
0	11,52	19,584	318,649	13,03
Tiempo promedio				10,07

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

$$T_{vuelo-promedio} = 10,07 \text{ minutos}$$

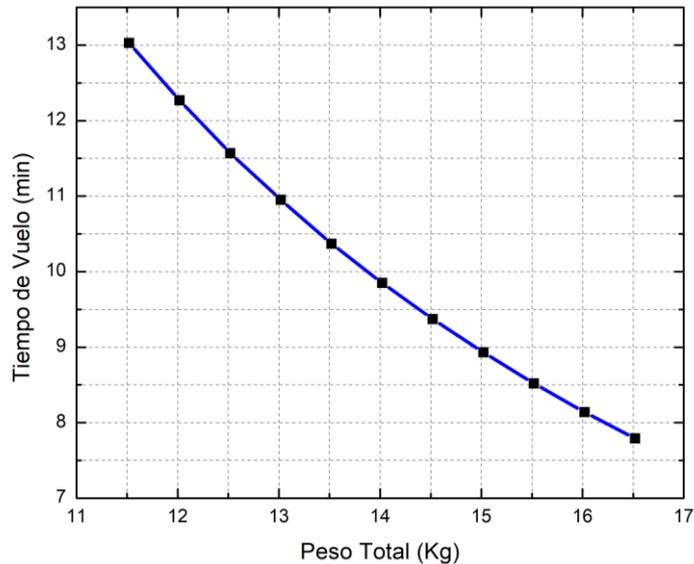


Gráfico 5-3: Tiempo de vuelo vs. Peso total

Realizado por: Autores

3.11. Selección de boquilla de aspersión

Para el sistema de aspersión se trató de encontrar una boquilla que presente unas características equilibradas. Un modelo que ofrezca el mejor recubrimiento de terreno posible, además de que el caudal liberado sea correcto para no tener pérdidas de compuesto químico. Asimismo, que genere un tipo de gota entre media y fina para evitar en lo posible el efecto de pérdida por deriva. Con esto en mente se realizó la selección de la boquilla con la ayuda del catálogo de la marca Teejet. De este modo se asegura calidad en los componentes y también un rendimiento exitoso de la mayoría de los tratamientos químicos.

Se determino que las boquillas del tipo XR son las óptimas por cómo se devuelven en los distintos tipos de tratamientos, como se puede observar a continuación:

	HERBICIDAS		FUNGICIDAS		INSECTICIDAS		MANEJO DE LA DERIVA	CONTROL DE BOQUILLA PWM	
	INCORPORADOS AL SUELO	DE POST-EMERGENCIA		CONTACTO	SISTÉMICOS	CONTACTO			SISTÉMICOS
		CONTACTO	SISTÉMICOS						
 XR, XRC Teejet <small>Consulte la páginas 12-13</small>		EXCELENTE	BUENO	EXCELENTE	BUENO	EXCELENTE	BUENO	EXCELENTE	
 XR, XRC Teejet <small>a presiones abajo de 30 PSI (2.0 bar) Consulte la páginas 12-13</small>	BUENO	BUENO	MUY BUENO	BUENO	MUY BUENO	BUENO	MUY BUENO	EXCELENTE	

Figura 17-3: Teejet guía de selección de boquillas.

Fuente: (Teejet Co., 2014)

Realizado por: Autores

Se trata de boquillas cuyo diseño ayuda a reducir los efectos de deriva a presiones más bajas, mejorando la cobertura. El grosor de gota es variable ya que el espectro de chorro que generan es en forma de abanico plano de rango extendido.

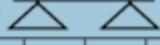
	bar	TAMAÑO DE GOTA 80° T10°	CAPACIDAD DE UNA BOQUILLA EN l/min	l/ha 												
				4 km/h	5 km/h	6 km/h	7 km/h	8 km/h	10 km/h	12 km/h	16 km/h	18 km/h	20 km/h	25 km/h	30 km/h	35 km/h
				1,0	M	0,80	240	192	160	137	120	96,0	80,0	60,0	53,3	48,0
1,5	M	0,98	294	235	196	168	147	118	98,0	73,5	65,3	58,8	47,0	39,2	33,6	
2,0	M	1,13	339	271	226	194	170	136	113	84,8	75,3	67,8	54,2	45,2	38,7	
2,5	M	1,26	378	302	252	216	189	151	126	94,5	84,0	75,6	60,5	50,4	43,2	
3,0	F	1,38	414	331	276	237	207	166	138	104	92,0	82,8	66,2	55,2	47,3	
4,0	F	1,59	477	382	318	273	239	191	159	119	106	95,4	76,3	63,6	54,5	

Figura 18-3: XR Teejet boquillas de plano de rango extendido.

Fuente: (Teejet Co., 2014)

Realizado por: Autores

Entonces como se mencionó anteriormente la velocidad máxima calculada a la que puede avanzar el dron es de 12m/s (43,2 km/h). Pero en ningún momento es recomendable forzar a los límites de vuelo de un dron solo porque se pueda. Pensado en eso se establece una velocidad limite considerable de avance de 10m/s (36 km/h), con lo cual se puede cubrir todos los valores de la tabla de dosificaciones de tratamientos para este tipo de boquillas.

Desde el inicio del proyecto se estableció que el volumen para almacenamiento de líquido seria de 5 litros, pero ese volumen debía ser involucrado con el tiempo operativo del dron de alguna manera. Debido a que estaba previsto que el tanque se llegará a vaciar antes de que la batería se agote. Por lo tanto, se necesita determinar el posible número de viajes y la cobertura total con respecto a la autonomía del dron. Tomando en cuenta el caudal máximo generado por la boquilla, se procede con el siguiente calculo.

$$5 \text{ litros} \cdot \frac{1 \text{ minuto}}{1,58 \text{ litros}} = 3,14 \text{ minutos}$$

Si la autonomía es de aproximadamente 10 minutos, el número de viajes aproximado es:

$$10 \text{ minutos} \cdot \frac{1 \text{ viaje}}{3,14 \text{ minutos}} = \mathbf{3,18 \text{ viajes}}$$

Por lo tanto, con una sola carga se podrían realizar 3 viajes de 15 litros de químico. Ahora bien, dependiendo del tratamiento a utilizar, las recomendaciones para las gotas variaran. Para esta ocasión se utilizará un tratamiento sistémico, con el cual manejando el mismo caudal se obtiene un tipo de gota fina el cual se caracteriza por un diámetro promedio de 200 um. Asumiendo que la gota generada resultara ser una esfera perfecta se podría estimar el número de gotas producidas con el volumen de rocío en una operación completa de fumigación.

$$V = \frac{3}{4} \pi \left(\frac{d}{2} \right)^3$$

$$V = \frac{3}{4} \pi \left(\frac{2,0 \cdot E^{-4} m}{2} \right)^3 = 2,35 \cdot E^{-12} m^3$$

$$0,015 m^3 \cdot \frac{1}{2,35 \cdot E^{-12} m^3} \text{ gota} = 6,36 \cdot E^{+9} \text{ gotas}$$

Del mismo modo, se considera que un 20% de las gotas se perderán por deriva (Teejet Co., 2014) y tomando en cuenta que para cualquier tratamiento sistémico se requiere una media de 50 gotas/cm² para que se exitoso, se tiene un área de cobertura de:

$$5,09 \cdot E^{+9} \text{ gotas} \cdot \frac{1 \text{ cm}^2}{50 \text{ gota}} = 1,01 \cdot E^{+8} \text{ cm}^2$$

$$1,01 \cdot E^{+8} \text{ cm}^2 = \mathbf{1,01 \text{ hectareas}}$$

Finalmente, con ciertos datos derivados de las mismas tablas de boquillas se tiene parámetros básicos para la selección de una bomba adecuada. Se observa que las presiones y los caudales generados no son estáticos, por lo que plantea el uso de una bomba regulable del tipo brushless. Esta debe operar en unos rangos mínimos de entre 1 a 4 bares y pueda entregar los 1,5 L/min sin problemas.

3.11.1. Ángulo de aspersión

Es el ángulo que forma el chorro de gotas en la boquilla al momento que sale de la misma. Como se muestra en la siguiente figura, una parte del líquido no resulta efectivo debido a pérdidas de líquido por evaporación y efectos de deriva. Por lo que se tienen dos ángulos de cobertura uno real, y otro teórico, y de la misma manera ocurre con el área cubierta por el agroquímico.

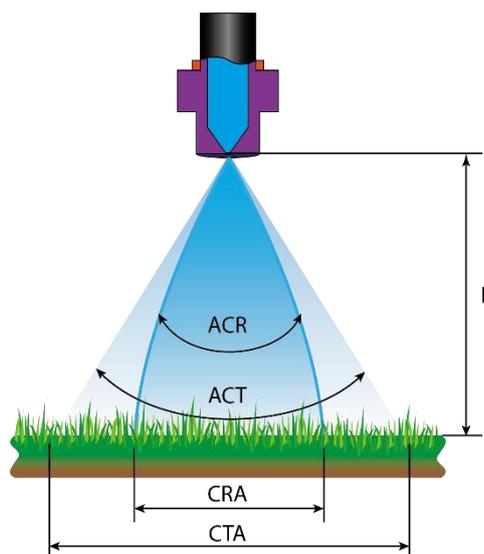


Figura 19-3: Ángulo de rocío o aspersión

Fuente: (Teejet, 2015)

Realizado por: Autores

$$CRT = 2 \cdot L \cdot ctan\left(\frac{ACT}{2}\right)$$

Donde:

CRA = Covertura real de aspersión

CTA = Covertura teorica de aspersión

ACR = Ángulo de covertura real

ACT = Ángulo de covertura teorico

L = Altura de pulverización

Según el catálogo Teejet, recomienda que una altura adecuada para rocío vendría a ser aproximadamente de 50 cm a 80 cm por sobre el cultivo. El ángulo de aspersión es de 80° , con lo cual se puede calcular la cobertura teórica que tendrá la aspersión del dron:

$$CRT = 2 \cdot 80 \text{ cm} \cdot ctan\left(\frac{80^\circ}{2}\right)$$

$$CRT = 190 \text{ cm}$$

Es decir, una sola boquilla es capaz de rociar teóricamente 190 cm a lo largo de cultivo. Al trabajar con 2 boquillas y asegurando un 30% de traslape adecuado, se recubrirían 266 cm.

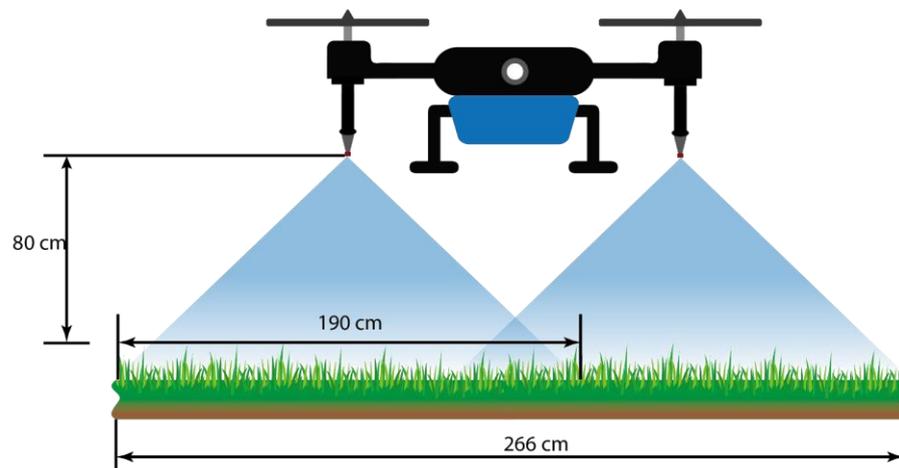


Figura 20-3: Cobertura total de aspersión

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.11.2. Densidad poblacional de cultivos

La densidad poblacional ayuda a determinar el número de plantas que se estima encontrar en una determinada superficie de terreno. Este estudio está enfocado en cultivos papa, para lo cual según varios autores el distanciamiento entre plantas debe ser de mínimo 40 cm y en la distancia entre surcos en un rango de 0,8 a 1 metro (Lucero Pintado, 2011). Estas distancias dependen directamente del tipo de papa que se va a cultivar y pueden ser menores o mayores influyendo de gran manera en la cantidad de cultivo que se obtendría. De esta manera conociendo el tamaño promedio del terreno de cultivo se obtiene el siguiente calculo:

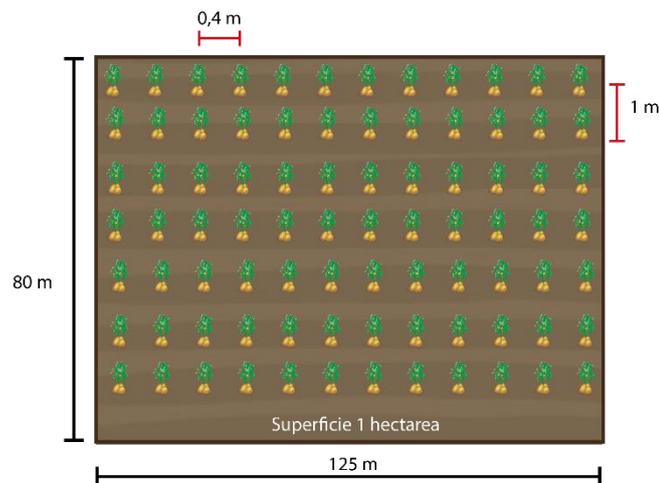


Figura 21-3: Cobertura total de aspersión

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Cantidad de plantas por surco

$$125 \text{ metros} * \frac{1 \text{ planta}}{0.4 \text{ metros}} = 312 \text{ plantas}$$

Teniendo en cuenta que en 80 metros de largo de terreno tendremos 80 surcos, entonces la cantidad total de plantas en el cultivo será:

$$312 \frac{\text{plantas}}{\text{surco}} * 80 \text{ surcos} = 24\,960 \text{ plantas}$$

Con este resultado se estima el número de plantas que podrá rociar y cuidar el dron.

3.12. Dimensionamiento del dron

Para comenzar con el dimensionamiento físico de la aeronave, se debe empezar determinando el elemento más influyente, que en este caso son las hélices. En apartados anteriormente se realizó la selección de las mismas con lo cual se tiene un tamaño de hélice de 20,4 pulgadas. Se debe tomar en cuenta que se busca construir un equipo lo más compacto posible para que se comporte como un disco sólido y su estabilidad de vuelo sea alta. En la siguiente figura se muestra el dimensionamiento básico de acuerdo a la distribución de los 6 brazos.

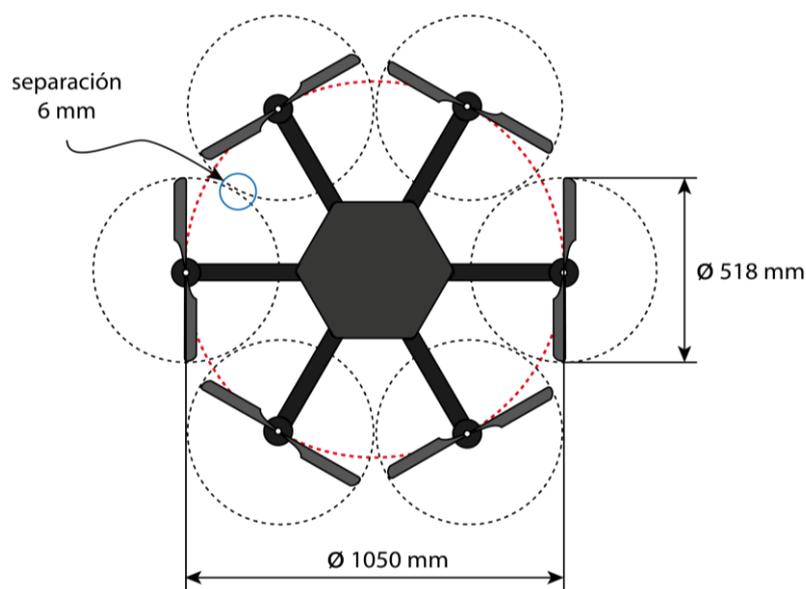


Figura 22-3: Dimensionamiento elemental del UAV.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.12.1. Modelado 3D

La conceptualización del aeromodelo parte de una disposición tipo sándwich. El cual consta de dos tapas; una inferior en la cual se encontrarían todos elementos para el aterrizaje de la estructura además de los componentes electrónicos. La tapa superior vendría a ser empleada como una cubierta para proteger la integridad de eléctrica de la aeronave, además de brindar acceso a las conexiones y elementos de control. Todo estaría fabricado y mecanizado en una placa de fibra de carbono, para finalmente quedar sujeto con pernos permitiendo poder abrir o cerrar para realizar mantenimiento.

Como se mencionó anteriormente, la cubierta superior posee una compuerta hexagonal. Esta se encontrará sellada y fija con pernos para no permitir el ingreso de partículas de agua de riego a los componentes eléctricos. Adicionalmente esta base complementara la rigidez de la estructura total al brindar más puntos de anclaje para los brazos de los motores.

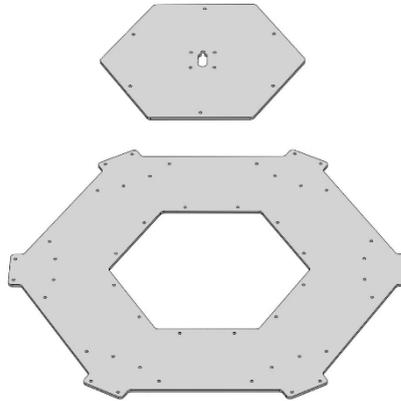


Figura 23-3: Modelado de la cubierta superior del dron

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Por otro lado, la cubierta inferior cuenta con siete agujeros que serán empleados como disipadores de calor para los ESC. Posee también un mayor número de orificios para pernos debido a que en esta placa se fijaran los soportes para sujetar los brazos. También a esta plancha se asegurarán los cobertores laterales para que el habitáculo quede completamente sellado.

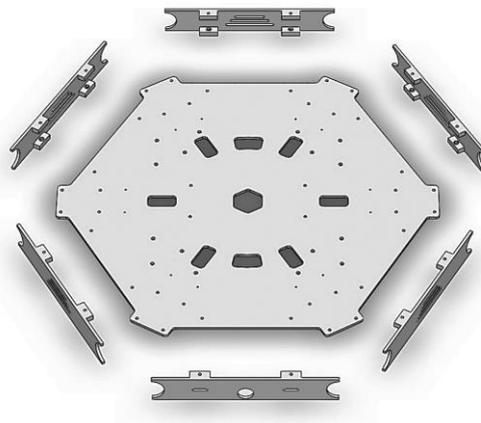


Figura 24-3: Modelado de la cubierta superior y tapas laterales del dron

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Los motores vendrían a estos sujetos a una base diseñada específicamente para el tipo de motor P-60. Ya que al ser motores de gran tamaño no se encontró elementos de sujeción comercial que puedan servir. Todo lo anterior mencionado estaría anclado a un tubo de 25mm de diámetro.

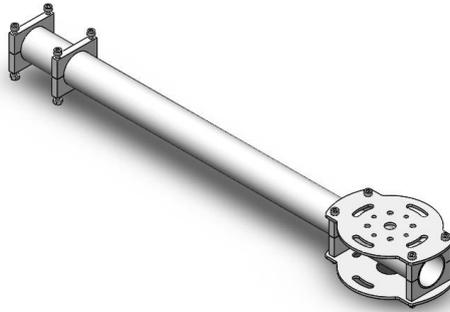


Figura 25-3: Modelado del brazo sujetador del motor

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Para poder mantener la nave sobre el suelo, se diseñó un tren de aterrizaje de doble tubo, para poder soportar los estimados 16Kg de peso completo de la aeronave. Este se complementa con un travesaño para mantener la estabilidad sobre terreno escarpado. Como función secundaria también serán empleados como soporte para el tanque de agua.

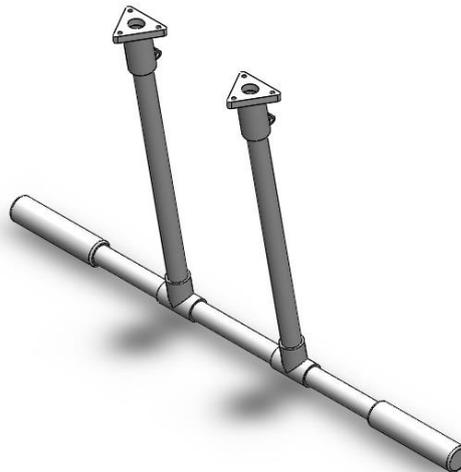


Figura 26-3: Modelado de las bases de apoyo

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

A cada uno de los tubos va sujeto una esquina del tanque de agua permitiendo nivelarlo y mantenerlo al alcance para su manipulación y llenado. Además, permitiendo un fácil desmontaje para su limpieza. Se gana un poco de espacio también posicionando una bandeja sobre el tanque de agua para que descansa sobre el la batería.

