



ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO

FACULTAD DE MECÁNICA

CARRERA MECÁNICA

**“DESARROLLO DE UNA GUÍA TÉCNICA PARA LA
CONSTRUCCIÓN DE UN UAV TIPO CUADRICÓPTERO DE BAJO
COSTO Y ALTO RENDIMIENTO PARA APLICACIONES
DIVERSAS.”**

Trabajo de Integración Curricular

Tipo: Proyecto Técnico

Presentado para optar al grado académico de:

INGENIERO MECÁNICO

AUTOR:

ALEX ISRAEL CUYAGO QUINTUÑA

Riobamba – Ecuador

2023



ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO
FACULTAD DE MECÁNICA
CARRERA MECÁNICA

**“DESARROLLO DE UNA GUÍA TÉCNICA PARA LA
CONSTRUCCIÓN DE UN UAV TIPO CUADRICÓPTERO DE BAJO
COSTO Y ALTO RENDIMIENTO PARA APLICACIONES
DIVERSAS.”**

Trabajo de Integración Curricular

Tipo: Proyecto Técnico

Presentado para optar al grado académico de:

INGENIERO MECÁNICO

AUTOR: ALEX ISRAEL CUYAGO QUINTUÑA

DIRECTOR: Ing. GABRIEL VINICIO MOREANO SÁNCHEZ

Riobamba – Ecuador

2023

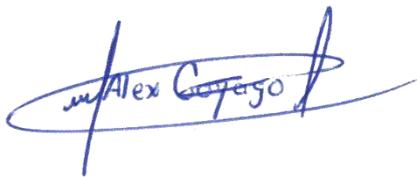
© 2023, Alex Israel Cuyago Quintuña

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

Yo, Alex Israel Cuyago Quintuña, declaro que el presente Trabajo de Integración Curricular es de mi autoría y los resultados del mismo son auténticos. Los textos en el documento que provienen de otras fuentes están debidamente citados y referenciados.

Como autor asumo la responsabilidad legal y académica de los contenidos de este Trabajo de Integración Curricular; el patrimonio intelectual pertenece a la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo.

Riobamba, 06 de diciembre de 2023

A handwritten signature in blue ink, appearing to read "Alex Cuyago", enclosed within a large, stylized blue oval or loop.

Alex Israel Cuyago Quintuña

185044901-6

ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO

FACULTAD DE MECÁNICA

CARRERA MECÁNICA

El Tribunal del Trabajo de Integración Curricular certifica que: El Trabajo de Integración Curricular: Tipo: Proyecto Técnico, **DESARROLLO DE UNA GUÍA TÉCNICA PARA LA CONSTRUCCIÓN DE UN UAV TIPO CUADRICÓPTERO DE BAJO COSTO Y ALTO RENDIMIENTO PARA APLICACIONES DIVERSAS**, realizado por: **ALEX ISRAEL CUYAGO QUINTUÑA**, ha sido minuciosamente revisado por los miembros del Trabajo de Integración Curricular, 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 |  | 2023-12-06 |
| Ing. MSc. Gabriel Vinicio Moreano Sánchez DIRECTOR DEL TRABAJO DE INTEGRACIÓN CURRICULAR |  | 2023-12-06 |
| Ing. MSc. Santiago Alejandro López Ortiz ASESOR DEL TRABAJO DE INTEGRACIÓN CURRICULAR |  | 2023-12-06 |

DEDICATORIA

A mis padres Jorge e Inés, quiero dedicarles este logro como muestra de mi amor y gratitud, por ser el apoyo y esfuerzo durante mi preparación académica. Ustedes me han enseñado que con disciplina y dedicación se puede superar los obstáculos y conseguir los objetivos. Espero que sientan el orgullo que yo siento al compartir este logro tan importante en mi vida.

Con todo mi amor,

Alex

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios por permitirme encaminar en esta etapa de mi vida con el apoyo incondicional de mi familia para lograr una meta importante en mi vida.

A mi abuela María, quien dejó todo de lado por entregarme un libro para mi preparación, nunca olvidare ese gesto tan amable y maravilloso.