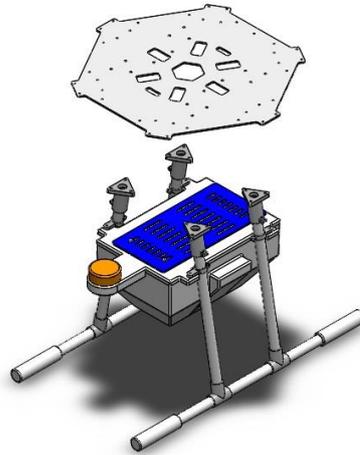


Figura 27-3: Modelado del tren de aterrizaje

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Finalmente se combinaron todos los elementos estructurales para dar vida al que vendría a ser el cuerpo del dron. Se le añadieron tapas laterales al cuadro principal con el mismo fin de precautelar la integridad de los componentes internos por posibles partículas de agua. Estas tapas cuentan con aberturas para dejar pasar el aire necesario para enfriar los sistemas de la nave.



Figura 28-3: Renderizado del ensamble de estructura en 3D

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.12.2. Análisis Mecánico de la estructura por el método de elementos finitos.

En la sección anterior se obtuvo la potencia necesaria para realizar un vuelo estable de acuerdo con varios parámetros establecidos. A partir de esa selección se procede al dimensionamiento adecuado para cumplir con los lineamientos previstos y evitar un sobredimensionamiento de la misma.

3.12.2.1. Objetivo

El objetivo de este análisis es verificar que el material de la estructura sea lo suficientemente resistente y a su vez liviano para poder mantener un vuelo estable y permita obtener una autonomía de vuelo suficiente para el trabajo que va a realizar que en este caso es la aspersión de cultivos.

3.12.2.2. Propiedades de la fibra de carbono y elementos de sujeción

Para poder cumplir con este objetivo se utiliza fibra de carbono como material principal en la construcción de la estructura, material que brinda un excelente desempeño mecánico y un bajo peso. Para el análisis de deformación se tratará el elemento como material de propiedades isotrópicas, es decir que posea las mismas propiedades a la largo de todo el elemento y sea posible el análisis de deformación por la teoría de Von Misses.

Esfuerzo de tracción (MPa)	3100
Módulo de elasticidad (Mpa)	220
Coefficiente de Poisson	0.1
Densidad (Kg/m ³)	1.6

Fuente: Performance Composites Ltd. 2009

Realizado por: Autores

Se considera necesario mencionar que, la mayoría de los elementos de sujeción establecidos para el armado del equipo son tornillos de acero de cabeza hexagonal con tuercas de seguridad los cuales nos aseguran que las conexiones entre elementos se mantengan firmes y de esta manera evitar fallas o accidentes que se puedan provocar.

Con los datos obtenidos en la sección anterior se procede al cálculo de las cargas a las que estará sometida la estructura, la principal es el empuje que provocan los motores sobre los brazos del dron, para lo cual se analizara la deformación que se presenta en la ubicación de los motores.

3.12.2.3. Aplicación de cargas y tipos de restricciones

El elemento más crítico en este caso son los brazos del dron, los cuales están sometidos a cargas de flexión debido al empuje que generan los motores. Para realizar un análisis estático y obtener la deformación a la que se somete el brazo cuando se aplica una carga, es necesario representar el brazo del dron como una viga en cantiléver como se muestra en el siguiente diagrama, de esta manera se determina la ubicación de la fuerza de empuje y se observa un soporte fijo a un extremo del brazo.

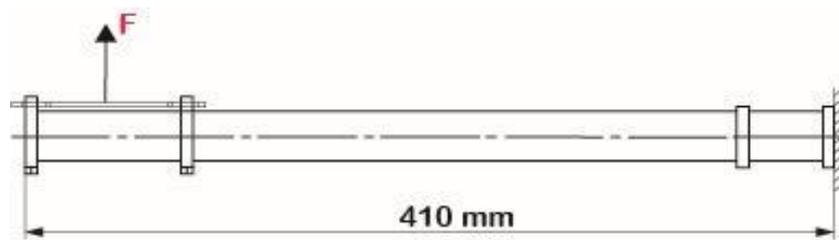


Figura 29-3: Carga viva que soporta el brazo.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

La fuerza F, es la carga que se genera debido al empuje que generan los motores para que el equipo se eleve.

Una vez dibujada la geometría se procede a realizar el mallado del elemento procurando mantener un refinamiento adecuado para obtener resultados válidos. Para esto es necesario realizar un análisis de convergencia.

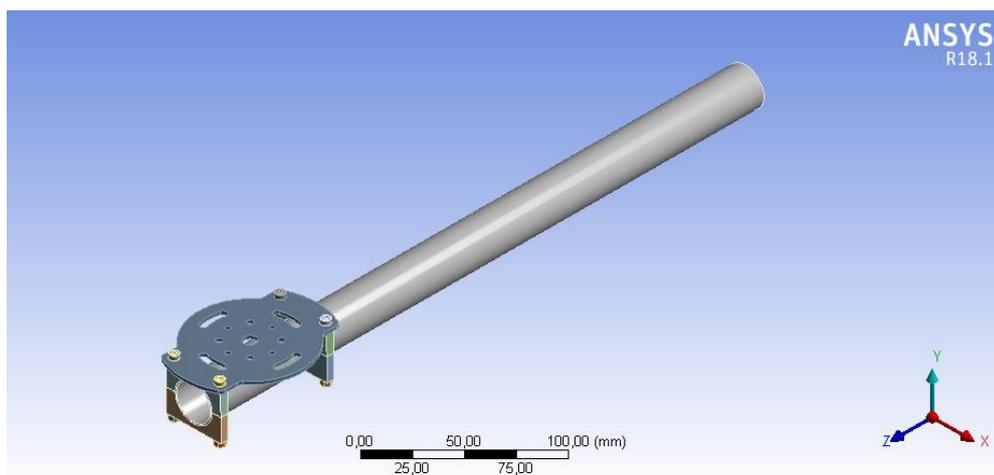


Figura 30-3: Brazo para análisis en ANSYS R18.1.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.12.2.4. Mallado y Análisis de Convergencia

El análisis de convergencia en ANSYS se utiliza para obtener un tamaño de malla que equilibre el tiempo de cálculo con resultados más exactos. Se sabe que para tener resultados óptimos el mallado debe ser muy fino, pero a la vez un mallado muy fino trae un mayor tiempo de espera de resultados por lo que es necesario realizar una convergencia.

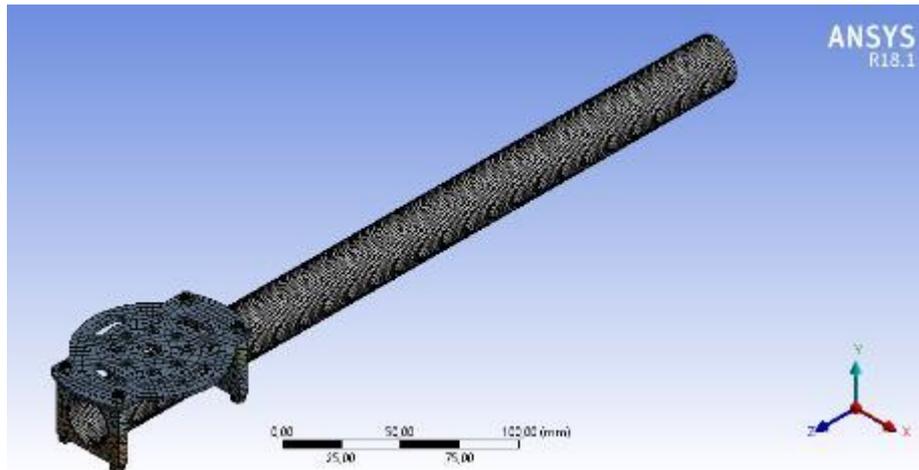


Figura 31-3: Mallado del elemento a analizar.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Se realiza el análisis del brazo como una viga en voladizo, para lo cual se restringe el movimiento en un extremo, mientras que en el otro extremo se aplica la carga de tracción debido a la fuerza necesaria para elevar el dron, este valor corresponde al peso completo del equipo con carga útil que en este caso es de 16,52 kg, carga que se divide para los 6 motores del equipo con lo cual cada brazo soportara una carga de 2,75 kg (26,97 N).

Se observa que la carga es baja por lo cual se opta por multiplicar por un factor de amplificación de carga de 15. Este valor nos va asegurar una resistencia de cargas de impacto en caso de caídas.

$$\text{Peso total} = 16,52 \text{ kg}$$

$$\text{Peso que soporta cada brazo} = \frac{16,52}{6} = 2,75 \text{ kg}$$

$$\text{Carga} = 2,75 \times 9,81 = 26,97 \text{ N}$$

$$\text{Carga} = 26,97 \times 15 \approx \mathbf{405 \text{ N}}$$

3.12.2.5. Validación de Resultados

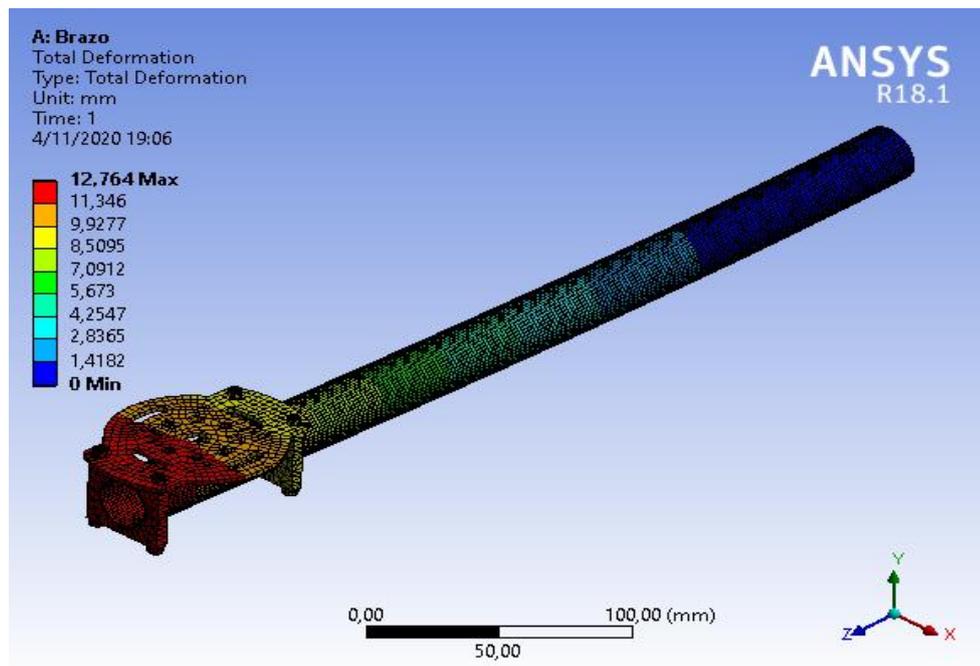


Figura 32-3: Deformación de la estructura del brazo.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

La flexión máxima generada en el extremo es de 12,764 mm con una carga de 405 N. Este valor de deformación se obtuvo realizando el análisis de convergencia con el que se obtuvo un tamaño de malla mínimo de 0,8 mm que nos permite establecer el resultado como un dato confiable. De igual manera se analizaron los 6 brazos unidos a los platos de fibra de carbono del equipo con lo cual se obtuvo el resultado presentado en la figura 33-3.

Se puede observar la deformación que presentan los 6 brazos del hexacóptero al ser sometidos a las cargas de deflexión producidas por el empuje que generan los motores, en este caso la deformación se observa que es de 10,845 mm lo cual se considera aceptable debido a que el factor de amplificación utilizado es de 15.

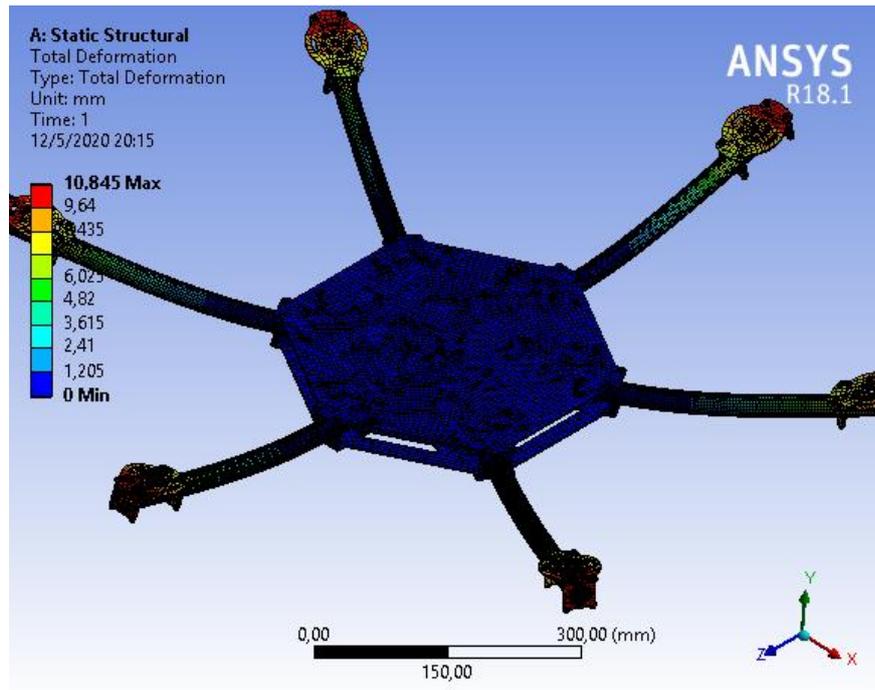


Figura 33-3. Deformación general de la estructura del dron

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.12.2.6. Coeficiente de seguridad

Para la obtención del coeficiente de seguridad se utilizó una extensión del software Ansys Workbench, que se conoce como Composite Prepost, esto debido a que es necesario realizar el análisis del factor de seguridad del material compuesto que estamos utilizando que en este caso es la fibra de carbono laminada en 4 diferentes capas con un tejido que tiene 4 ángulos de orientación que son de 0° , 90° , 0° , 90° . En la siguiente figura se muestra la distribución de las propiedades del módulo de Young al tener una configuración con los ángulos antes mencionados. El material de fibra de carbono es considerado anisótropo debido a que no conserva las mismas propiedades en cada parte de la superficie.

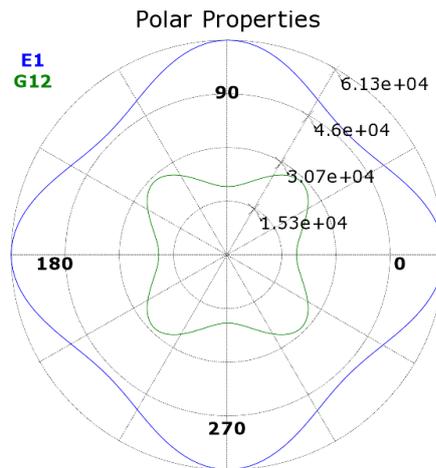


Figura 29-3. Propiedades del laminado

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

A partir de la definición de los materiales a utilizar en la simulación para el coeficiente de seguridad, el siguiente paso consiste en definir la dirección de la fibra de carbono, cuyo eje principal se muestra en color rojo y además establecer el grosor a analizar que en nuestro caso es de 2mm.

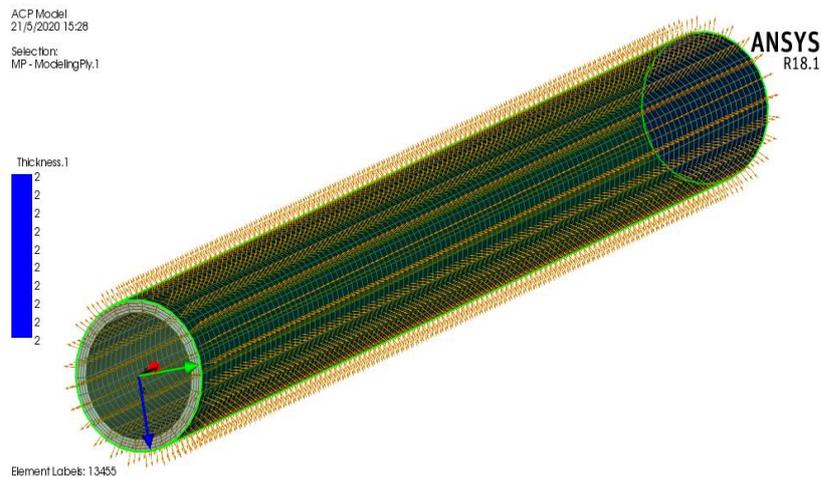


Figura 30-3. Sistema de referencia para el análisis de la fibra de carbono

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Una vez que se define todos los parámetros requeridos en ACP Pre, se procede a definir soportes y cargas en el módulo de Static Structural, y por último se añade el módulo de ACP Post para procesar los resultados de los análisis requeridos, con lo cual el esquema completo del interfaz de Ansys WorkBrench queda de la siguiente manera

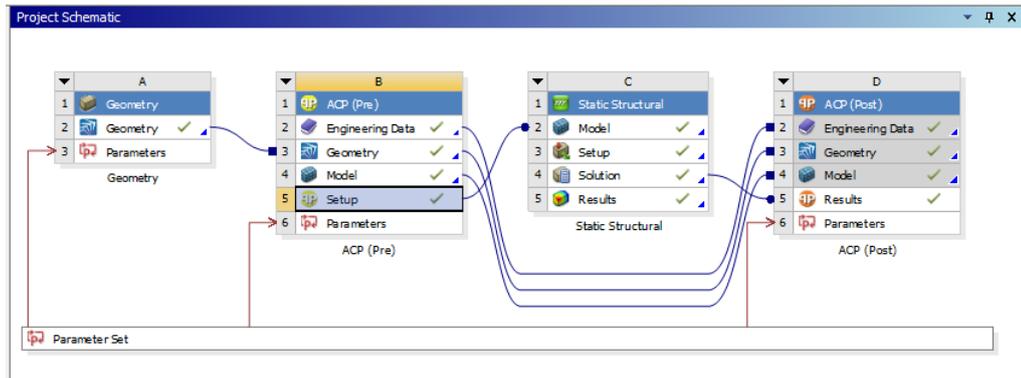


Figura 31-3. Esquema del proyecto completado.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Para la obtención de los resultados requeridos se utilizó la teoría de falla de Tsai-Hill que según varios autores es el equivalente de la teoría de falla de Von-Misses para materiales compuestos, de esta manera se obtuvo el siguiente resultado:

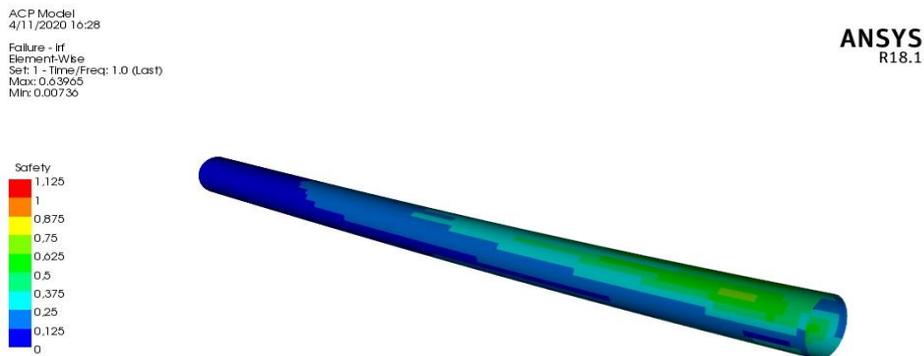


Figura 32-3. Criterio de falla Tsai-Hill en Ansys.

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Se observa que a plena carga el brazo alcanza un valor de 0,64 que es el equivalente al inverso del mismo que es 1.56.

3.13. Selección de Componentes

A partir del análisis teórico y mecánico del desempeño de la aeronave, se determinaron ciertos parámetros que se necesita cumplir para su funcionamiento. Por lo tanto, se ha realizado un trabajo de búsqueda y selección de componentes que mejor cumplan con los requerimientos. Los principales a tomar en cuenta fueron los dispositivos electrónicos debido a que estos conformaran el centro de control del dron. Sin mencionar que se consideró solamente elementos de calidad. A continuación, describen estos elementos de una manera más detalla respecto a su función y su utilidad dentro del ensamblaje final.

3.13.1. Controladora de Vuelo

En lo referente al sistema de control de vuelo se realizó una búsqueda enfocada en aplicaciones de fumigación y riego. Por lo que se optó que el control de los movimientos de la aeronave sea realizados a través de la tarjeta TopXGun T1-A. Dedicado exclusivamente para agricultura, fabricado en un cuerpo de aluminio sellado contra agua y polvo. Pero la función adicional notable es que posee un módulo extra que permite el control de líquidos para riego. Además de los módulos básicos de una tarjeta controladora como son: módulo de conexión USB, indicador de estado LED, módulo GPS y controlador de vuelo.



Figura 34-3: Tarjeta controladora de uso agrícola TopXGun T1-A

Fuente: Autores

Tabla 33-3: Características técnicas de la controladora de vuelo TopXGun T1-A

<i>Especificación</i>	<i>Descripción</i>
Nombre	TopXGun T1 A
ESC Compatibles	ESC PWM 400 Hz
Radio Control	PCM 2.4 GHz con al menos 7 canales
Voltaje de entrada	7,4 a 26 V con baterías de 3 a 6S
Salida	3V a 5V
Consumo de Voltaje	>5 W
Temperatura de Operación	10 a 60 °C
Máxima Velocidad de Guiñada YAW	100 m/s
Máxima Velocidad de ascenso / avance	6 a 25 m/s
Máximo ángulo de inclinación	35 °
Peso combinado del equipo	250 g

Fuente: TopXGun

Realizado por: Autores

3.13.2. Radio Control

Es el equipo que permite el control del dron desde tierra es un mando de tipo profesional de la marca RadioLink. El cual consta de un transmisor y un receptor de hasta 10 canales. Cuenta con protocolos de comunicación PWM y S-BUS. Además de modos de control optimizados para varios tipos de aparatos a radio control. A continuación, se presenta una descripción más detallada del equipo:



Figura 35-3: Transmisor RadioLink AT9S 10 Canales.

Fuente: (RadioLink Electronic Limited, 2019)

Tabla 34-3: Características técnicas del Radio Control.

Especificación	Descripción
Nombre	RadioLink AT9S
Número de Canales	10 canales
Pantalla	2.8 pulgadas, 16 colores de 240 x 320 pixeles.
Voltaje de Funcionamiento	7.4 a 18.0 V
Ancho de Banda de Canal	5.0 MHz
Frecuencia	2.4 -2.48 GHz

Fuente: RadioLink

Realizado por: Autores

3.13.3. Motores eléctricos

Los componentes del sistema propulsor únicamente están disponibles bajo los parámetros de los fabricantes. Debido a eso, los motores fueron seleccionados de acuerdo a las necesidades de levantar un peso adicional a la carga útil. También considerando el ambiente de trabajo al que va a estar expuesto todo el equipo, era imprescindible la resistencia al agua y de igual manera al polvo. Encontrando adecuado un T-Motor de la serie P 60, brushless de alta eficiencia cuya línea de trabajo es la agricultura. Características adicionales se detallan en la tabla siguiente.



Figura 36-3: Motor Brushless P60 340 KV y accesorios.

Fuente: (Helipal, 2019)

Tabla 9-3: Características técnicas de los motores brushless.

Especificación	Descripción
Nombre	T-Motor P60
KV	340
Alimentación	Li-Po 6S - 8S
Empuje Máximo	6.8 Kg con 6S
Potencia Máxima	1800 W
Temperatura Normal	80°C (shutdown)
Temperatura Limite	120°C (shutdown)
AWG Mínimo	#16
ESC Recomendados	60A HV / 70A LV
Peso	375 g

Fuente: (Helipal, 2019)

Realizado por: Autores

3.13.4. Variador de Velocidad ESC

Los encargados de controlar y alimentar a los motores seleccionados serán unos ESC de la misma línea de T-Motor. Al ser componentes diseñados para un trabajo industrial, fácilmente podrá variar la velocidad de desplazamiento de una aeronave de esta magnitud. Cuentan con un cuerpo mecanizado en aluminio con una geometría peculiar de aletas que actúan a manera de disipador de calor. La recomendación de ESC para los motores mencionados en el apartado anterior son el 60A HV o el 70A LV, por motivos económicos se procedió a la selección del modelo FLAME 70A LV de la marca T-Motor.



Figura 37-3: Variador de velocidad ESC FLAME 70A LV.

Fuente: Autores

Tabla 10-3. Características técnicas de controlador ESC

Especificación	Descripción
Nombre	FLAME 70A LV
Voltaje de operación	4S-6S
Corriente de salida	70 A
Corriente pico	80 A por 10 segundos
Máxima Temperatura	120°C (shutdown)
Peso	55 g
Dimensiones	56.6 x 36.4 x 16.1 mm

Fuente: (T-MOTOR, 2019)

Realizado por: Autores

3.13.5. Batería Lipo

La encargada de dotar de energía al hexacóptero, en este caso es una batería Li-Po de la marca GensTattu del tipo Smart de 22000 mAh de carga. Cuenta con 6 celdas para entregar un voltaje 22.2V a una capacidad de descarga de 25C.



Figura 38-3: Batería Li-Po Tattu Plus 22000 mAh con sensor de nivel de descarga.

Fuente: (GensTattu, 2019)

El conector de descarga original en el paquete de la batería es un XT-150, el cual es bastante raro; por lo que se necesitó cambiarlo por uno de tipo XT-90, que también cumple con los parámetros requeridos para el adecuado funcionamiento de la batería, pero es un poco más comercial. Se estima que la batería seleccionada proporcionará un tiempo de vuelo promedio de 8 minutos a plena carga.

Tabla 11-3. Características técnicas de la batería Li-Po 6S

Nombre	Tattu Plus
Capacidad	22000 mAh
Configuración	22.2V/ 6 celdas.
Tasa de descarga	25C
Dimensiones	213 x 96 x 69 mm
Peso Neto ($\pm 20g$)	2650g

Fuente: (GensTattu, 2019)

Realizado por: Autores

3.13.6. Cámara FPV



Figura 39-3: Cámara FPV Foxeer Razer mini

Fuente: (Foxeer, 2019)

Tabla 11-3. Características técnicas de cámara FPV

Modelo	Foxeer Razer mini
Resolución	1200 TVL
Escala	4:3 FOV-125° 16:9 FOV-125°
Formato de Video	PAL/NTSC
Voltaje Requerido	DC 4.5V - 25V
Peso Neto	12g
Dimensiones	21.8 x 21.8 x 27 mm

Fuente: (Foxeer, 2019)

Realizado por: Autores

3.13.7. Sistema de bombeo



Figura 40-3: Bomba brushless BPP-25

Fuente: (ArriesHobbys, 2020)

Tabla 11-3. Características técnicas de la bomba brushless

Modelo de la bomba	BPP-25
Presión máxima	0,85 MPa
Potencia eléctrica consumida	25 W
Caudal máximo	3.5 L/min
Voltaje de Operación	10V - 25V
Peso de la bomba	300g
Dimensiones	91 x 76 x 46 mm

Fuente: (ArriesHobbys, 2020)

Realizado por: Autores

3.13.8. Sistema de bombeo



Figura 41-3: Boquilla de pulverización de alta presión

Fuente: (ArriesHobbys, 2020)

Tabla 11-3. Características técnicas de boquilla de pulverización

Modelo	Teejet
Caudal máximo	1 Mpa
Presión máxima	3 L/min
Filtro	Inoxidable N° 80
Angulo de aspersión	110°
Peso Neto	75,4g
Dimensiones	180 mm Ø 28mm

Fuente: (ArriesHobbys, 2020)

Realizado por: Autores

A continuación, se encuentra una tabla resumen donde se puede observar los pesos característicos de los componentes que conformaran el dron. Los pesos se obtuvieron de los catálogos de los fabricantes con lo cual se puede obtener un peso total más ajustado a las particularidades reales del diseño.

Tabla 11-3. Características y peso real del dron

Tipo	Modelo	Peso Unitario	Cantidad	Peso Total
Motores	T-motor P60 (340)	375	6	2250
Propelas	T-motor CF 2209	59	6	354
ESC	T-motor Flame 70A	50	6	300
Estructura	Fibra de Carbono	2200	1	2200
Batería	Li-Po Tattu 22000mAh	2700	1	2700
Carga Útil	Tanque Lleno	5500	1	5500
S. Riego	Bomba BPP-25	300	1	350
	Aspersores	100	2	200
FPV	Cámara, Transmisor	120	1	120
Controlador	TopXGun T1-A	250	1	250
Cables	Conectores General	100	6	600
General	Tornillos, amarras, etc	35	12	420
Adicional	Adicional	300	1	100
			Total	15,48 Kg

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Debido a que el peso completo del modelo resulta ser menor al calculado inicialmente, se realiza una segunda comprobación de vuelo. A través del software iterativo especializado en comparación de parámetros de vuelo para multirrotores eCalc en su versión de premium. A continuación, se presenta los resultados obtenidos por dicho programa. Comprobando la fiabilidad del proceso de diseño y selección de componentes

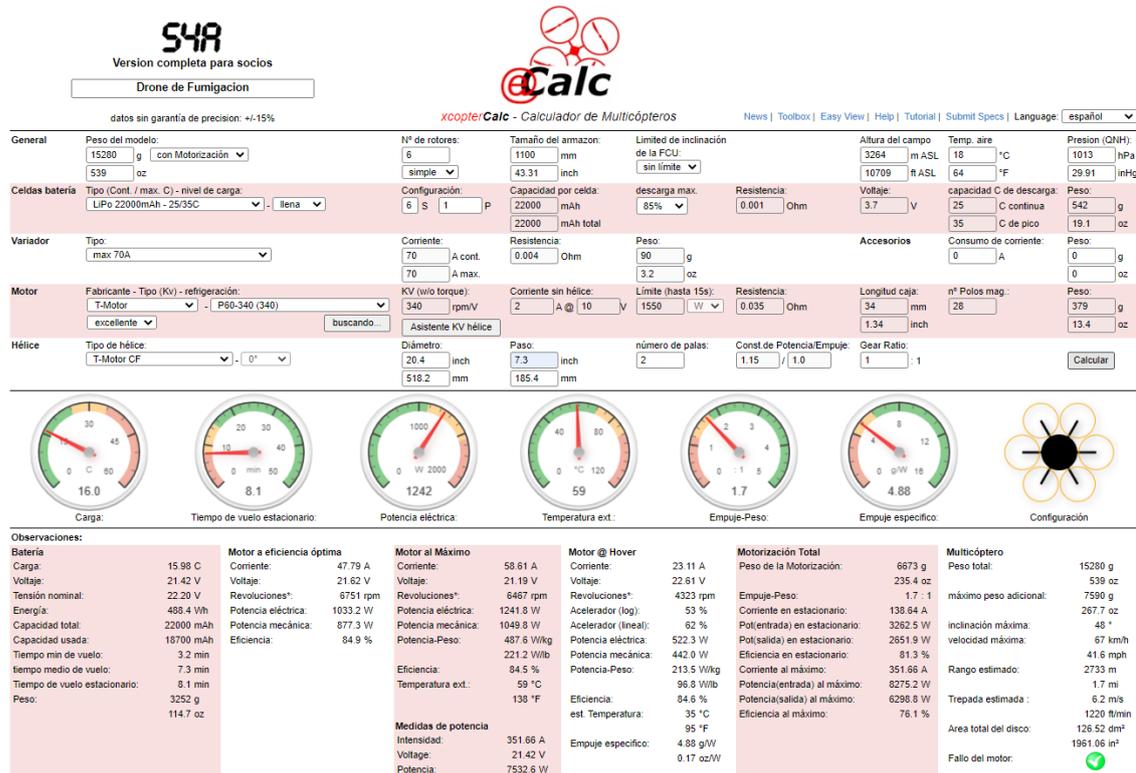


Figura 42-3: Resultados de iteración eCalc

Fuente: (eCalc.com, 2020)

Realizado por: Autores

Como se observa en la figura anterior, el resultado de la simulación nos indica que la configuración es adecuada. En otras palabras, se provee que no existan problemas significativos si se utiliza los elementos establecidos previamente como motores, hélices, batería y demás. Adicionalmente, se asegura un tiempo promedio de vuelo a plena carga de 8,1 minutos a plena carga, lo cual corrobora el tiempo previsto de 8 minutos como promedio de trabajo expuesto en secciones anteriores.

3.14. Construcción de la aeronave

En la siguiente sección se presenta una descripción del proceso de construcción de la aeronave, tanto la parte mecánica como la parte electrónica.

3.14.1. Mecanizado de las placas de fibra de carbono

Se inicio con el proceso de mecanizado de las placas de fibra de carbono con la ayuda de un Router CNC, bajo el diseño previo de los trazados en el software AutoCAD. El código de corte se obtuvo bajo el software Art Cam tomando en cuenta parámetros como la herramienta a utilizar, velocidad de corte, profundidad de avance, y el origen de coordenadas.



Figura 43-3: Montaje de placa de fibra de carbono en Router CNC

Fuente: Autores

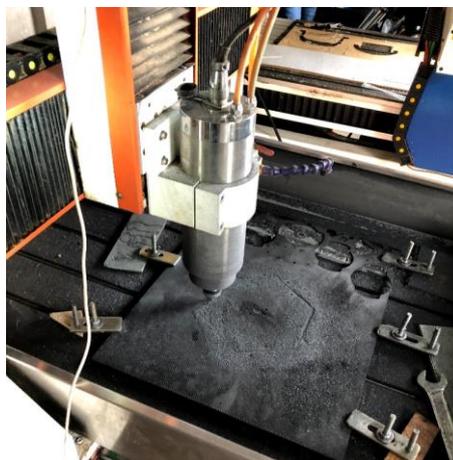


Figura 44-3: Mecanizado y corte de placas

Fuente: Autores

Una vez cortadas todas las piezas, se realizó un pulido de los bordes y limpieza con agua a presión para eliminar cualquier rastro de polvo de carbono para evitar que sea respirado o ingerido durante el armado de la aeronave.



Figura 45-3: Piezas extraídas de las placas

Fuente: Autores

3.14.2. *Montaje de la estructura*

Una vez que las bases y demás elementos de fibra carbono fueron separados y limpiados, el siguiente proceso conlleva al armado de la estructura principal. Fijando los soportes de aluminio para anclar los tubos de carbono conformando los brazos con los motores, y el tren de aterrizaje en donde se fijará el tanque de reserva.

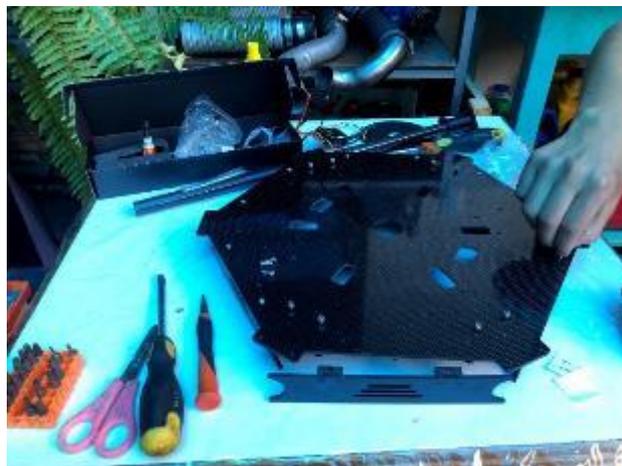


Figura 46-3: Montaje de elementos estructurales

Fuente: Autores

Para la unión del tren de aterrizaje a la placa de la base fue necesario el mecanizado de los respectivos soportes. Con el fin de dar una mayor seguridad en caso de caídas o golpes, fueron trabajados en aluminio al igual que las 4 espaciadores que formaran la jaula para la batería.



Figura 47-3: Instalación de soportes de tren de aterrizaje

Fuente: Autores

Para los brazos, se realizó un corte a los tubo de fibra de carbono de 25 mm los cuales contaban con una longitud de fábrica de 500mm. El corte en todos los tubos debe ser lo más semejante posible en todos los tubos para que a posterior los motores no queden distribuidos a distintas distancias del centro. Para nuestro caso en particular se redujo la longitud hasta los 410 mm para que el tubo tenga suficiente longitud para fijarse a la base y a la vez tenga unos milímetros de holgura al final para proteger al motor. Su proceso se muestra a continuación:



Figura 48-3: Medición y corte de tubos de fibra de carbono

Fuente: Autores

De igual manera, se diseñaron las tapas laterales que tendrá el dron como parte de la estructura que encerrarán los componentes electrónicos. Al ser un elemento que no soporta ningún tipo de carga, se optó por cortarlas en madera de tipo MDF de 3mm de espesor, que posteriormente fue tratada con sellante sintético de poliuretano y pintura para obtener el producto final que se instaló en la aeronave con ayuda de pernos.



Figura 49-3: Armado y aplicación de capa sellante de poliuretano a tapas laterales

Fuente: Autores

De esta manera queda conformada la estructura principal de la aeronave en la cual se irán añadiendo componentes para continuar con el armado de los sistemas electrónicos de control de vuelo y el sistema de riego.



Figura 50-3: Armado del alojamiento de componentes electrónicos

Fuente: Autores

3.14.3. Armado del sistema de aterrizaje y tanque

La aeronave cuenta con un tanque de 5 L fijado con 4 soportes ubicados en sus esquinas los cuales van sujetos al tren de aterrizaje. Para la sujeción de estos elementos se utilizó impresiones 3D hechas en PETG especialmente diseñadas para este trabajo. Además, se procedió a colocar los dos travesaños del tren de aterrizaje, para lo cual se usaron 4 accesorios de termofusión del tipo T hechos de PPR (Prolipolileno-Random).



Figura 51-3: Ensamblaje del sistema de aterrizaje y sujeción del tanque de alimentación

Fuente: Autores

Sobre el tanque se fijó a la placa base la jaula de aluminio que aloja la batería de 22000 mAh. La batería encaja en rieles para evitar movimientos bruscos y adicionalmente cuenta con correas de velcro para mantenerla en su lugar durante el vuelo y aterrizaje de la nave.



Figura 52-3: Construcción y montaje de la placa de sujeción de batería

Fuente: Autores

A uno de los externos del tanque se le fijó la bomba brushless, la cual será la encargada de impulsar el químico hacia los aspersores. Para proteger a la bomba de cavitación se añadió un sensor de nivel en el interior del tanque que limita el nivel mínimo de líquido, manteniendo las líneas de los aspersores siempre cargados. También posee un filtro principal para evitar que impurezas ingresen al sistema de bombeo.



Figura 53-3: Instalación de filtro y sensor de nivel en el tanque

Fuente: Autores

3.14.4. Montaje de motores y aspersores

Para fijar los motores, se empleó soportes cortados en fibra de carbono. Cada soporte cuenta con un diseño que permite ventilar los bobinados de los motores.

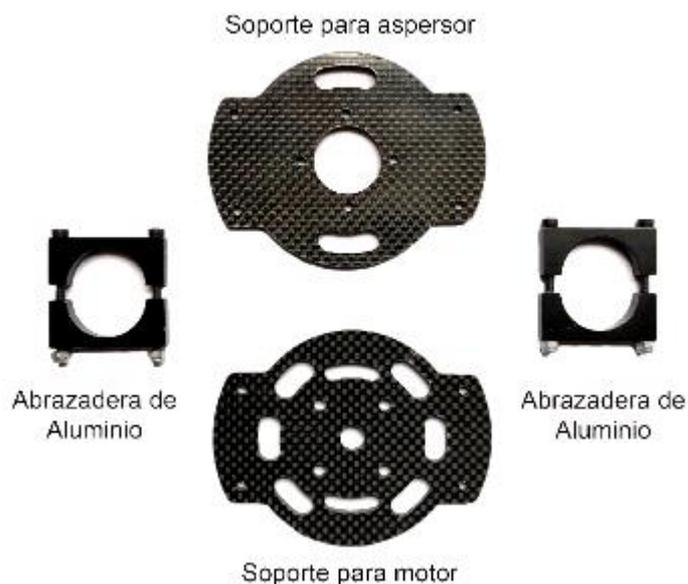


Figura 54-3: Componente de las bases de montaje para los motores

Fuente: Autores

Los soportes sujetan a los motores por medio de cuatro pernos centrales; este conjunto a su vez se fija al tubo de fibra de carbono a través de abrazaderas mecanizadas en aluminio. Un par de motores cuenta con un soporte adicional en la parte inferior para sujetar a los aspersores y así aprovechar la estructura del dron en el sistema de riego.



Figura 55-3: Motor montado en soporte superior y aspersor montado en soporte inferior

Fuente: Autores

3.14.5. Sistema electrónico

El sistema electrónico se conforma de la conexión de varios componentes los cuales individualmente controlan funciones específicas del dron. La función crítica es la distribución de energía desde la batería de una manera normalizada. Por consiguiente, se cuenta con una placa profesional para alto voltaje de la marca Tarot, la cual entregará corriente a todos los componentes que se requiera alimentar. Para un mejor entendimiento se ha agrupado a los elementos que darán vida a la aeronave en tres conjuntos que se detallan a continuación.

El primero conjunto se encarga de controlar los motores y hacer posible el vuelo del dron. La conexión de los motores es regulada mediante los ESC de cada uno. Este dispositivo se encarga de variar las RPM de los motores de acuerdo a la señal recibida del controlador de vuelo. Hay que mencionar que el controlador de vuelo es quien interpreta las señales del radio control y las convierte en señales pulsátiles para regular el movimiento de los motores.

El segundo conjunto se trata de los elementos que desempeñaran la función de riego. Aquí se cuenta con un módulo dedicado para las operaciones de riego dentro del equipamiento de tarjeta controladora. Este módulo tiene conexión con un sensor de nivel que aparte de su función principal, ayuda a guardar el punto GPS del lugar en que recibió la señal de nivel bajo para recargar y continuar con la operación de riego. En cuanto a la bomba brushless se necesitará de un controlador ESC adicional solo para regular su accionamiento.

Por último, el conjunto de video cuenta únicamente con dos elementos que son: La cámara de video para obtener una vista en primera persona del vuelo del dron, y el transmisor de video para enviar la señal inalámbricamente hacia el control del piloto.