A Erika por apoyarme en la distancia especialmente en los momentos más adversos.

A todos mis gatos que han formado parte de mi vida, panterita, michu, hija prodiga. En cada ronroneo, encontré la motivación para avanzar dentro de mi vida universitaria.

Agradezco a la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo por darme la oportunidad de formarme profesionalmente en sus instalaciones. Al Ing. Gabriel Moreano y al Ing. Santiago López por su aporte y conocimiento que han permitido encaminar este proyecto.

Alex

ÍNDICE DE CONTENIDO

| | |
|------------------------------|-------|
| ÍNDICE DE TABLAS..... | xv |
| ÍNDICE DE ILUSTRACIONES..... | xviii |
| ÍNDICE DE ANEXOS..... | xxiv |
| RESUMEN | xxv |
| SUMMARY | xxvi |
| INTRODUCCIÓN | 1 |

CAPÍTULO I

| | | |
|-------|------------------------------------|---|
| 1. | DIAGNÓSTICO DEL PROBLEMA | 3 |
| 1.1 | Antecedentes | 3 |
| 1.2 | Justificación | 4 |
| 1.3 | Formulación del problema..... | 4 |
| 1.4 | Objetivos | 5 |
| 1.4.1 | <i>Objetivo general</i> | 5 |
| 1.4.2 | <i>Objetivos específicos</i> | 5 |

CAPÍTULO II

| | | |
|---------|---|----|
| 2. | MARCO TEÓRICO..... | 6 |
| 2.1 | Terminología Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV's)..... | 6 |
| 2.2 | Antecedentes de los UAV | 6 |
| 2.3 | Clasificación de los UAV's..... | 13 |
| 2.3.1 | <i>Tipos de UAV's según su función comercial.</i> | 13 |
| 2.3.1.1 | <i>Drones de uso comercial</i> | 13 |

| | | |
|-----------|---|----|
| 2.3.1.2 | <i>Drones de uso militar</i> | 13 |
| 2.3.2 | <i>Tipos de UAV's según el medio de movimiento</i> | 14 |
| 2.3.2.1 | <i>UAV's de tipo aéreos</i> | 14 |
| 2.3.2.2 | <i>UAV's de tipo marítimos</i> | 14 |
| 2.3.2.3 | <i>UAV's de tipo terrestres</i> | 14 |
| 2.3.3 | <i>Tipos de UAV's según su forma de sustentación</i> | 15 |
| 2.3.3.1 | <i>Drones de ala fija</i> | 15 |
| 2.3.3.2 | <i>Drones multirrotor</i> | 15 |
| 2.3.3.2.1 | <i>Tricóptero</i> | 16 |
| 2.3.3.2.2 | <i>Cuadricóptero</i> | 16 |
| 2.3.3.2.3 | <i>Hexacóptero</i> | 17 |
| 2.3.3.2.4 | <i>Octocóptero</i> | 18 |
| 2.3.4 | <i>Tipos de UAVs por el método de control</i> | 18 |
| 2.4 | Aplicaciones de los UAVs | 19 |
| 2.5 | Cinemática de un cuadricóptero | 20 |
| 2.5.1 | <i>Movimiento de empuje</i> | 21 |
| 2.5.2 | <i>Movimiento yaw o guiñada</i> | 21 |
| 2.5.3 | <i>Movimiento de cabeceo o pitch</i> | 22 |
| 2.5.4 | <i>Movimiento de alabeo o roll</i> | 22 |
| 2.6 | Los materiales y su relación con la ingeniería | 23 |
| 2.7 | Materiales compuestos en UAV's | 23 |
| 2.8 | Clasificación de los materiales compuestos | 24 |
| 2.8.1 | <i>Materiales compuestos según su matriz</i> | 24 |
| 2.8.1.1 | <i>Compuestos de matriz polimérica</i> | 24 |
| 2.8.1.2 | <i>Compuestos de matriz metálica</i> | 25 |
| 2.8.1.3 | <i>Compuestos de matriz cerámica</i> | 25 |
| 2.8.2 | <i>Materiales compuestos según la forma de su refuerzo</i> | 25 |
| 2.8.2.1 | <i>Materiales compuestos reforzados con partículas</i> | 25 |
| 2.8.3 | <i>Materiales compuestos reforzados por fibras</i> | 25 |