El en la siguiente figura se ilustra el modo de conexión de todos los componentes electrónicos

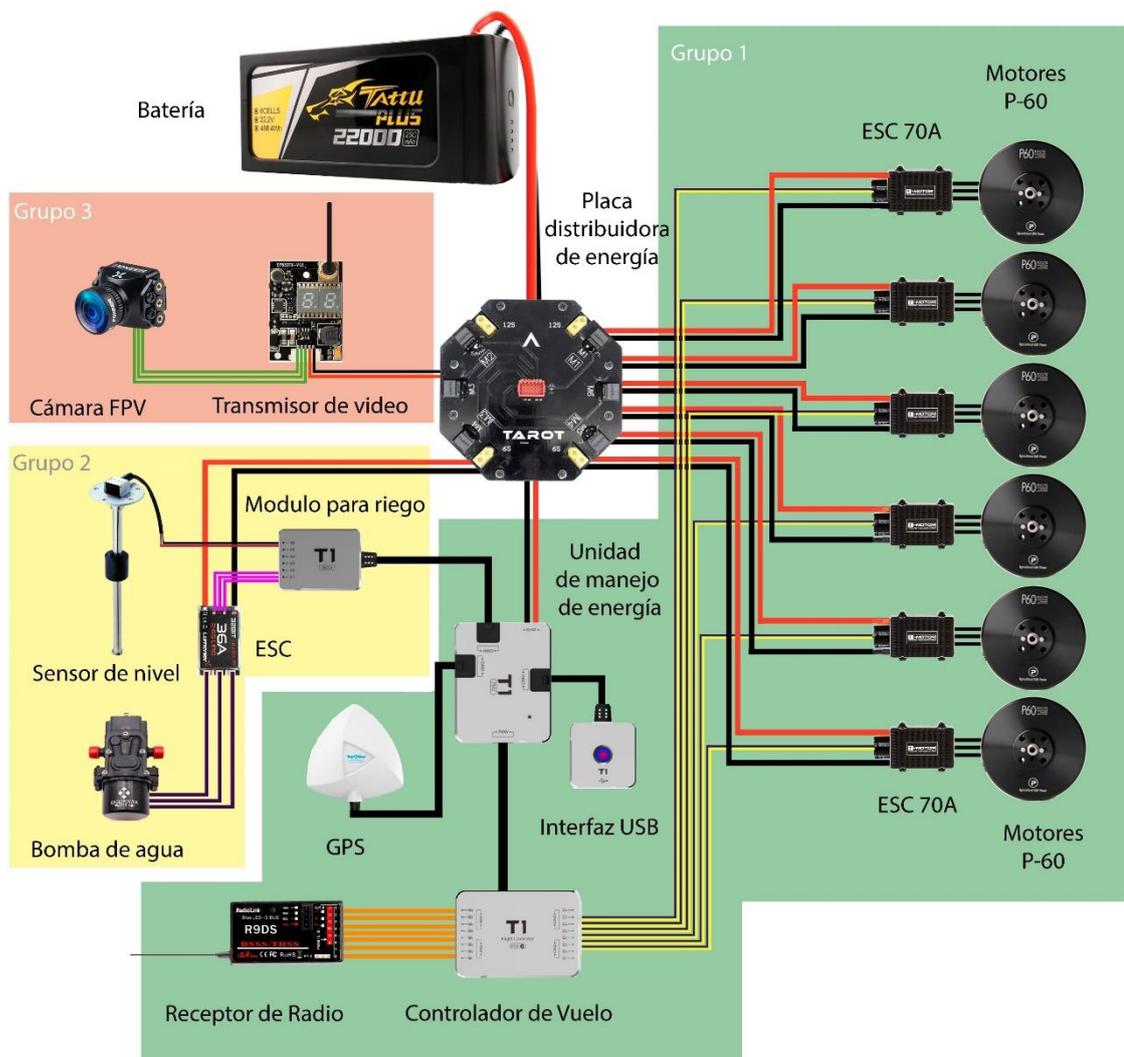


Figura 56-3: Esquema de conexiones del sistema electrónico total

Fuente: Autores

Para iniciar la construcción en este apartado de lo electrónico, a los motores se les soldó terminales tipo bala anti-chispa para poder conectarlos a los ESC, y a su vez éstos utilizan terminales tipo XT-90 para su conexión con la placa distribuidora. Para vincular los motores se debe respetar la combinación de fases para el giro a izquierdas o derechas, sin olvidarse también de la secuencia de inicio de los mismos

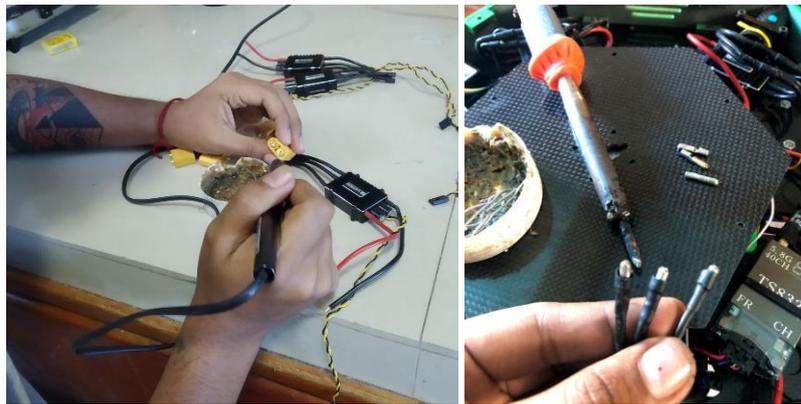


Figura 57-3: Soldadura de terminales para motores y controladores ESC

Fuente: Autores

La placa distribuidora de energía fue el punto de partida para la ubicación de los demás componentes de la aeronave. Para que los sensores del módulo de control de vuelo realicen una medición correcta del movimiento e inercia en los ejes, se lo ubicó sobre la placa distribuidora. Con el fin de que se encuentre en el centro de la nave y apunte hacia el frente de la estructura. La posición idónea para los elementos como los ESC, los módulos de la tarjeta controladora, receptores de señal fueron determinados posteriormente.

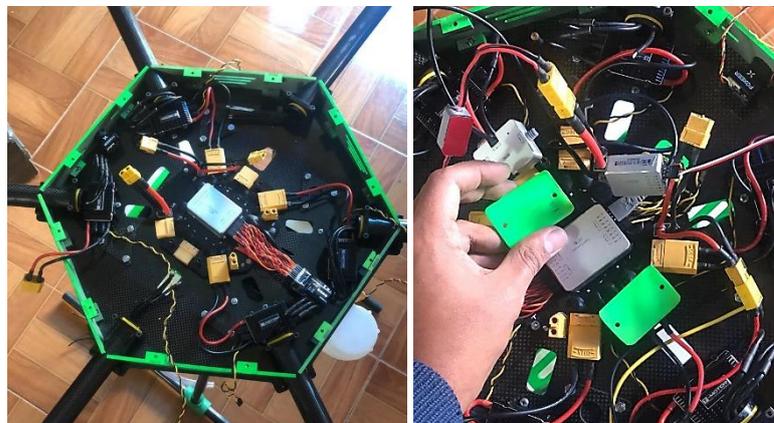


Figura 58-3: Comprobación de espacios y conexiones para elementos electrónicos

Fuente: Autores

En cuanto al sistema de transmisión de video, el dron la cámara se la ubico en la parte frontal del dron para ofrecer una vista amplia y conectada al transmisor de video ofrece una recepción de 1km en espacio abierto. Para la recepción de video se adaptó un receptor OTG para aprovechar la pantalla de un smartphone y poder grabar videos durante el vuelo.



Figura 59-3: Sistema de transmisión y recepción de video

Fuente: Autores

Luego de algunas pruebas y realizar algunos cambios se logró encontrar la disposición mostrada en la siguiente figura. Esta disposición se considera optima ya que ningún elemento tiene interferencia con otro y los cables de conexión de los elementos se mantienen correctamente conectados. Además, permite un fácil acceso a cualquier componente que se desee modificar o llegado el caso reemplazar.

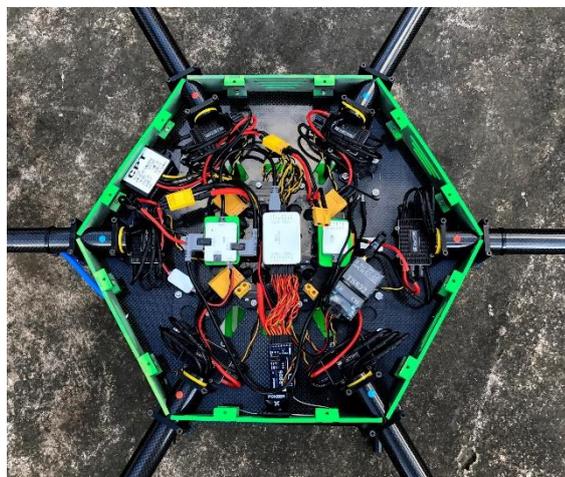


Figura 60-3: Disposición final de los componentes electrónicos

Fuente: Autores

3.14.6. Calibración de la nave

Con todos los componentes ya instalados sobre la estructura, se procedió a realizar la calibración en cuanto a distancias y posiciones de los motores. Se estableció a las abrazaderas exteriores del cuerpo del dron como punto fijo para medir una distancia igual a lo largo de cada uno de los brazos. Se añadió una marca en cada brazo para posteriores recalibraciones rápidas en los soportes de los motores.

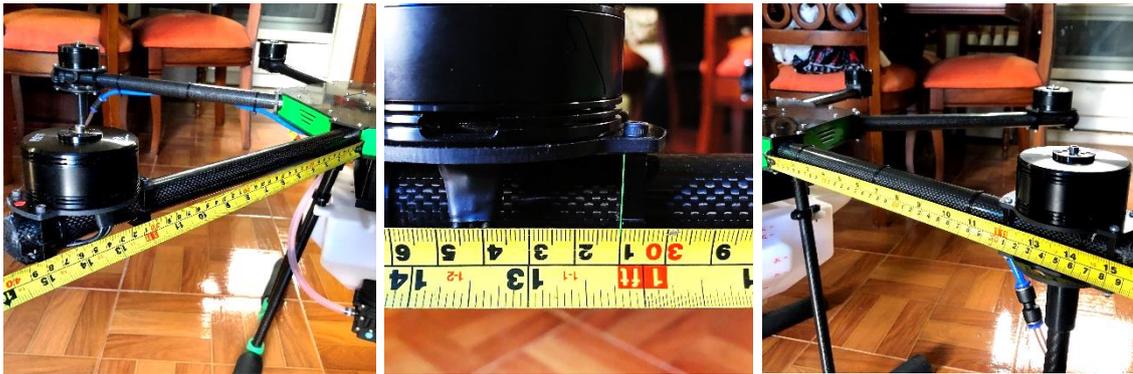


Figura 61-3: Colocación de motores con respecto al centro de la nave

Fuente: Autores

Del mismo modo se realizó un equilibrio de los motores empleando un nivel de burbuja. Se calibró a manera de que la burbuja indicadora quede en el centro tanto vertical como horizontalmente sobre cada uno de los motor. Posteriormente se montaron las hélices en su lugar para comprobar la rectitud existente para que el impulso generado será el adecuado.



Figura 62-3: Calibración y nivelación de motores

Fuente: Autores

También se realizó una toma del peso de todo el conjunto en total, comprobando que no se excedió con el peso de la aeronave antes calculado, ya que con carga útil pesa 15Kg y sin carga útil 10Kg.



Figura 63-3: Armado completo de la nave Wayra A-1

Fuente: Autores

Con todos estos parámetros calibrados y comprobados finalmente se realizó el armado completo de la nave, teniendo el modelo que se muestra a continuación.



Figura 64-3: Armado completo de la nave Wayra A-1

Fuente: Autores

Se decidió denominar al equipo de trabajo como HANAK DRONE, tomando el nombre del vocablo quichua “hanaq” adjetivo que se refiere al cielo, en conjunto “dron del cielo”. Al modelo diseñado se lo denominó como WAYRA A-1, partiendo de la misma manera de un vocablo quichua que hace referencia al viento, aire o brisa.

3.15. Configuración y control de la aeronave

Dentro de este apartado se explicará de una manera detallada la configuración completa para que la aeronave sea operativa. Se comienza por establecer los parámetros de vuelo para que el controlador otorgue al usuario una experiencia agradable y fluida. Así también se muestran los mandos asignados en el radio control para el movimiento y acción del dron. Posteriormente se encuentra un esquema con el proceso de calibración de los sensores del dron que ayudaran a mantener una maniobrabilidad cómoda.

3.15.1. Configuración de Controlador de Vuelo

Para la configuración inicial de controlador de vuelo TopXGun acompaña sus controladoras de vuelo con un software especializado. Dependiendo del modelo de tarjeta adquirido el software será más complejo y contará con algunos apartados diferentes. En este caso contamos con T1-A Assintant el cual está enfocado a la agricultura y riego de sembríos.

La interfaz cuenta en la parte superior izquierda con un indicador del estado de conexión entre el PC y la tarjeta controladora. En la parte derecha se encuentra un índice donde se muestra las herramientas principales, cada índice cuenta con secciones propias para la configuración de los componentes. Dentro del índice “Setting”, la primera sección “Aircraft” permite la selección del tipo de aeronave que se va a controlar, mostrando también la secuencia de inicio de los motores.

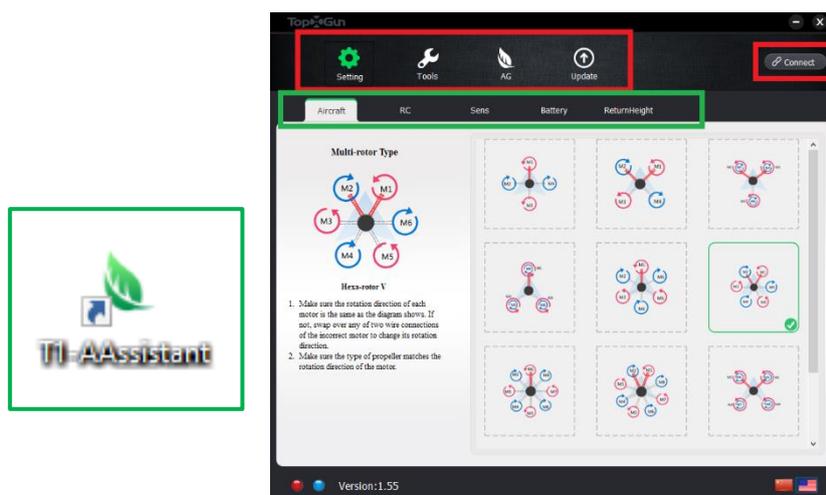


Figura 65-3: Icono e interfaz gráfica del software de configuración T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

En la segunda sección “RC”, se observa un esquema para conectar el receptor de radio al controlador de vuelo según el tipo de señal (PWM, PPM o SBUS). También presenta un conjunto de barras para mostrar gráficamente la respuesta de los stick e interruptores del radiocontrol. En este apartado se puede calibrar los puntos mínimo y máximo de accionamiento además ofrece la posibilidad de invertir los polos a conveniencia del usuario.

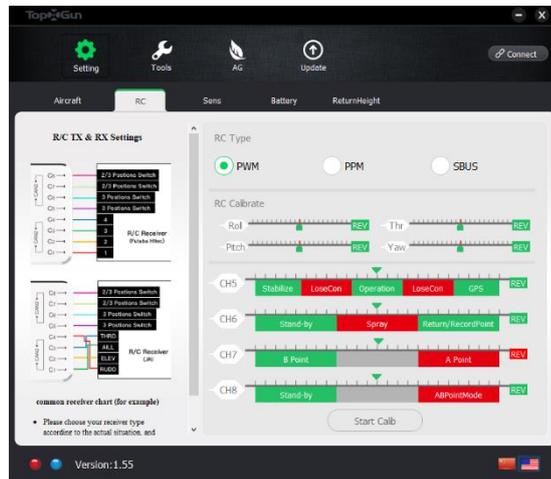


Figura 66-3: Sección RC del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

A continuación, se tiene “Sens” donde se establece el tamaño máximo de la estructura del dron para que el controlador de vuelo pueda calcular de mejor manera distancias y movimientos. Así también se establece las ganancias para refinar la estabilización y actuaciones de vuelo.

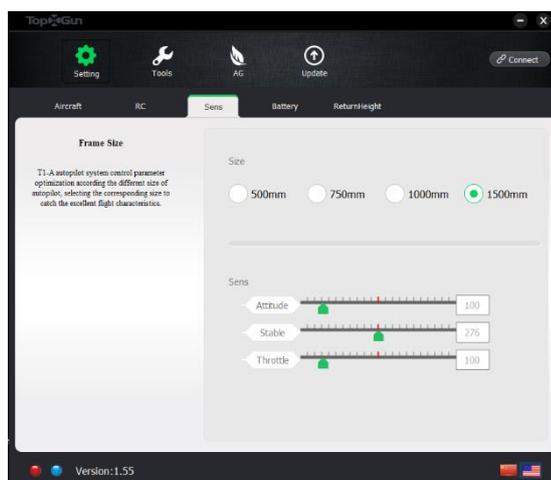


Figura 67-3: Sección Sens del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

En la sección “Battery” se puede calibrar el voltaje nominal de la batería, para esto se debe medir el voltaje real de la batería y si el programa detecta un voltaje diferente, el usuario puede establecer el valor correcto manualmente. Se puede configurar los voltajes mínimos de alarma para proteger la batería; el primero dará una alarma de precaución y el segundo hará que el dron aterrice automáticamente.

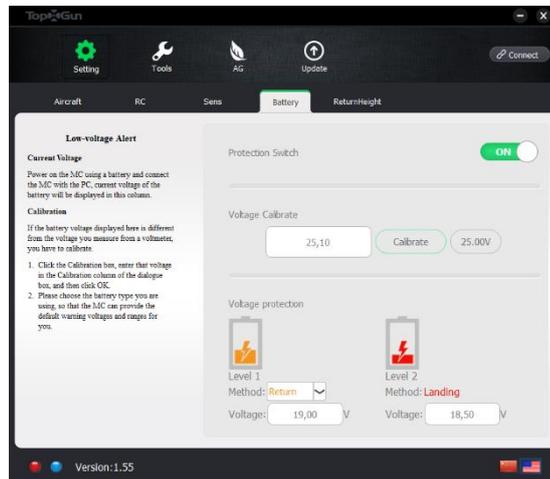


Figura 68-3: Sección Battery del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

La sección “ReturnHeight” permite introducir la altura mínima para que en caso de pérdida de señal de control la aeronave regrese automáticamente al último punto GPS guardado, volando a dicha altura establecida.

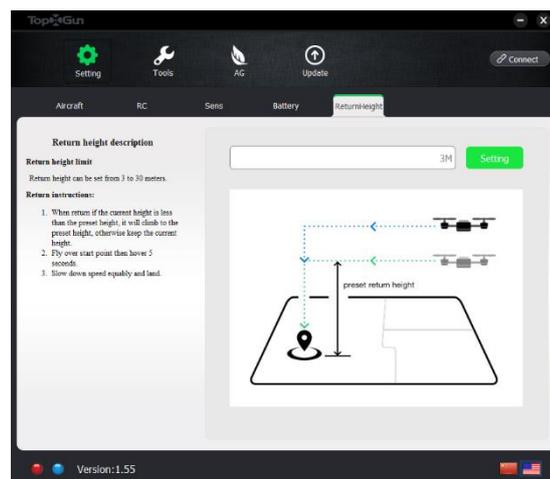


Figura 69-3: Sección ReturnHeight del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

Pasando al índice “Tool” la sección “Motor” permite establecer el comportamiento de respuesta de los motores al accionarlos, pudiendo ser ubicados en 5 posibles graduaciones. Se puede realizar una prueba con el botón de la parte inferior

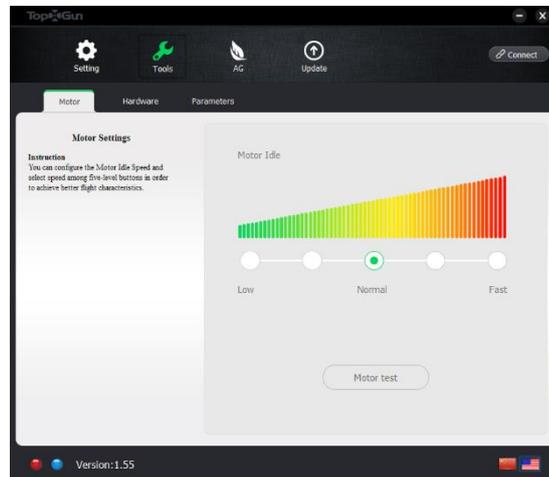


Figura 70-3: Sección Motor del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

La sección “Hardware” se la emplea para comprobar el estado de conexión de los componentes, si llegara a ocurrir alguna falla o anomalía se la observaría con un indicador de color rojo.

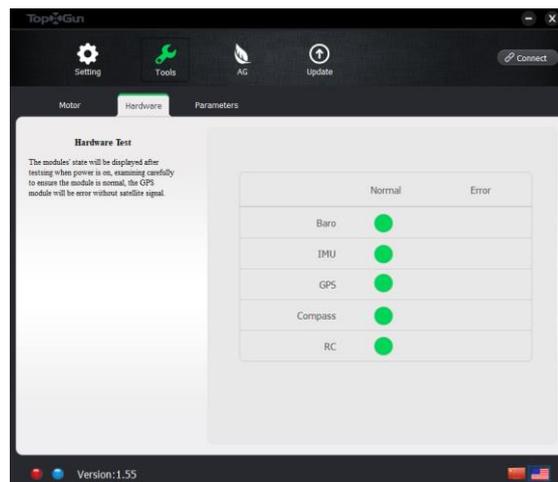


Figura 71-3: Sección Sens del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

La última sección de este índice es “Parameters” aquí se puede tanto exportar como importar el archivo de configuración completa del dron o en su defecto restaurar a los valores de fábrica. Una opción bastante útil en esta ventana es la de “BlackBox” que permite exportar una matriz con todos los movimientos, aceleración, accionamientos de motor, puntos gps, entre otras magnitudes medidas de los últimos 2 vuelos para analizar el comportamiento de la nave en sí.

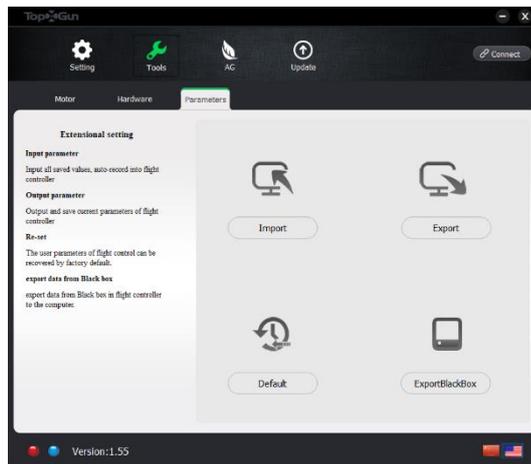


Figura 72-3: Sección Parameters del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

El índice “AG” está dedicado a los parámetros de control de riego, en la sección “SprayWidth” se introduce el ancho de riego manejado por el dron para ayudar al cálculo de viajes y trayectorias en el modo autónomo para cubrir un área de riego.

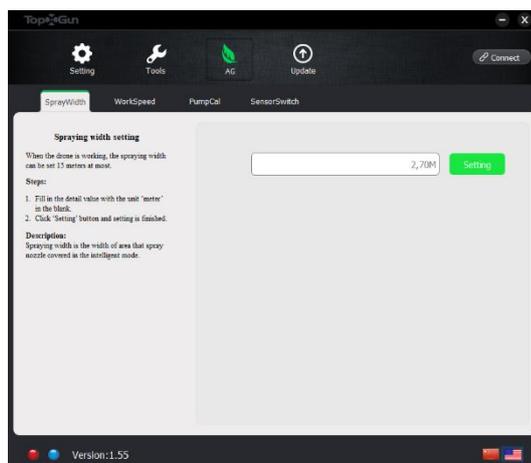


Figura 73-3: Sección AG del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

Continuando con la sección “WorkSpeed” se ingresa la velocidad límite de movimiento para realizar una operación de trabajo en modo automático y semiautomático. La velocidad limite es 10 m/s.

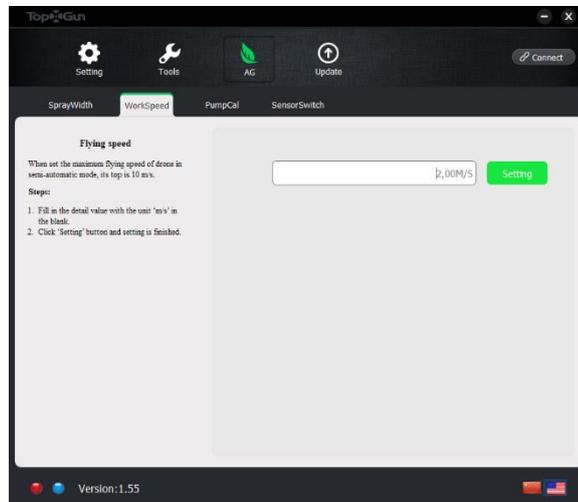


Figura 74-3: Sección WorkSpeed del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

En “PumpCalc” se puede regular la velocidad mínima o máxima de la bomba de riego, también se puede manipular su activación o desactivación sin necesitar el interruptor de radiocontrol.

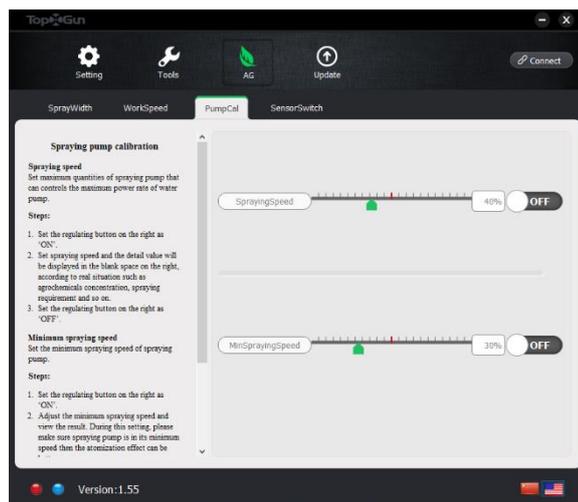


Figura 75-3: Sección Sens del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

La sección “SensorSwitch” reconoce y maneja los sensores que posea la aeronave como el radar para evasión de obstáculos o el sensor de líquido del tanque

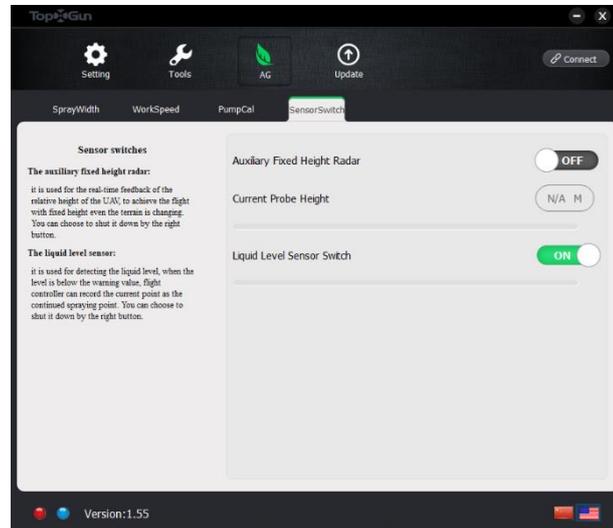


Figura 76-3: Sección Sens del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

El ultimo índice es “Update” utilizado para mantener actualizado el firmware de cada uno de los módulos que conforman el sistema controlador de vuelo.

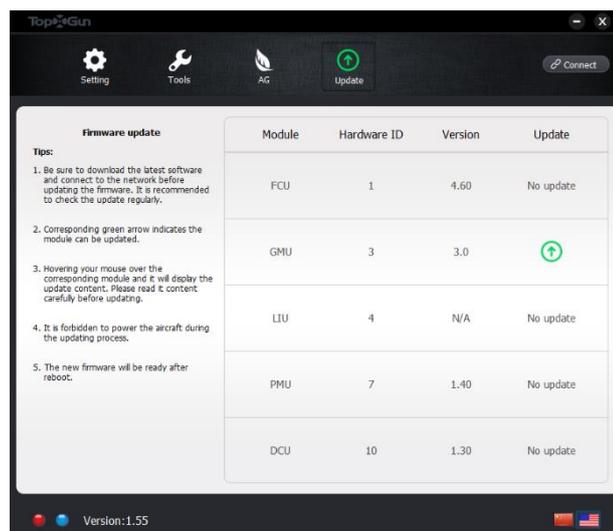


Figura 77-3: Sección Sens del software T1-A Asistant

Fuente: (T1-A Asistant,2020)

Realizado por: Autores

3.15.2. Radio Control

En el siguiente diagrama encontramos la ubicación de los canales principales para el manejo de la aeronave:

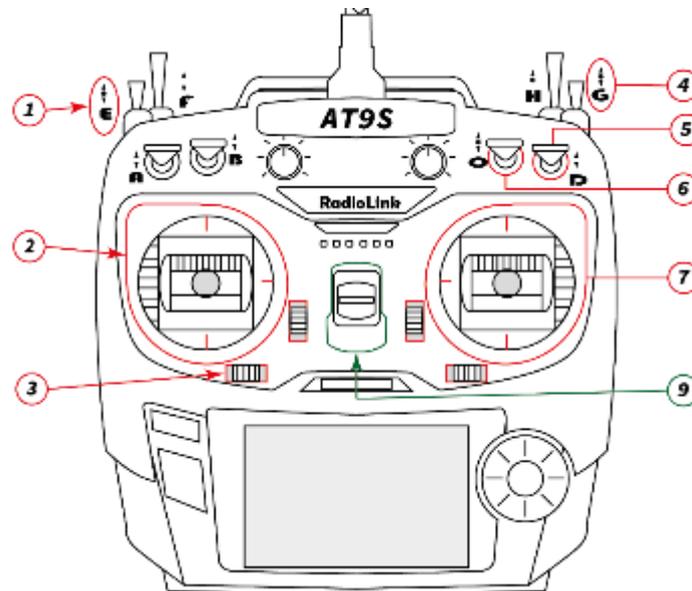


Figura 78-3: Canales de acción para el control de la aeronave

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

1. **Sw E.-** Permite la apertura y cierre manual de la bomba.
2. **Throttle stick.-** este stick es el encargado de elevar verticalmente el dron, y también su rotación sobre el propio eje. Se debe tener mucho cuidado con la manipulación de esta palanca ya que controla la potencia de los motores.
3. **Trim Lever.-** Son 4 pulsadores en el control permiten hacer un ajuste fino para estabilizar el vuelo del dron.
4. **SwG.-** Establecido para el cambio de modo de operación de riego entre *Stand by /A-B Point*. Sirve como alternativa para realizar la operación de riego manual o autónoma.
5. **SwD.-** Establecido para guardar los puntos de referencia para el modo *A-B Point* : p. inicial A (arriba) o p. final B (abajo).
6. **SwG.- Interruptor principal** utilizado para iniciar el proceso de configuración de compas. Permite seleccionar el modo de operación de vuelo: *Stabilize/Operation/GPS*
7. **Elevator stick.-** Permite el pilotaje del dron en dirección paralela al plano horizontal, ya sea hacia adelante, atrás o izquierda, derecha
8. **On/Off Switch.-** Enciende o apaga el control remoto. Para encender debemos verificar que los Sticks estén en la posición correcto por medio de la advertencia en la pantalla led.

3.15.3. Inicialización de la aeronave

Una vez el dron se encuentre alimentado con la batería, y el control remoto encendido. Siempre antes de cada vuelo se debe calibrar el compás de la aeronave para que pueda medir correctamente las magnitudes físicas de su movimiento. Para esto, todos los componentes de la tarjeta controladora deben encontrarse correctamente conectados, sino se podría generarse un error. Para inicializar el modo de calibración se lo hace con el interruptor que corresponda al canal 5.

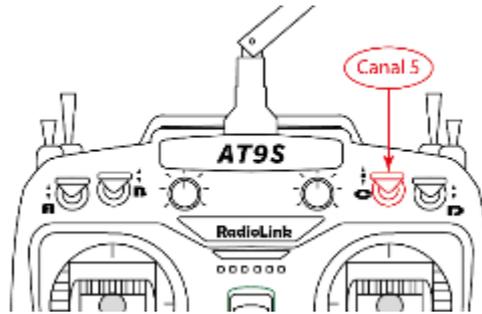


Figura 79-3: Canal para iniciar el modo de calibración

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Para continuar es necesario verificar el cambio de la luz led en el módulo de conexión USB, el cual que nos indicara que movimientos debemos ejecutar para calibrar el compás del dron correctamente. En el siguiente diagrama se muestra el modo correcto de calibrar el compás del dron.

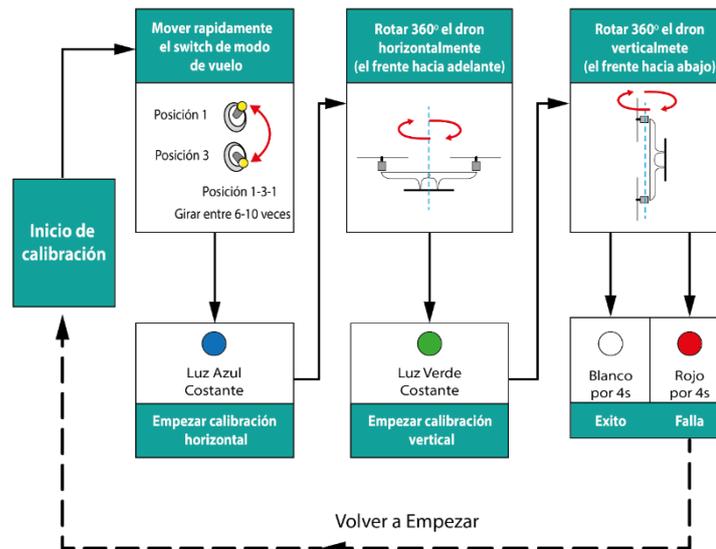


Figura 80-3: Canal para iniciar el modo de calibración

Fuente: (TopXGun, 2016)

Realizado por: Autores

3.15.4. Encendido y apagado de motores

El sistema de vuelo posee un método de seguridad en el cual cualquier movimiento de interruptor o stick se encuentra bloqueada. Para activar el dron se necesita ejecutar La secuencia de desbloqueo y bloqueo respectivamente de los motores es la siguiente:

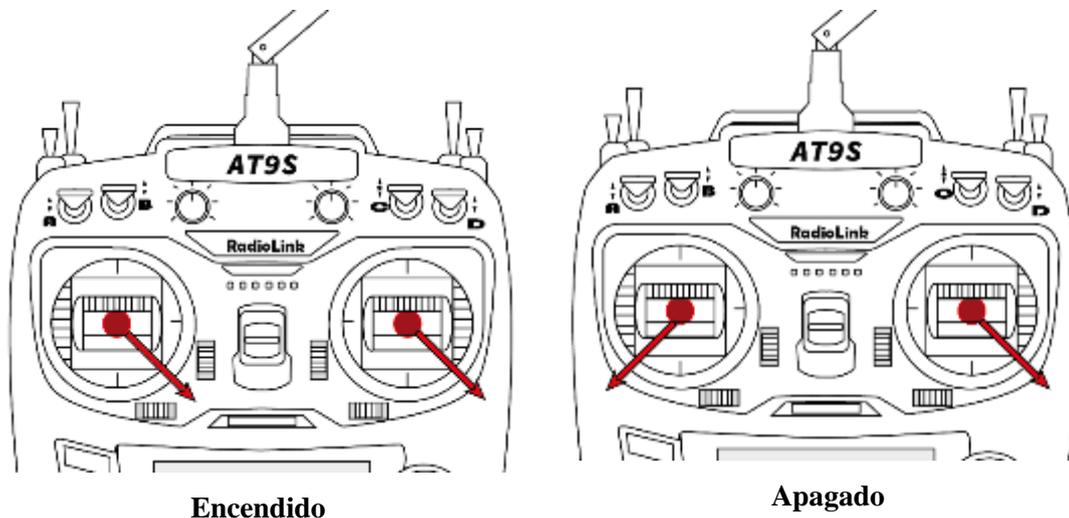


Figura 81-3: Secuencia de encendido y apagado de motores

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Como se indica en la figura izquierda se debe llevar los dos sticks desde su ubicación original, hacia la esquina inferior derecha (visto desde la posición del piloto) y mantener en esa posición hasta observar que los motores se encienden en secuencia. Una vez encendidos todos los motores debemos soltar los sticks y mover ligeramente el stick del throttle hacia arriba para acelerar un poco y mantener los motores encendidos. Nunca se debe realizar este tipo de pruebas con las hélices fijadas a los motores a menos de 3 metros de distancia del dron.

De igual manera si ya se cumplió el trabajo de vuelo y el dron aterrizó, la secuencia de apagado es mover los dos sticks hacia las esquinas opuestas como se muestra en la figura de la derecha.

3.15.5. Operaciones de vuelo

La tarjeta controladora del dron puede ofrecer al usuario 3 modos de vuelo mediante el movimiento de tres posiciones del Sw C (Canal 5). Cada modo de vuelo hace que los controles predeterminados de la nave actúen de una manera estable o más agresiva respectivamente. Estos modos de vuelo se detallan en la tabla a continuación:

Tabla 35-3: Operaciones de vuelo de la aeronave

Modo de Vuelo	Operación con el Stick	Respuesta del dron	Observaciones
Modo Estabilizar	Roll/Pitch	El ángulo de inclinación Roll/Pitch es proporcional al rango de movimiento de su stick.	El dron busca su propia estabilidad por medio de los sensores de posicionamiento y acelerómetro del compas
	Yaw	La velocidad de actuación de Yaw es proporcional al rango del movimiento del stick.	
	Throttle	La potencia de salida del motor corresponde a un valor proporcional de ganancia de aceleración del stick.	
Modo Operación	Roll/Pitch	El ángulo de inclinación de Roll/Pitch será el movimiento directo del stick.	El manejo del dron se vuelve más complicado e inestable; los sensores de posicionamiento y acelerómetro del compás actúan en menor medida
	Yaw	La velocidad de actuación de Yaw corresponde al rango del stick.	
	Throttle	El dron acelera de una manera más agresiva, pero mantiene la altitud cuando ambos sticks estén en la posición media.	
Modo GPS	Roll/Pitch	El control de Roll/Pitch en el dron seguirá la trayectoria precargada. Se limita la velocidad de vuelo hasta 10 m/s como máximo.	El dron vuela de una manera autónoma siguiendo la trayectoria precargada por el sistema de control en tierra
	Yaw	El control de Yaw en el dron seguirá la trayectoria precargada	
	Throttle	La aeronave mantiene altitud cuando el stick está en posición media.	
Modo A/B		Se debe establecer dos puntos que servirán de límites (a través de modo operación o modo estabilizar) para un desplazamiento perpendicular es activado el modo A/B	El vuelo es autónomo y la aeronave se desplaza a lo largo de los límites establecidos

Fuente: (TopXGun, 2016)

Realizado por: Autores

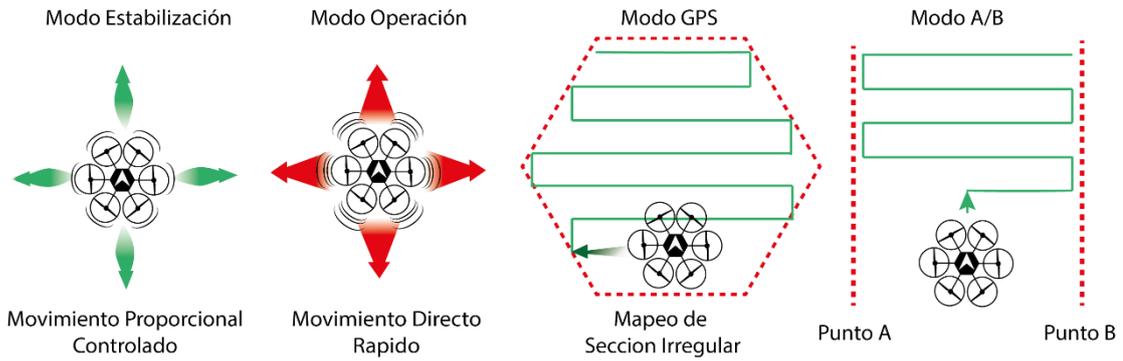


Figura 82-3: Modos de vuelo del dron

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Adicionalmente es necesario una explicación de como operar manualmente el dron. Sin embargo, el manejo en modo manual NO ES RECOMENDABLE debido a la dificultad del pilotaje y sensibilidad de los controles; pudiendo ocasionar descontrol de la aeronave y perdida de altitud. Si debido a razones mayores se necesita realizar un vuelo manual, considere una distancia de por lo menos 3 metros entre el equipo y el usuario o cualquier persona a su alrededor a la hora de trabajar. Adicionalmente es recomendable realizar una configuración del radio control, una curva de acción exponencial en los sticks ayudara a restar sensibilidad al manejo del dron permitiendo un movimiento más suave. A continuación, se muestra un esquema con los movimientos que se generaran al manipular los sticks del control en modo manual

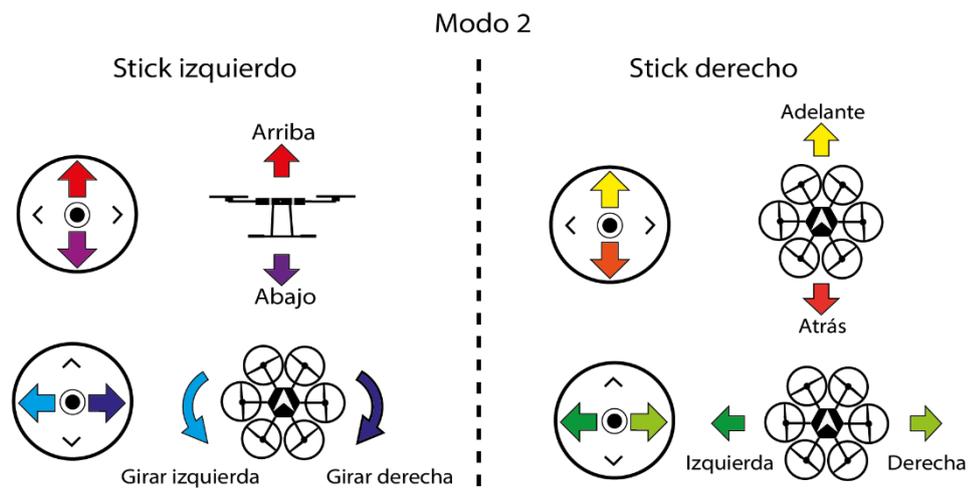


Figura 83-3: Controles y movimientos del dron

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.16. Estrategias de vuelo

Para realizar tareas de riego se las puede hacer de dos maneras, la primera es activando la bomba y volando manualmente para cubrir el área de campo; la segunda es mediante el vuelo autónomo. La segunda opción resulta más sencilla con la ayuda del Software para Android llamado Agri Mgmt proporcionado por TopXGun es posible establecer algunas estrategias de trabajo. Algunos parámetros de configuración para que una tarea de riego sea exitosa, se explican más adelante.