| | | |
|----------|---|----|
| 2.8.4 | <i>Características de las fibras en la formación de un material compuesto</i> | 26 |
| 2.9 | Criterio de fallas en materiales compuestos | 27 |
| 2.9.1 | <i>Isotrópico</i> | 27 |
| 2.9.2 | <i>Anisotrópicos</i> | 27 |
| 2.9.3 | <i>Teoría del esfuerzo máximo</i> | 28 |
| 2.9.4 | <i>Teoría de la deformación máxima</i> | 29 |
| 2.9.5 | <i>Teoría de Tsai Hill</i> | 30 |
| 2.9.6 | <i>Teoría de Tsai Wu</i> | 30 |
| 2.10 | Metodología por despliegue de función de calidad QFD | 31 |
| 2.10.1 | <i>Fases de desarrollo del QFD</i> | 31 |
| 2.10.1.1 | <i>Voz del usuario</i> | 31 |
| 2.10.1.2 | <i>Análisis de competitividad</i> | 32 |
| 2.10.1.3 | <i>Voz del ingeniero</i> | 32 |
| 2.10.1.4 | <i>Correlaciones</i> | 32 |
| 2.10.1.5 | <i>Evaluación técnica</i> | 32 |
| 2.10.1.6 | <i>Compromisos técnicos</i> | 32 |

CAPÍTULO III

| | | |
|---------|--|----|
| 3. | MARCO METODOLÓGICO | 34 |
| 3.1 | Requerimientos del cliente | 34 |
| 3.2 | Análisis de competitividad | 35 |
| 3.3 | Voz del ingeniero | 35 |
| 3.4 | Casa de la calidad QFD | 36 |
| 3.5 | Resultado de la casa de calidad QFD | 37 |
| 3.6 | Análisis de los materiales en la construcción de un UAV's tipo cuadricóptero .. | 37 |
| 3.6.1 | <i>Aluminio</i> | 38 |
| 3.6.2 | <i>Fibra de carbono</i> | 39 |
| 3.6.2.1 | <i>Propiedades de la fibra de carbono</i> | 40 |

| | | |
|------------------|---|-----------|
| 3.6.2.2 | <i>Clasificación de las fibras de carbono</i> | 40 |
| 3.6.2.2.1 | <i>Clasificación según su anchura de tejido</i> | 41 |
| 3.6.2.2.2 | <i>Clasificación según su módulo de tracción</i> | 41 |
| 3.6.2.2.3 | <i>Clasificación según su módulo de resistencia a roturas</i> | 41 |
| 3.6.2.2.4 | <i>Según la temperatura de tratamiento térmico</i> | 41 |
| 3.6.2.3 | <i>Fibra de carbono y su relación con los UAV</i> | 42 |
| 3.6.2.4 | <i>Fibra de carbono o plástico en la construcción de hélices</i> | 42 |
| 3.6.3 | <i>Fibra de vidrio</i> | 43 |
| 3.6.3.1 | <i>Fibras de vidrio según su composición química</i> | 43 |
| 3.6.4 | <i>Acrilonitrilo butadieno estireno (ABS)</i> | 45 |
| 3.6.5 | <i>Ácido Poli-láctico</i> | 46 |
| 3.6.6 | <i>Método ordinal corregido para la selección del material.</i> | 47 |
| 3.6.7 | <i>Tipos de tamaños en estructura o frame</i> | 53 |
| 3.7 | <i>Análisis eléctrico y electrónico del UAV's tipo cuadricóptero</i> | 53 |
| 3.7.1 | <i>Tipos de motores para seleccionar en un UAV's</i> | 54 |
| 3.7.1.1 | <i>Motores brushed</i> | 54 |
| 3.7.1.2 | <i>Motores Brushless</i> | 54 |
| 3.7.1.3 | <i>Método ordinal corregido para la selección del tipo de motor</i> | 56 |
| 3.7.1.4 | <i>Variables a considerar en la adquisición de un motor brushless</i> | 57 |
| 3.7.2 | <i>Controladores electrónicos de velocidad (ESC)</i> | 58 |
| 3.7.2.1 | <i>Definición de BL Heli_32 y Dshot</i> | 60 |
| 3.7.3 | <i>Baterías de almacenamiento de energía.</i> | 60 |
| 3.7.3.1 | <i>Baterías de polímero de litio (LiPo)</i> | 61 |
| 3.7.3.1.1 | <i>Ventajas de las baterías LiPo en drones</i> | 61 |
| 3.7.3.1.2 | <i>Desventajas de las baterías LiPo en drones</i> | 61 |
| 3.7.3.2 | <i>Baterías de iones de litio (LI-ION)</i> | 61 |
| 3.7.3.2.1 | <i>Ventajas de las baterías de LI-ION en drones</i> | 62 |
| 3.7.3.2.2 | <i>Desventajas de las baterías de LI-ION en drones</i> | 62 |
| 3.7.3.3 | <i>Baterías de níquel cadmio (Ni-Cd)</i> | 62 |