Figura 84-3: Icono de acceso e interfaz del software Agri Mgmt

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

3.16.1. Trazado de ruta manual

El software Agri Mgmt permite establecer tareas para ser cargadas a la memoria del dron, el proceso a seguir es el siguiente.

1. Dentro de la interfaz de la aplicación, en la esquina derecha se encuentra el menú que se muestra, en el cual debemos inicializar una nueva tarea a realizar en la opción *Task*.
2. Seleccionamos *New Task*.

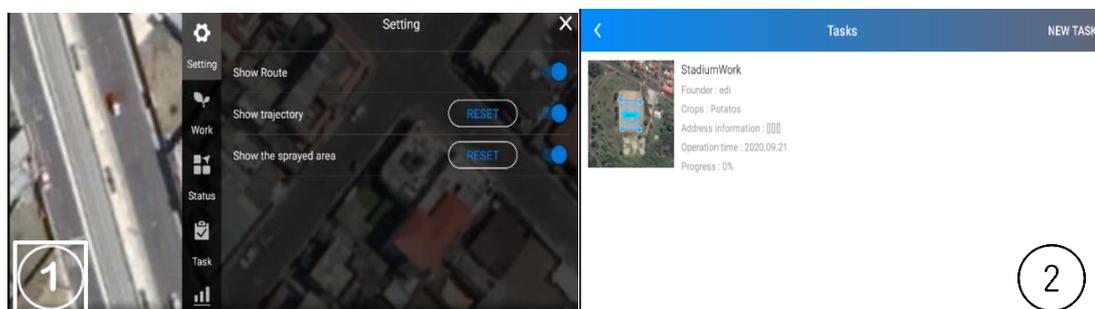


Figura 85-3: Interfaz para configurar una nueva tarea de riego software Agri Mgmt

Fuente: (Agri Mgmt, 2020)

Realizado por: Autores

3. Una vez ubicado el terreno a trabajar, trazaremos los límites de área necesaria en *New Plot*.
4. Dentro de este existen algunas opciones son características propias, pero la opción más recomendada es el mapeo manual. Nos permitirá trazar límites personalizados e incluso mapear terrenos irregulares

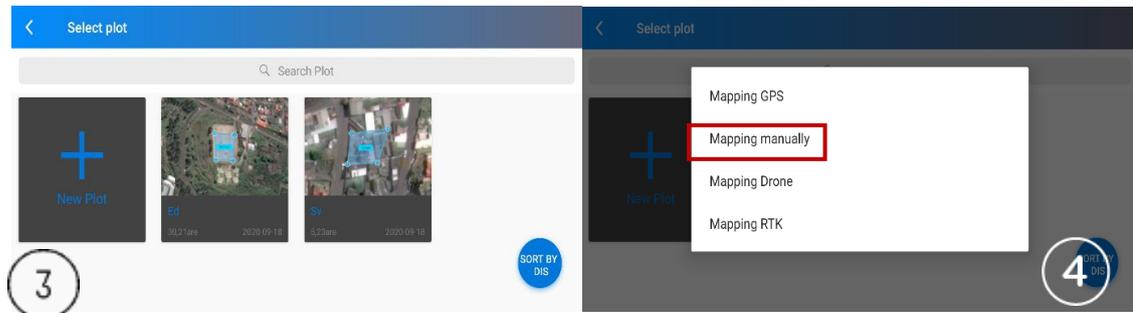


Figura 86-3: Interfaz para dibujar mapeo manual software Agri Mgmt

Fuente: (Agri Mgmt, 2020)

Realizado por: Autores

5. Ingresamos el nombre del campo
6. Para ubicar los límites ubicamos el cursor azul en cada esquina y hacemos clic en RBI para guardarla, observaremos como se forma el área de 3 o 4 puntos, el cual dará distancia punto a punto y área total.

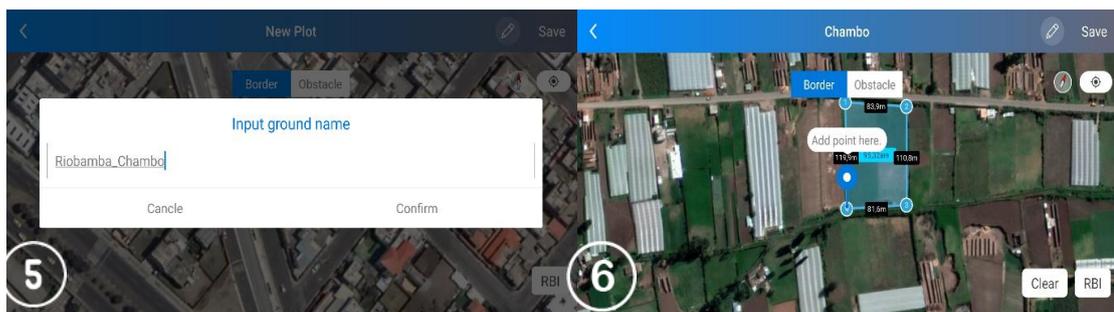


Figura 87-3: Interfaz para ubicación de puntos coordenados software Agri Mgmt

Fuente:(Agri Mgmt, 2020)

Realizado por: Autores

7. Con este proceso ya tendremos un nuevo terreno a trabajar. En la pantalla se muestran más ejemplos de trazados.

8. Seleccionamos el *plot* a trabajar y encontramos la pantalla de configuración de características para vuelo del dron, estas son altura de vuelo (*Height*), Velocidad de avance (*Speed*), Espaciado entre líneas (*Space*), Distancia de vuelo al margen del cultivo (*Margin*), y tipo de giro entre *CT* y *ST*.

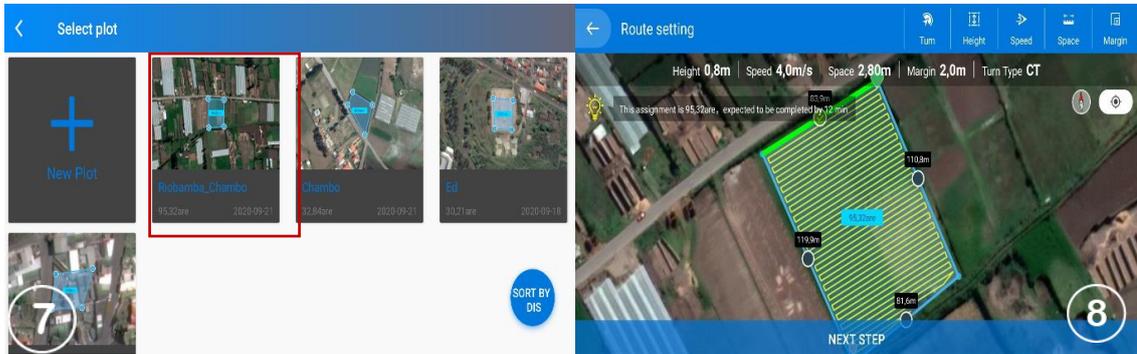


Figura 88-3: Interfaz para establecer trayectoria de vuelo software Agri Mgmt

Fuente: (Agri Mgmt, 2020)

Realizado por: Autores

9. Estableciendo la configuración podemos ver el trazado de vuelo que va a tener el dron. Continuamos el ingreso de datos en *Next Step*. En esta pantalla se podrá verificar y corroborar que los datos ingresados sean los correctos antes de comenzar a trabajar.
10. También tenemos la posibilidad de ingresar datos como nombre de la tarea (*Task Name*), tipo de cultivo (*Crops*), y en notas podemos guardar el nombre del dueño del cultivo, químico utilizado y cualquier dato que se quiera tener en cuenta luego.

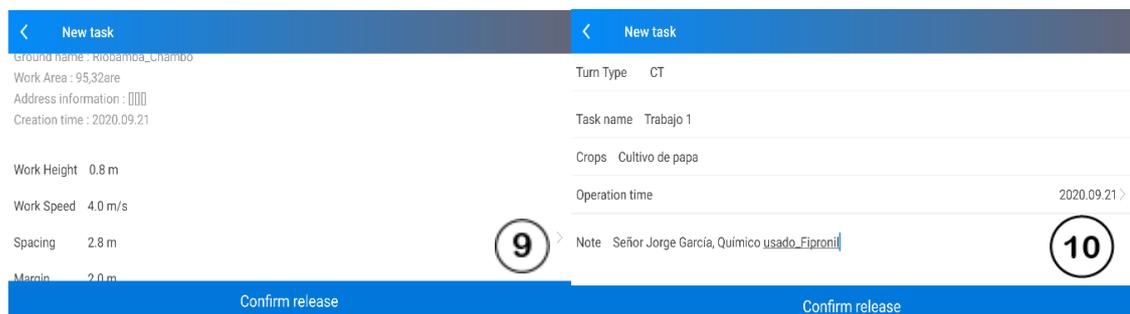


Figura 89-3: Interfaz para ingresar parámetros de vuelo software Agri Mgmt

Fuente: (Agri Mgmt, 2020)

Realizado por: Autores

3.16.2. Puntos de recarga de agroquímico

Existe la posibilidad de que el tanque llegue a su límite inferior sin finalizar la tarea por la extensión del cultivo. Dependiendo de la velocidad establecida para el movimiento del dron, la autonomía promedio de la batería (de 10 minutos) va a permitir realizar más o menos números de viajes para completar el trabajo en un área de cultivo. Consecuentemente será necesario tener puntos de recargar dinámicos de agroquímico para evitar que el equipo regrese a su punto de inicio y optimizar el vuelo.

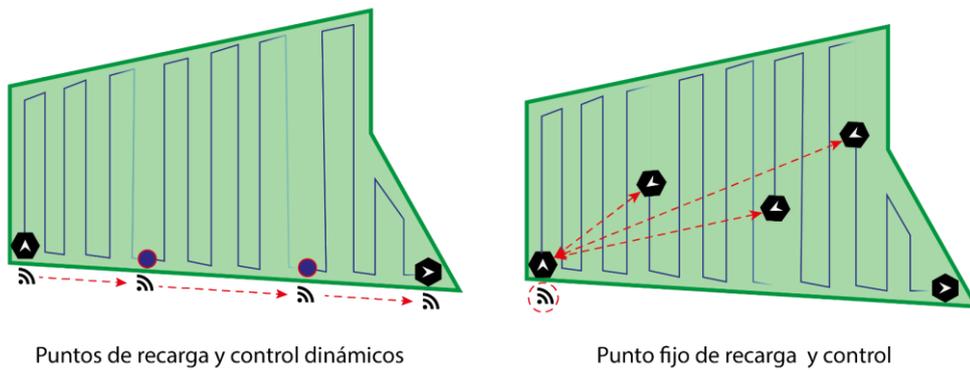


Figura 90-3: Estrategia de vuelo de puntos de recarga de liquido

Fuente: Autores

Realizado por: Autores

Para esto el programa nos da la posibilidad de delimitar la trayectoria a completar y establecer un nuevo punto de inicio para empezar el trabajo con el tanque cargado nuevamente. Para mover el punto de recarga a otro lugar, movemos la barra en la parte inferior de la pantalla con el punto azul hasta llegar al lugar que se requiera. En la pantalla se muestra un ejemplo de un nuevo punto de recarga, establecido cuando la tarea ya está cumplida en un 34%.



Figura 91-3: Interfaz para establecer puntos de recarga software Agri Mgmt

Fuente: (Agri Mgmt, 2020)

Realizado por: Autores

CAPITULO IV

4. RESULTADOS

En el presente capítulo se presentan evidencias de las pruebas de vuelo realizadas y los resultados obtenidos, con el objetivo de comprobar el desempeño de la aeronave tanto en la parte mecánica como la electrónica. Las pruebas de vuelo se realizaron bajo las condiciones que en el día propiciaba como velocidad de viento y temperatura. Se opto por establecer una hoja de vuelo para un mejor entendimiento de los resultados de las pruebas de vuelo realizadas. Además, luego de las pruebas de vuelo se realizó un análisis térmico de los componentes del dron para verificar el rango térmico de funcionamiento de componentes electrónicos y los motores con ayuda de una cámara termográfica.

4.1. Pruebas de vuelo

Una vez terminado el proceso de construcción del dron, el siguiente paso fue probar su funcionamiento. Para esto se realizaron pruebas de vuelo las cuales incluyen varios intentos de elevación con cambios en parámetros como calibración, nivel de batería, velocidad de viento, carga útil, etc. Esto con el objetivo de corregir posibles problemas de diseño mecánico o en la configuración electrónica del dron. Se realizo un registro de cada prueba de vuelo incluyendo la mayor cantidad de datos disponibles para un posterior análisis y discusión de problemas.



Figura 1-4: Pruebas de vuelo realizadas en campo abierto

Fuente: Autores

4.1.1. Prueba de vuelo 1

MOVIMIENTOS DE ELEVACION Y DESCENSO, SIN CARGA

Objetivos

- Comprobar la estabilidad de vuelo y aterrizaje del equipo sin carga útil.
- Analizar la sinergia entre los componentes eléctricos y la parte mecánica del dron.
- Verificar la activación del sistema de aspersión.

Localización

Sitio:	Plaza 5 de Junio Baños
Altitud:	1820 m.s.n.m.
Clima:	Soleado despejado
Velocidad del viento:	<6 – 8> m/s
Hora:	3:30 pm
Carga de batería	100%

Actividades a realizar.

Con el equipo construido en su totalidad, las primeras pruebas a realizar son para verificar la estabilidad que posee, tanto en su elevación, vuelo a punto fijo y el aterrizaje. En este caso para la primera prueba se realizaron las siguientes actividades.

- Calibrar la aeronave siguiendo las recomendaciones presentadas en el Manual de Operaciones y Mantenimiento (“ANEXO A”).
- Establecer una distancia de seguridad entre el operario y el equipo mínima de 3 metros.
- Desplegar las hélices y comprobar el ajuste de las mismas
- Conectar la batería a la placa de distribución para suministrar energía al dron.
- Encender los motores y observar que el sentido de rotación de las hélices sea el correcto.
- Empezar a aumentar la potencia de los motores lentamente hasta observar que la aeronave se eleva pocos centímetros.
- Elevar el equipo a una altura de 1 metro y mantener el vuelo estable.

- Comprobar respuesta de motores y recuperación del controlador de vuelo.
- Encender los aspersores de riego para observar su funcionamiento
- Reducir la potencia de los motores progresivamente hasta lograr un aterrizaje seguro y estable.

Observaciones.

- Luego de esta prueba se observa que la elevación del dron es bastante estable a 1 metro de altura aproximadamente.
- Se presentan movimientos bruscos de la aeronave al momento de desplazarla fuera de punto fijo con el control remoto.
- Los aspersores actúan de manera adecuada, pero la estela que generan resulta muy poco visible, pero son efectivos de igual manera.
- El aterrizaje es suficiente firme si primero se busca una estabilización del dron a punto fijo y se reduce la potencia de manera lenta y progresiva.



Figura 2-4: Prueba vuelo con movimientos de elevación área abierta.

Fuente: Autores



Figura 3-4: Prueba vuelo con movimientos de elevación y encendido de aspersores

Fuente: Autores

4.1.2. Prueba de vuelo 2

VUELO DE MOVIMIENTOS LATERALES, CON CARGA VARIABLE

Objetivos

- Comprobar la estabilidad y tiempo de vuelo al levantar 2 kg de carga.
- Verificar el desempeño de la comunicación entre el mando y respuesta en el aire del controlador de vuelo
- Verificar si el sistema de aspersión responde al mando en tierra.

Localización

Sitio:	Estadio San Cristóbal de Patate
Área:	8356 m ²
Altitud:	2254 m.s.n.m.
Clima:	Soleado despejado
Velocidad del viento:	<8-10> m/s
Hora:	13:45 pm
Carga de batería	100%

Actividades a realizar.

Para el desarrollo de esta prueba de vuelo, se añadió líquido al tanque de tal manera que sean 2 kg de carga útil a levantar por el dron para iniciar. Se realizó con anticipación una nueva nivelación y posicionamiento de motores respecto al centro del cuadro. Se realizó el cambio completo del juego de hélices, ya que se encontraban bastante desgastadas por los percances sufridos en pruebas realizadas durante la construcción del dron. Además, se corrigieron las curvas de movimiento en cuanto a la proporción de potencia entregada por el control remoto. A continuación, se desglosan las actividades que se realizaron.

- Ubicar el dron a una distancia adecuada para precautelar la seguridad de los operarios.
- Suministrar energía conectando la batería a la placa distribuidora
- Calibrar la aeronave siguiendo las recomendaciones presentadas en el Manual de Operaciones y Mantenimiento (ANEXO A).
- Cargar el líquido hasta la marca deseada

- Encender aspersores y realizar purga con válvulas de venteo abiertas para eliminar posibles secciones de aire del sistema.
- Encender los motores utilizando la secuencia correcta y verificar que la potencia de elevación sea igual en los 6 motores.
- Aumentar progresivamente la potencia de los motores corrigiendo posibles movimientos inesperados, hasta observar que el equipo despeja del suelo.
- Elevar y mantener una altura entre 4 a 20 metros.
- Cronometrar el tiempo que permanece volando en el aire
- Realizar desplazamiento laterales y giros para verificar la respuesta a la distancia del radiocontrol.
- Verificar la estabilidad de vuelo a esta altura hasta un tiempo mínimo de 10 minutos.
- Encender los aspersores de riego en el aire para observar su funcionamiento hasta el nivel mínimo del tanque.
- Volver al punto más cercano al inicio y estabilizar vuelo a punto fijo.
- Disminuir de manera progresiva la potencia en los motores hasta lograr un descenso suave pero sostenido.
- Aterrizar lentamente, apagar los motores y bloquear el giro de las hélices con la secuencia adecuada.
- Revisar integridad del dron en búsqueda de alguna anomalía en la estructura que se pudiera exteriorizar debido al vuelo o aterrizaje
- Comprobar el porcentaje de batería utilizado y revisar si existe alguna elevación de temperatura en los componentes.

Observaciones

- Una vez se ha concluido con la prueba se observa que el dron despega a vuelo sin mayor dificultad teniendo en cuenta que el peso total de la aeronave es de 12 Kg.
- La estructura del dron no presenta ninguna anomalía o deformación, a causa de la altura del aterrizaje
- Al tratar de mantener un vuelo estático existe un desplazamiento entre +- 1 metro de desviación.
- La estabilidad de vuelo es muy buena a una altura aproximada de 15 metros.

- Luego de cumplir con un tiempo de vuelo mínimo de 10 minutos, se realizó una prueba de aspersión para comprobar su funcionamiento
- El líquido rociado por los aspersores sigue mantenido un espectro bastante difícil de observar durante su funcionamiento
- La batería mantiene un 75% de carga y ningún componente presenta un recalentamiento.



Figura 4-4: Prueba vuelo con movimientos laterales con 2 Kg de carga útil.

Fuente: Autores



Figura 5-4: Aspersores activados, muestra del espectro de riego .

Fuente: Autores

4.1.3. Prueba de vuelo 3

MOVIMIENTOS DE DESPLAZAMIENTO, CON CARGA MAXIMA DE 5 KG.

Objetivos

- Verificar la estabilidad de vuelo del dron con carga máxima de 5 Kg.
- Comprobar el desempeño del equipo al realizar desplazamientos de ascenso, descenso y en diferentes trayectorias con carga completa.

Localización

Sitio:	Estadio San Cristóbal de Patate
Área:	8356 m ²
Altitud:	2254 m.s.n.m.
Clima:	Soleado despejado
Velocidad del viento:	<8-9> m/s
Hora:	14:23 pm
Carga de batería	75%

Actividades a realizar.

- Calibrar la aeronave siguiendo las recomendaciones presentadas en el Manual de Operaciones y Mantenimiento (ANEXO A).
- Cargar el tanque de la aeronave de 5 litros en su totalidad.
- Establecer la comunicación entre el dron y el mando mediante el encendido de los motores.
- Empezar a suministrar energía progresivamente al equipo hasta observar que se vence el peso inicial y se eleva un poco el equipo.
- Elevar la aeronave a una altura de por lo menos 3 metros de altura y mantener.
- Verificar la estabilidad de vuelo a esta altura y realizar movimientos leves en diferentes direcciones.
- Cronometrar el tiempo que permanece en el aire con una carga máxima sin realizar aspersión.

- Si se observa que el tiempo de vuelo supera 8 minutos mínimos a la misma potencia, regresar al punto de inicio más cercano, estabilizar y empezar a disminuir la potencia del equipo hasta lograr un aterrizaje seguro y estable.
- Apagar los motores y esperar a que se detengan las hélices por completo.
- Verificar el porcentaje de carga de la batería al finalizar la prueba.
- Observar si se presenta algún calentamiento en los componentes electrónicos.
- Desconectar la batería y finalizar la prueba de vuelo a carga máxima.

Observaciones

- Al añadir una carga útil de 5 kg, el dron despegar de una manera más complicada con un peso total de 15 Kg, además el control de se torna un poco resistivo al intentar cambiar la trayectoria debido a la inercia de la carga.
- Existen pequeñas ráfagas de viento que descontrolan al dron, pero recupera la estabilidad de una manera conveniente.
- Teniendo en cuenta que para esta prueba de vuelo el porcentaje de batería se encontraba en 75%, El equipo superó un tiempo de vuelo de 8 minutos a plena carga, lo cual se considera muy sobresaliente en cuanto a desempeño.
- No se presentan sobrecalentamientos en ningún componente, las temperaturas se mantienen dentro de su rango de funcionamiento. En los motores la temperatura no supera los 64 °C.
- La aeronave responde correctamente a operaciones de desplazamiento y se mantiene estable.
- Luego de 8 minutos de vuelo, la batería se ha descargado hasta su límite de seguridad estimando, cumpliendo los tiempos planteados al inicio del proyecto.



Figura 6-4: Prueba vuelo con movimientos de desplazamiento con 5 Kg de carga útil.

Fuente: Autores

4.1.4. Prueba de vuelo 4

MOVIMIENTOS DE DESPLAZAMIENTO CON RIEGO

Objetivos

- Verificar la estabilidad de vuelo de avance
- Comprobar funcionamiento de aspersores y alcance de gotas de riego

Localización

Sitio:	Estadio San Cristóbal de Patate
Altitud:	2254 m.s.n.m.
Clima:	Soleado nublado
Velocidad del viento:	<7-11> m/s
Hora:	11:03 am
Carga de batería	100%

Actividades a realizar.

En esta prueba se buscó comprobar el alcance de los aspersores a pleno vuelo, para eso se emplearon papeles hidro sensibles de la marca Syngenta. Se dispersaron varias láminas de prueba a lo largo del campo para que la aeronave los sobrevuele mientras los aspersores se encuentran activados. Una vez se mojan las láminas, estas cambian de color permitiendo observar la disposición de las partículas que tocaron la superficie. El procedimiento completo se la realizo de la siguiente manera.

- Revisar el área de riego para identificar posibles elementos obstructores.
- Sujetar papel hidro sensible en las clavijas.
- Ubicar clavijas y papeles hidro sensibles a diferentes niveles alrededor del campo de prueba.
- Calibrar la aeronave siguiendo las recomendaciones presentadas en el Manual de Operaciones y Mantenimiento (ANEXO A).
- Cargar el tanque de la aeronave en su totalidad.
- Revisar posiciones de seguridad de interruptores y joysticks del control remoto.

- Establecer la comunicación entre el dron y el mando mediante el encendido de los motores.
- Encender los motores utilizando la secuencia correcta y verificar que la potencia de elevación sea igual en los 6 motores.
- Aumentar progresivamente la potencia de los motores corrigiendo posibles movimientos inesperados, hasta observar que el equipo despeja del suelo.
- Elevar la aeronave a una altura de por lo menos 3 metros de altura
- Mantener estabilidad, encender bomba de riego y mantenerlo en vuelo continuo de recorrido normal.
- Realizar un recorrido homogéneo sobre el campo de prueba.
- Regresar al punto más cercano de inicio, estabilizar y comenzar descenso
- Apagar los motores y esperar a que se detengan las hélices por completo.
- Bloquear motores con la secuencia adecuada.
- Verificar el porcentaje de carga de la batería al aterrizar.
- Observar si se presenta algún calentamiento en los componentes electrónicos y en los cables.
- Repetir el procedimiento las veces que la autonomía de la batería lo permita
- Desconectar la batería.
- Finalizar la prueba de vuelo

Observaciones.

- Se repite la dificultad para realizar una elevación nivelada, se debe estar muy pendiente para realizar correcciones rápidas hasta que el dron venza la inercia del peso y se despegue del suelo
- Debido a las condiciones climáticas de luz en esta ocasión permite que se pueda observar el espectro de riego. Mismo que presenta un amplio ancho de cobertura.
- El espectro es corroborado con los papeles hidro sensibles que se encuentran impregnados adecuadamente con las gotas recibidas de los aspersores en una operación de fumigación.
- No se presentan sobrecalentamientos en ningún componente, las temperaturas se mantienen dentro de su rango de funcionamiento.
- La aeronave responde un poco resistiva al cambio de dirección, pero actúa correctamente a operaciones de desplazamiento continuo y se mantiene estable.



Figura 7-4: Ubicación de clavijas con papeles hidro sensibles.

Fuente: Autores



Figura 8-4: Prueba vuelo con accionamiento de riego

Fuente: Autores

4.2. Pruebas termográficas

Finalmente, para comprobar el rango de comportamiento térmico de todos los componentes, se realizaron una serie de termografías que permiten registrar las zonas de mayor temperatura. De esta manera podemos verificar el estado de trabajo de los mismos y por ende determinar que la selección de componentes como ESC, cables o conectores fue adecuada.

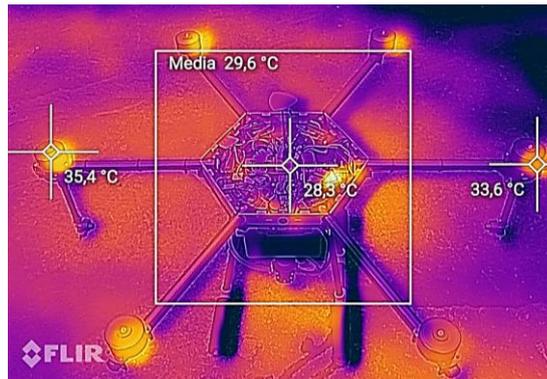


Figura 9-4: Termografía general del dron con marcadores puntuales

Fuente: Autores

Desde un plano general mientras el dron esta encendido en vacío y aterrizado se puede observar que la temperatura se encuentra dentro de los límites permisibles tanto para los componentes de control principales como para los motores. Internamente, los ESC y el transmisor de video son los que presenta un calentamiento palpable, pero en conjunto no superan los 45°C de temperatura

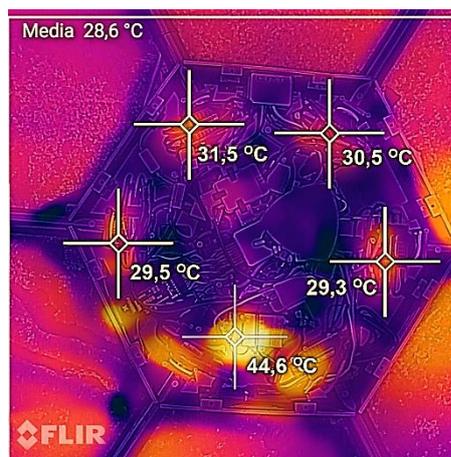


Figura 10-4: Termografía con marcadores en ESC en vacío

Fuente: Autores

Por otro lado, si se compara las temperaturas obtenidas posterior a una prueba de vuelo, la diferencia es algo considerable, pero nada alarmante, ya que 66°C sigue estando dentro de los límites de 80°C nominales y los 120°C máximos que los fabricantes establecen como catastrófico.

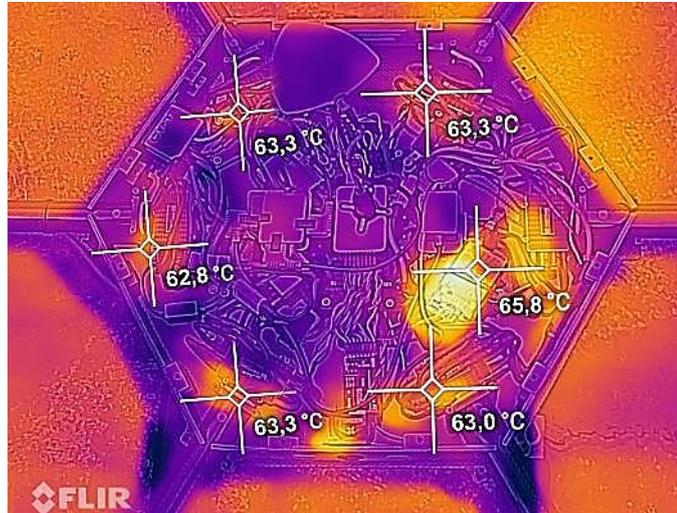


Figura 11-4: Termografía con marcadores en ESC posterior a prueba de vuelo.

Fuente: Autores

Los motores encendidos en vacío presentan un rango térmico que se encuentra entre 31.3°C y 39.1°C en vacío. La temperatura es algo elevada debido a que para examinar los motores mientras están encendidos se les quitó las hélices por razones de seguridad. Estas temperaturas de operación deberían ser más controladas cuando operen con hélices a causa de que estas al impulsar el aire lo fuerzan a circular por el motor para enfriarlo. En todo caso, se consideran como temperaturas normales.

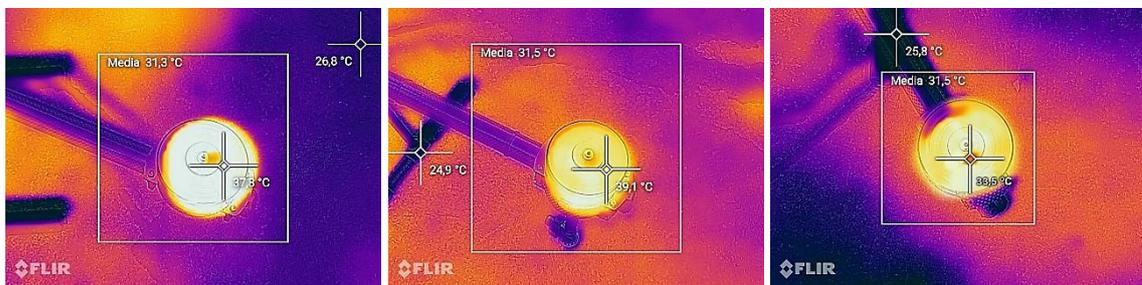


Figura 12-4: Termografías de cada motor después de prueba en vacío.

Fuente: Autores

Tomando en cuenta lo anteriormente mencionado, posterior a la prueba de vuelo con carga los motores han aterrizado con temperaturas cercanas a los 70°C irradiando un poco de calor al ambiente. Este comportamiento térmico se sigue encontrando dentro del rango moderado de temperatura de trabajo, pero si se llegara sobrepasar puede verse reducidas las prestaciones del equipo, llegando a apagarse en pleno vuelo para autoprotgerse o en el peor de los casos averiar los magnetos del motor. Por lo que se recomienda no forzar o sobre cargar al dron por sobre sus características de diseño.



Figura 13-4: Termografías de cada motor después de prueba con carga.

Fuente: Autores

En la parte inferior de la estructura el punto térmico más significativo es el de la bomba durante la operación de la misma. Esta se mantiene una temperatura estable de 26°C. Por otro lado, la batería y el tanque presentan una temperatura inferior a los 25°C debido a al almacenamiento del líquido.



Figura 14-4: Termografías de la bomba, batería y tanque de agua con marcadores

Fuente: Autores

4.3. Pruebas hidro sensibles

Para poder comprobar la correcta distribución sobre el terreno de los aspersores, se decidió emplear papeles hidro sensibles. Estas tarjetas presentan un recubrimiento especial el cual al entrar en contacto con líquidos como agua o aceite cambian de color. Esto permite al usuario determinar si la repartición de gotas del riego es adecuado, en relación al número de gotas por cm^2 y al tamaño de gota promedio.



Figura 15-4: Papeles hidro sensibles para pruebas en campo

Fuente: Autores

Se pudo adquirir papeles de 3 pulgadas x 1 pulgada de tamaño, los cuales serán empleados con dos métodos de repartición de láminas de prueba. La primera por medio de clavijas las cuales ubican los papeles a una altura de 40 cm por sobre el suelo y otra distribución a ras de suelo. Esto con el fin de ver la variación de tamaño de gota que existe con respecto a la altura de impacto.



Figura 16-4: Ubicación de papeles hidro sensibles en clavijas y a ras de suelo prueba en campo

Fuente: Autores

Cada lamina se encontraba ubicada a una distancia de 3 metros a la redonda de la siguiente. La nave fumigadora sobrevoló las áreas necesarias a una altura de 3m y 5 m con el sistema de bombeo activo. Las láminas hidro sensibles quedaron impregnadas de rocío en un tono azulado brillante.

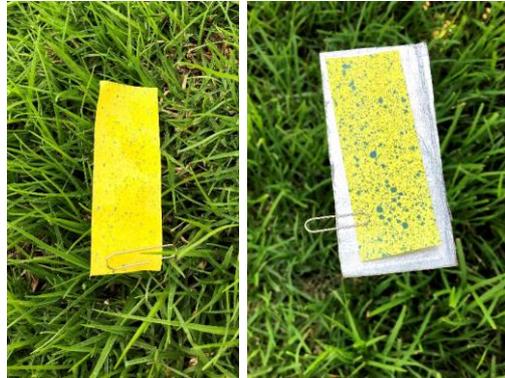


Figura 17-4: Espectro impregnado en papeles hidro sensibles

Fuente: Autores

Con el espectro impregnado y con la guía en el manual de uso de las láminas lo que continua es revisar cada muestra obtenida de acuerdo a un patrón que encierra un área de 1cm^2 . Simplemente se trata de evaluar el número de gotas que se ubican en ese espacio. Al tener varias láminas de prueba se realiza un promedio de secciones al azar de las láminas.

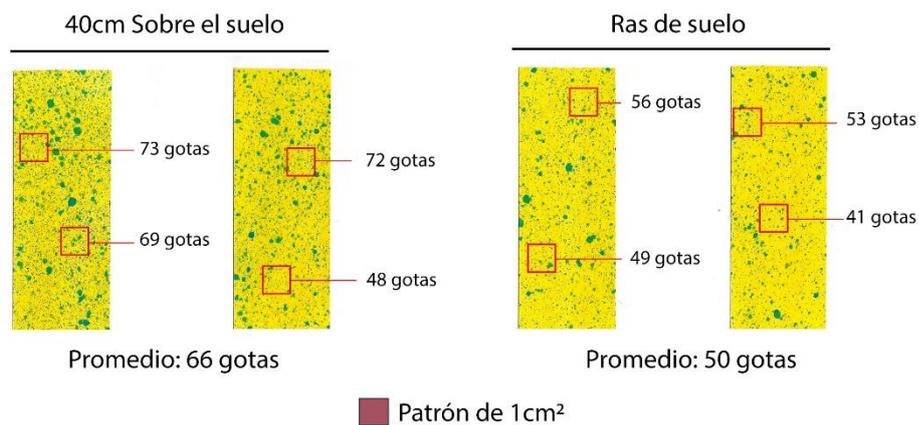


Figura 18-4: Numero de gotas en laminas, sobrevuelo a 3 metros

Fuente: Autores

Con un desplazamiento a una altura de 3 metros, las láminas que se encontraban más alto del suelo presentan un numero de gotas bastante bueno por encima de las 50 gotas/ cm^2 En cuanto a las láminas a ras de suelo, el tamaño de gotas disminuye, pero en número sigue siendo efectivo.

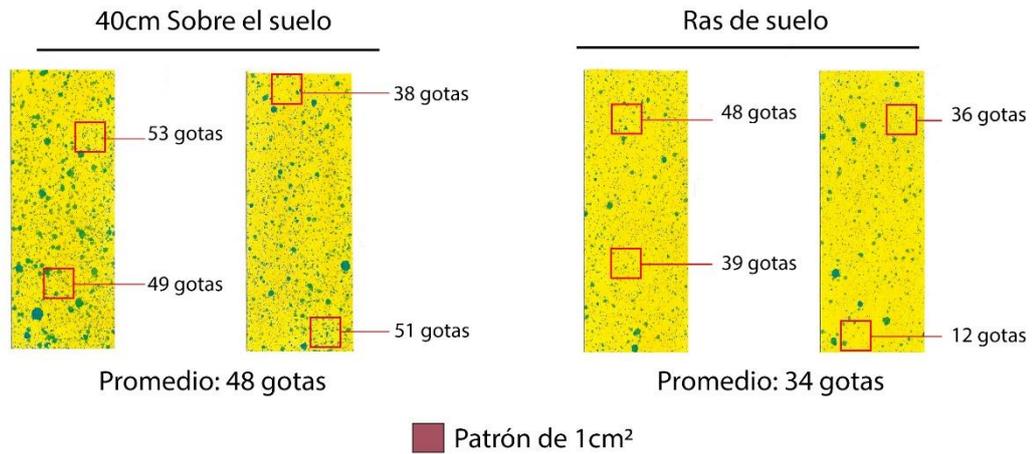


Figura 19-4: Numero de gotas en laminas, sobrevuelo a 5 metros

Fuente: Autores

Como se preveía, al aumentar la altura de vuelo a 5m, las gotas que impactan disminuyen en número por efecto de la resistencia del aire y la temperatura. Para este caso a simple vista el tamaño de gota es parecido en las dos localizaciones, pero variando en cantidad y por ende el área de cobertura. Entonces esta altura se determina como la máxima para un vuelo de fumigación por encima del suelo ya que apenas se logra el promedio de 48 gotas por cm^2 .

Para cuantificar el tamaño de gota de una manera rápida en el manual se cuenta con diferentes patrones de distribución para poder comparar con las muestras. Como se observa a continuación:

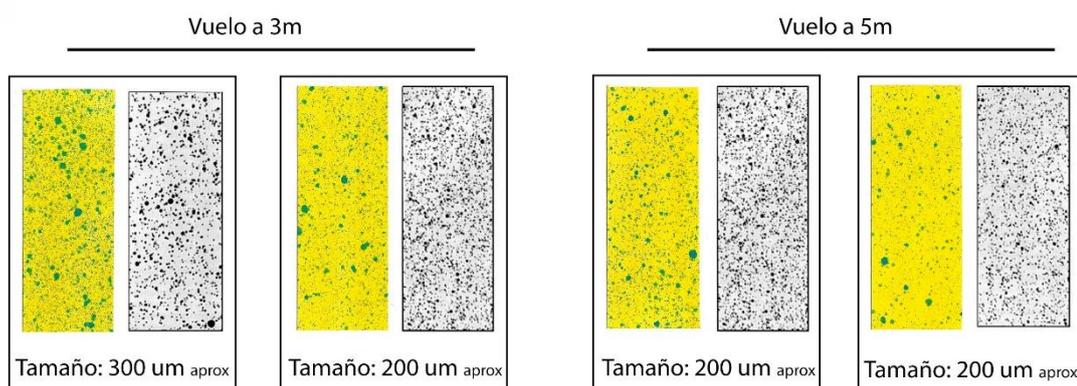


Figura 20-4: Comparación de tamaño de gota en el espectro

Fuente: (Syngenta, 2020)

Realizado por: Autores

CONCLUSIONES

Tras finalizar con el diseño y construcción del dron fumigador se puede concluir lo siguiente:

- El diseño y construcción del dron para fumigación el cual fue nombrado como “Wayra A-1”, presenta características de trabajo que cumplen con todos los requerimientos establecidos al inicio del presente proyecto, manteniendo temperaturas estándar en los equipos electrónicos durante su trabajo; funcionando apropiadamente siendo así capaz levantar una carga útil de hasta 5Kg un tiempo promedio de 9 minutos.
- La recopilación bibliográfica obtenida, y especialmente la Teoría de la Cantidad de Movimiento son las bases para el desarrollo y cálculos iniciales para delimitar los parámetros necesarios en un proceso iterativo para la selección de componentes de un dron. Encontrando así una combinación de componentes que otorgó una relación peso/potencia optima, misma que fue comprobada por medio del software eCalc para diseño de multirrotores
- El modelado 3D del prototipo fue desarrollado con la ayuda del software SolidWorks, un paso esencial ya que ayudó a experimentar con diferentes configuraciones y disposiciones de elementos logrando delimitar las dimensiones principales para construcción la aeronave; mismos que a posterior fueron comprobados satisfactoriamente en el software de simulación de resistencia estructural ANSYS.
- El equipo presenta una estructura ligera y resistente gracias a que fue construido en fibra de carbono; por otro lado, la selección de los motores fue la ideal, permitiendo alcanzar los requerimientos de potencia necesarios para elevar el peso total del equipo sin carga de 10 Kg y con carga útil de 15 Kg sin mayores dificultades. Es necesario mencionar que la programación y desarrollo de un sistema de control de drones no era el alcance de este proyecto, con lo cual se optó por adquirir un controlador de vuelo comercial dedicado a trabajos de agricultura de nombre TopXGun T1-A, el controlador cuenta con un módulo para riego el cual se encarga de manejar la bomba de aspersión que distribuye el líquido hacia los pulverizadores.

- Se observa que el peso final del dron construido es menor al establecido para los cálculos de potencia por lo que se demuestra que presenta un mayor grado de seguridad ante posibles cargas adicionales de hasta 16,52 Kg concebidos inicialmente.
- Las pruebas de vuelo se consideran satisfactorias. La sinergia del equipo entre su parte mecánica y electrónica es buena, se demuestra en la estabilidad de vuelo y en la moderada potencia que se requiere para elevar el equipo
- En el ámbito de la agricultura tanto el área a fumigar como el éxito de la aplicación del tratamiento químico, dependerá de la densidad poblacional de las plantas del terreno a tratar y el tipo de boquillas que se instale. Para este proyecto se consideró específicamente un trabajo de agricultura sobre un campo de papas volando a 80 cm de altura sobre la copa del cultivo y con boquillas de pulverización tipo plano con traslape.