| | | |
|-----------|--|-----|
| 3.7.3.3.1 | <i>Ventajas de las baterías Ni-Cd en drones</i> | 63 |
| 3.7.3.3.2 | <i>Desventajas de las baterías Ni-Cd en drones</i> | 63 |
| 3.7.3.4 | <i>Baterías de hidruro metálico de níquel (Ni-MH)</i> | 63 |
| 3.7.3.4.1 | <i>Ventajas de las baterías (Ni-MH) en drones</i> | 63 |
| 3.7.3.4.2 | <i>Desventajas de las baterías (Ni-MH) en drones</i> | 63 |
| 3.7.3.5 | <i>Método ordinal corregido para la selección del tipo de batería</i> | 65 |
| 3.7.4 | <i>Conectores de batería para drones FPV batería Li-Po</i> | 68 |
| 3.7.5 | <i>Hélices</i> | 69 |
| 3.7.5.1 | <i>Variables a considerar en las hélices</i> | 69 |
| 3.7.6 | <i>Controlador de vuelo</i> | 71 |
| 3.7.6.1 | <i>Controladores de vuelo con código abierto</i> | 72 |
| 3.7.6.1.1 | <i>Ardu-pilot</i> | 72 |
| 3.7.6.1.2 | <i>Software para estación de control de tierra</i> | 73 |
| 3.7.6.1.3 | <i>Controladores de vuelo por su código de programación</i> | 74 |
| 3.7.7 | <i>Radio receptor</i> | 75 |
| 3.8 | <i>Análisis y diseño mecánico de los elementos de un UAV's</i> | 76 |
| 3.8.1 | <i>Estimación de pesos totales en el desarrollo de un UAV's</i> | 77 |
| 3.8.2 | <i>Estudio aerodinámico en la selección de motores</i> | 77 |
| 3.8.2.1 | <i>Teoría de cantidad de movimiento (TCM)</i> | 78 |
| 3.8.2.1.1 | <i>Potencia requerida vuelo en punto fijo</i> | 80 |
| 3.8.2.1.2 | <i>Potencia necesaria para vuelo axial ascendente</i> | 86 |
| 3.8.2.1.3 | <i>Potencia ideal para vuelo axial descendente</i> | 90 |
| 3.8.2.1.4 | <i>Potencia requerida para vuelo de avance</i> | 92 |
| 3.8.2.2 | <i>Teoría del elemento de pala o hélices (TEP)</i> | 93 |
| 3.8.2.2.1 | <i>Potencia necesaria para vuelo en punto fijo según la TEP</i> | 94 |
| 3.8.3 | <i>Autonomía del cuadricóptero</i> | 105 |
| 3.8.4 | <i>Diseño y análisis mecánica</i> | 108 |
| 3.8.4.1 | <i>Dimensionamiento del cuadricóptero</i> | 108 |
| 3.8.4.2 | <i>Diseño y modelado de los componentes del frame cuadricóptero</i> | 109 |