RECOMENDACIONES

- Resulta importante mencionar que, el desarrollo de los cálculos es un proceso iterativo el cual necesita de varias repeticiones, por lo que se recomienda tartar de mejor los valores teóricos en medida de lo que se pueda mediante consideraciones específicas para obtener aproximaciones más cercanas a las magnitudes reales que se generarán durante las pruebas de desempeño.
- Se recomienda que el manejo de este tipo de equipo industrial lo realice personal entrenado con experiencia en manejo de multirotores de más de 4 hélices; ya que personas aficionas con poca o nula experiencia en vuelo de drones de estas características, podrían exponer tanto a sí mismas como a otras personas a daños físicos y materiales
- Tomar siempre en consideración la asistencia de personal calificado para el ámbito de agroquímicos de riego, esta recomendación se la realiza para optimizar recursos y evitar daños en las plantaciones.
- Finalmente, antes de realizar cualquier ejercicio de vuelo, se recomienda estar informado acerca de las leyes que rigen y controlan el uso de drones en el presente territorio con el fin de no incurrir en ningún delito penado legalmente.

GLOSARIO

AWG: Es un sistema de clasificación estándar de calibre de alambre de origen estadounidense en una referencia al espesor de elementos metálicos de sección circular o rectangular. (Moore, 2008)

Angulo de ataque: Es el Angulo de una ala o pala que se forma que forman la cuerda geométrica de un perfil alar con la dirección del aire incidente. (Roncero, 2009a)

Epoxi: Es una resina termoestable que pasa de estado líquido a sólido cuando se le aplica un endurecedor o catalizador. La resina epoxi más utilizada resulta de la mezcla de Bisfenol A y epiclorohidrina. (Kim et al., 2011)

Firmware: Denominado también soporte lógico inalterable; es un programa informático que establece la lógica de más bajo nivel que controla los circuitos electrónicos de un dispositivo. (Zapata et al., 2016)

FPV: Vista en primera persona, se trata de un procedimiento que consiste en dirigir un modelo teledirigido observando por medio de una cámara de vídeo a distancia y de una pantalla o unas gafas de vídeo (Speedy FPV, 2019)

Isotrópico: Características que presentan ciertos cuerpos cuyas propiedades físicas no dependen de la dirección en que son examinadas, dando resultados idénticos independientemente de la dirección escogida para dicha medida. (Snorri Gudmundsson, 2013)

KV: En motores brushless se refiere a la constante de revoluciones de un motor; el número de revoluciones por minuto (rpm) cuando se le aplique un voltio de tensión. (Suprpto et al., 2017)

Matriz Polimérica: En materiales compuestos se trata de la fuente que alberga al materia de refuerzo, este molde está compuesto por resinas epóxidos o material plástico de carácter polimérico. (Stupenengo, 2011)

OSD: “On Screen Display” interfaz de configuración que incorporan diversos equipos de video en su propia pantalla (Speedy FPV, 2019)

Pitch: Distancia teórica asumiendo que no hay deslizamiento que una hélice se movería a través de un fluido en cada revolución. (Morales, 2001)

PWM: Siglas en inglés de “Pulse-Width Modulation” o modulación por ancho de pulsos, es una técnica en la que se modifica el ciclo de trabajo de una señal periódica para transmitir información a través de un canal (Zapata et al., 2016)

KV: En motores brushless se refiere a la constante de revoluciones de un motor; el número de revoluciones por minuto (rpm) cuando se le aplique un voltio de tensión. (Suprpto et al., 2017)

UAV: Acrónimo en inglés “Unmanned Aerial Vehicle” hace referencia a una aeronave pilotada a distancia o por parámetros de vuelo autónomo. (Ehsani, Maja, 2013)

BIBLIOGRAFIA

ALARCON BALSECA, Omar Estalin. Controlador electrónico de velocidad para cuatro motores sin escobillas de un dron [En línea] (Trabajo de Titulación). Universidad Politécnica de Madrid, España. 2014. [Consulta: 2019-03-15]. Disponible en: http://oa.upm.es/56555/1/TFG_OMAR_ESTALIN_ALARCON_BALSECA.pdf

ALVARRACIN SARMIENTO, David Klever. Análisis de normativas, reglamentos y capacitaciones para la importación y comercialización de drones profesionales en Ecuador [En línea] (Trabajo de Titulación). (Ingeniería) Universidad Católica de Santiago de Guayaquil, Ecuador. 2018. [Consulta: 2019-03-19]. Disponible en: <http://repositorio.ucsg.edu.ec/handle/3317/10087>

AMARILLO, G., et al. “Drones aplicados a la agricultura de precisión”. *Revista especializada en Ingeniería* [en línea]. 2015 Colombia. p. 11. [Consulta: 19 de marzo 2020]. Disponible en: <https://hemeroteca.unad.edu.co/index.php/publicaciones-e-investigacion/article/view/1585>

ARRIESHOBBYS. *Spraying System Accesories*. [Consulta: 19 de marzo de 2020]. Recuperado de: https://www.arrishobby.net/spraying-system-accessory-c-336_345

BESEDNJAK, A., *Materiales Compuestos* [en línea]. UPC, S.L., Edicions Aula Politècnica. 2009. ISBN 9788483018200. [Consulta: 19 de marzo 2020]. Disponible en : <https://books.google.es/books?id=gMSg5rURr6sC>.

CANEDO, E., et al. “Moisture Transport Process in Vegetable Fiber Composites: Theory and Analysis for Technological Applications.” *Advanced Structured Materials*. [en línea]. 2013. (Brasil). p. 37-62. [Consulta: 10 de junio 2020] Disponible en: https://www.researchgate.net/publication/280599538_Moisture_Transport_Process_in_Vegetable_Fiber_Composites_Theory_and_Analysis_for_Technological_Applications

CUERNO REJADO, Cristina, et al. “Evolución histórica de los vehículos aéreos no tripulados hasta la actualidad”. *UPM-CSIC Dyna* [en línea], 2016, (España) Vol. 91, n° 3, p. 332. [Consulta: 16 de enero 2020]. Disponible en: <http://dx.doi.org/10.6036/7781>

CYTED. *Tecnología de aplicación de agroquímicos*. Argentina: INTA Alto Valle, 2015, pp. 19-75.

DAC. *Operación de Sistemas de Aeronaves Pilotadas a Distancia (RPAS)*. , Ecuador .2015, p 2.

ORNA, Javier, et al. “Diseño, construcción de la estructura mecánica y pruebas de vuelo de un hexacóptero de monitoreo para aplicaciones militares”. *Revista Politécnica*. Vol. 39, n° 1 (2017), (Ecuador) pp. 37-48.

DJI, 2020. *Matrice 600 Pro Specs*. [Consulta: 3 de abril 2020]. Recuperado de: <http://www.dji.com/matrice600pro/info#downloads%0Ahttps://www.dji.com/matrice600-pro/info%23specs>

EHSANI, R.; & MAJA, J. “The rise of small UAVs in precision agriculture”. *Resource: Engineering and Technology for Sustainable World* [en línea], 2013. (United State of America) 20 (4), p. 18-19. [Consulta: 10 de abril 2020]. ISSN 1076-3333. Disponible en: <https://www.researchgate.net/publication/285735296>

ESCUDIER, M.; & ATKINS, T. *A Dictionary of Mechanical Engineering* [en línea]. United Satate of America: Oxford University Press, 2019. [Consulta: 20 de abril 2020]. Disponible en: <https://books.google.com.ec/books?id=iTSZwgEACAAJ>

FOXEEER. *Foxeer Mini Standard Razer FPV Camera*. [Consulta: 10 de abril 2020]. Recuperdado de: <http://foxeer.com/Foxeer-Mini-Standard-Razer-FPV-Camera-g-266>

GARCÍA HARO, Juan Miguel. Desarrollo de un controlador para motores DC brushless basado en Compactador RIO y Lab VIEW de National Instruments para el estudio de nuevos algoritmos de control [en línea] (Trabajo de titulación). (Ingeniería) Universidad Carlos III de Madrid, España. 2011 pp. 20-31. [Consulta: 2020-04-15]. Disponible en: <http://hdl.handle.net/10016/13615>

GENSTATTU, *Tattu Plus*. [Consulta: 23 marzo 2020]. Recuperado de: <https://www.genstattu.com/ta-p2-25c-22000-6s1p-as150.html>

GUSÑAY ILVIS, Alberto. El sector productivo en la parroquia de flores y su aporte al emprendimiento empresarial del cantón Riobamba durante el periodo 2015-2016 [en línea] (trabajo de titulación). (Ingeniería) Universidad Nacional de Chimborazo, Riobamba, Ecuador. 2019. pp. 9-11. [Consulta: 2020-03-29]. Disponible en: <http://dspace.unach.edu.ec/handle/51000/4346>

HELIPAL, *Industrial Drones*. [Consulta: 14 de junio 2020]. Recuperado de : <http://www.helipal.com/>

INTAGRI. *Selección de Boquillas en la Aplicación de Agroquímicos*. [Consulta: 14 junio de 2020]. Recuperado de: <https://www.intagri.com/articulos/fitosanidad/seleccion-de-boquillas-en-la-aplicacion-de-agroquimicos>

KDE DIRECT . *UAS Multi-Rotor Brushless Motors*. [Consulta: 23 de marzo de 2019]. Recuperado de: <https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-brushless-motors>

LUCERO PINTADO, Hernán. *Manual del cultivo de papa la Sierra sur. Estación Experimental del Austro*. Ecuador: Iniap, 2011, pp 4-23.

MANCIOC, Estefania. *Física de un quadróptero* [blog]. [Consulta: 6 de junio 2020]. Disponible en: http://documentacio.vedrunacatalunya.cat/recerques//treballs/2017/tarrega/TR_estefania_mancioc.pdf

MAROTE, M.; & GARCÍA, E. “Agricultura de precisión”. *Revista Ciencias Técnicas Agropecuarias* [en línea], 2010 (Argentina) 10(3), p. 143-166. [Consulta: 22 de junio 2020]. ISSN 2071-0054. Disponible en: http://scielo.sld.cu/scielo.php?script=sci_serial&pid=2071-0054

MARTINEZ FERNANDEZ, P., et al. “Vehículos Aéreos No Tripulados VANT en Cuba, aplicados a la geomática. Estado actual, perspectivas y desarrollo.” *Unidad Científico Técnica GEOCUBA Investigación y Consultoría* [en línea], 2014 (Cuba). Disponible en: <http://observatoriogeograficoamericalatina.org.mx/egal15/Nuevastecnologias/Teledeteccion/10.pdf>

MOGILI, U.; & DEEPAK, B. “Review on Application of Drone Systems in Precision Agriculture”. *Procedia Computer Science* [en línea]. 2018 (India) 133. p. 502-509. [Consulta: 5 de junio de 2020]. ISSN 1877-0509. Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.procs.2018.07.063>

MONTESDEOCA, F., et al. “Guía Fotográfica de las Principales Plagas del Cultivo de la Papa en Ecuador”. *INIAP* [en línea] 2013, (Ecuador) 408. [Consulta: 13 de agosto de 2020]. ISBN 978-92-9060-423-5. Disponible en: <http://cipotato.org/wp-content/uploads/2013/04/0060841-1.pdf>

MOORE, Aaron. *Lithium Polymer (Lipo) Battery Guide*. [Consulta: 5 de agosto 2020]. Recuperado de: <http://prototalk.net/forums/showthread.php?t=22>

MORA, Jesús. *Máquinas eléctricas*. 6^{ta} ed. Madrid-España. Mc Graw Hill, 2008, pp 2-45

MORALES, Francisco Roco. Caracterización de un Sistema Motriz con Motor Brushless para un avión no tripulado [en línea] (Trabajo de titulación). (Ingeniería) Universidad de Concepción, Santiago de Chile, Chile. 2001. pp. 22-47. [Consulta: 2020-05-23] Disponible en: <https://es.scribd.com/doc/54651238/Caracterizacion-de-un-sistema-motriz-con-motor-brushless-para-un-avion-no-tripulado>

MUNDO AERONAUTICO. *Aerodinámica*. [Consulta: 5 de agosto 2020] Recuperado de: <https://mundoaeronautico.wixsite.com/aviacion/aerodinamica-1>

MURILLO, D., & SAENZ, D. “La fibra de carbono” *Ciencia de los materiales* [en línea] 2012. p. 1-27. [Consulta: 5 de agosto de 2020]. Disponible en: <https://es.scribd.com/document/387090347/Ciencia-de-los-Materiales-Fibra-de-Carbono>

NARANJO, Alexander. *La otra guerra: Situación de los plaguicidas en Ecuador.* Agencia Ecologista de Información-Tengantai, 2017, pp 21-33.

NAVIA, José. Optimización del proceso de fumigación agrícola mediante la utilización de los drones.(Trabajo de titulación). (Ingeniería) Universidad Tecnica Estatal de Quevedo, Ecuador. 2019. pp 40-57. [Consulta: 2020-08-23]. Disponible en: <https://repositorio.uteq.edu.ec/handle/43000/3708>

NINA, D., FLORES, M., NARANJO, M., & MOREANO, E.,. “Políticas de desarrollo en el ámbito productivo en la Provincia Chimborazo, Ecuador” *Opcion Biblioteca digital.* [en línea], 2017, (Ecuador) 33(83), p. 426-448. [Consulta: 24 de junio 2020]. ISSN 1012-1587. Diponible en: <https://www.redalyc.org/jatsRepo/310/31053772015/html/index.html>

ORNA CHÁVEZ, J., BALSECA SAMPEDRO, O., CAICEDO REYES, J., MAYORGA PÉREZ, D., VITERI NÚÑEZ, E., & BERNA VERDUGOL, C. “Análisis Y Diseño De Una Aeronave No Tripulada Para Uso Agrícola.” *European Scientific Journal* [en línea], 2017, (Ecuador) 13(6), p. 135. [Consulta: 8 de febrero 2020]. ISSN 1857- 7431. Disponible en: <https://www.researchgate.net/publication/314485525>

ORNA CHÁVEZ, Javier Enrique, & DÁVILA ALDÁS, Paúl Sebastian. Diseño y Contruccion de un Hexacoptero de Monitoreo. [en línea] (Trabajo de titulación). (Maestria) Escuela Politecnica Nacional, Ecuador. 2015. pp. 1-220. [Consulta: 2020-01-23]. Disponible en: <https://bibdigital.epn.edu.ec/handle/15000/10924>

PADMARAJA, Yedamale. “Brushless DC (BLDC) Motor Fundamentals”. *Microchip.* Vol. 69, n° 21-23,(2003), (United State of America) pp. 764-767.

PINO, Edwin. “Drones a tool for efficient agriculture: A high-tech future”. *Idesia* [en línea], 2019. (Perú) 37 (1), p. 75-84. [Consulta: 24 de agosto 2020]. Disponible en: <http://dx.doi.org/10.4067/S0718-34292019005000402>

PNR. *Spray Engineering Handbook.* [en línea]. Italia 2007. [Consulta: 14 de mayo 2020] p. 1-81. Disponible en: www.pnr-nozzles.com

PURI, V., NAYYAR, A. & RAJA, L. “Agriculture drones: A modern breakthrough in precision agriculture.” *Journal of Statistics and Management Systems.* [en línea]. 2017, (India) 20(4), p. 507-518. [Consulta: 10 de enero de 2020]. ISSN 0972-0510. Disponible en: Agriculture drones:

A modern breakthrough in precision agriculture: *Journal of Statistics and Management Systems*: Vol 20, No 4 (tandfonline.com)

RADIOLINK ELECTRONIC LIMITED. *RadioLink AT9S Instruction Manual*. 2019. [Consulta: 12 de junio 2019]. Disponible en: https://www.alesterra.co.jp/service_manual/arris/AT9S-user-manual.pdf

RONCERO, Sergio Esteban, 2009. TCM - Vuelo de Avance Introducción. *Astronáutica y Aeronaves Diversas*. 2009. p. 1-18.

SAMANIEGO TELLO, R. Diseño construcción e implementación de un cuadricóptero autónomo de videovigilancia en la cdla sexto durán de la ciudad de Riobamba. [en línea] (Trabajo de titulación). (Ingeniería) Universidad Nacional de Chimborazo, Riobamba, Ecuador. 2018. pp 6-14. Disponible en: <http://dspace.unach.edu.ec/bitstream/51000/4555/1/UNACH-EC-ING-ELE-TEL-2018-0001.pdf>

SATO, Akira. “The RMAX Helicopter UAV”. *Yamaha Motor Co., LTD*. 2003. [En línea]. (Japon). pp 2-6. [Consulta: 21 de febrero 2020]. Disponible en: https://www.researchgate.net/publication/235159921_The_RMAX_helicopter_UAV

SEDDON, John; & NEWMAN, Simon. *Basic Helicopter Aerodynamics*. 2^a ed. United Kingdom: Blackwell Science, 2002, pp. 3-60

SERRANO, Cristian, & CURUTCHET, Omar. 2014. Análisis, diseño estructural y construcción de un dron para la detección de minas antipersona. [en línea] (Trabajo de titulación). (Ingeniería) Universitat Politecnica de Catalunya, España. 2014. p. 1-119. [Consulta: 2020-07-22] Disponible en: <http://hdl.handle.net/2117/102000>

SHARMA, M., GAO, S., MÄDER, E., SHARMA, H., WEI, L., & BIJWE, J. “Carbon fiber surfaces and composite interphases” *Composites Science and Technology* [en línea]. 2014. (Alemania) 102, p. 35-50. [Consulta: 03 de mayo 2020]. ISSN 02663538. Disponible en: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compscitech.2014.07.005>.

SHENZHEN GC ELECTRONICS. JMR-V1000 Smart Agricultural Drone. 2020. Recuperado de: <https://spanish.alibaba.com/product-detail/jmrrc-6-rotor-jmr-v1000-5kg-5l-payload-agriculture-uav-drone-pollination-agriculture-crop-spraying-drone-uav-60439657598.html?spm=a2700.galleryofferlist.0.0.277c3000iTTtY4q>

SNORRI GUDMUNDSSON. *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods*. [en línea]. United States of America: Elsevier Inc, 2014. [Consulta: 8 de febrero 2020]. Disponible en: <https://www.sciencedirect.com/book/9780123973085/general-aviation-aircraft-design>

SPEEDY FPV. *FPV System*. [Consulta: 13 de junio 2020]. Recuperado de: <https://speedyfpv.com/collections/types?q=FPV%20System>

STUPENENGO, Franco. *Materiales y materias primas. Materiales Compuestos*. Buenos Aires, Argentina: Ministerio de Educación., 2011. p. 17-19.

SUQUILANDA, Manuel B. *Producción orgánica de cultivos andinos*. [en línea]. Ecuador : Ministerio de Agricultura, Ganadería, Acuacultura y Pesca. 2014. [Consulta: 23 de agosto 2020] Disponible en : http://www.fao.org/fileadmin/user_upload/mountain_partnership/docs/1_produccion_organica_de_cultivos_andinos.pdf

T-MOTOR. *FLAME 70A LV*. [Consulta: 13 de junio 2020]. Recuperado de: <https://store-en.tmotor.com/goods.php?id=371>

TEEJET. *Catalogo publicitario ,Boquillas de Pulverización*. [Consulta: 22 de agosto 2020]. Recuperado de: https://www.teejet.com/es/spray_application/nozzles.aspx

THE UAV GUIDE. *Multicopter*. [Consulta: 9 de enero de 2020]. Recuperado de: <http://wiki.theuavguide.com/wiki/Multicopter>

TOMASONI, Marco. “Generación de derivas de Plaguicidas.” *Colectivo paren de fumigar Córdoba*. [en línea], 2013, (Colombia). pp. 2-8. Disponible en: <https://redjusticiaambientalcolombia.files.wordpress.com/2013/12/colectivo-paren-de-fumigar-no-hay-fumigacion-controlable-nov-2013.pdf>

TOPXGUN. *TopXGun T1-A User Manual*. [en línea]. Shanghai . 2016. p. 1-22. [Consulta: 23 de febrero 2020]. Disponible http://static.topxgun.com/T1-A%20user%20manual%20V1.2_1662.pdf

ULL, Alejandro Roger. *Apuntes: Diseño de helicópteros y aeronaves diversas* [en línea]. Catalunya, España: Creative Commons, 2011. [Consulta: 24 de enero de 2020]. Disponible en: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/1/12/Diseño_de_helicópteros_y_otras_aeronaves_diversas_-_Ingeniería_aeronáutica_-_ETSEIAT_-_UPC.pdf

VÁZQUEZ, Jesús. *Aplicación de productos fitosanitarios, Técnicas y equipos* [en línea]. España: Ediciones Agrotécnicas.,2013. [Consulta: 10 de agosto de 2020]. Disponible en: <https://www.edicioneslav.es/producto/aplicacion-de-productos-fitosanitarios-tecnicas-y-equipos/>

X ROBOT. *5KG 6-Axis agricultural Drone System RT*. [Consulta: 13 de mayo 2020]. Recuperado de: <https://es.aliexpress.com/item/32882889310.html>.

ZAPATA, Jepherson, & SEPÚLVEDA ARBELÁEZ, John. Diseño de un dron para carga útil de 0.5 kg [en linea] (Trabajo de titulación). (Tecnologia) Universidad Tecnologica de Pereira, Colombia, 2016. pp. 16-31. [Consulta: 12 de febrero de 2020]. Disponible en: <http://repositorio.utp.edu.co/dspace/handle/11059/7018>