| | | |
|-----------|--|-----|
| 3.8.4.2.1 | <i>Modelado de los brazos del cuadricóptero</i> | 109 |
| 3.8.4.2.2 | <i>Secciones de trabajo para el diseño del brazo UAV's</i> | 110 |
| 3.8.4.2.3 | <i>Modelado del bastidor cuadricóptero</i> | 111 |
| 3.8.4.3 | <i>Análisis del elemento crítico del frame</i> | 112 |
| 3.8.4.4 | <i>Cálculo analítico y MEF de los brazos del cuadricóptero</i> | 114 |
| 3.9 | Componentes eléctricos y electrónicos | 125 |
| 3.9.1 | <i>Especificaciones del controlador de vuelo</i> | 125 |
| 3.9.2 | <i>Especificaciones de los motores</i> | 127 |
| 3.9.3 | <i>Especificaciones de las hélices</i> | 128 |
| 3.9.4 | <i>Especificaciones del ESC</i> | 130 |
| 3.9.4.1 | <i>Capacidad de corriente para el ESC.</i> | 130 |
| 3.9.5 | <i>Especificaciones de la batería</i> | 132 |
| 3.9.5.1 | <i>Cálculo de la descarga de corriente LiPo.</i> | 132 |
| 3.9.5.2 | <i>Especificaciones del cargador de batería</i> | 133 |
| 3.9.6 | <i>Especificaciones del radio control</i> | 134 |
| 3.9.7 | <i>Especificaciones de la salida de video</i> | 135 |
| 3.9.7.1 | <i>Especificaciones RUSHFPV RUSH TANK II 5.8GHz</i> | 135 |
| 3.9.7.2 | <i>Especificaciones cámara.</i> | 136 |
| 3.9.7.3 | <i>Especificaciones antena FPV</i> | 137 |
| 3.9.7.4 | <i>Especificaciones antena TBS</i> | 137 |
| 3.9.7.5 | <i>Receptor FPV portátil.</i> | 138 |
| 3.9.8 | <i>Especificaciones módulo GPS</i> | 138 |
| 3.10 | Programación del controlador de vuelo | 140 |
| 3.11 | Programación cuadricóptero mediante Ardu-pilot | 140 |
| 3.11.1 | <i>Programación de la ESC</i> | 154 |
| 3.11.2 | <i>Configuración del sentido de giro de motores</i> | 154 |
| 3.11.3 | <i>Configuración salida de video</i> | 156 |
| 3.12 | Simulador previo vuelo de ensayos piloto | 156 |

CAPÍTULO IV

| | | |
|----------------|---|------------|
| 4. | MONTAJE DEL CUADRICÓPTERO..... | 158 |
| 4.1 | Montaje del cuadricóptero parte estructural | 158 |
| 4.1.1 | <i>Impresión 3D de los componentes del frame</i> | <i>158</i> |
| 4.1.2 | <i>Herramientas necesarias para un correcto montaje</i> | <i>159</i> |
| 4.1.3 | <i>Pasos para armar el frame del cuadricóptero.</i> | <i>159</i> |
| 4.2 | Montaje de la parte eléctrica y electrónica. | 163 |
| 4.2.1 | <i>Herramientas para el montaje eléctrico y electrónico</i> | <i>163</i> |
| 4.2.2 | <i>Transmisión y recepción asíncrona universal</i> | <i>163</i> |
| 4.2.3 | <i>Montaje y conexión de la ESC con los motores brushless</i> | <i>164</i> |
| 4.2.4 | <i>Conexión ESC con la controladora de vuelo</i> | <i>165</i> |
| 4.2.5 | <i>Conexión controladora de vuelo y la salida de video.</i> | <i>166</i> |
| 4.2.6 | <i>Conexión controladora de vuelo y GPS</i> | <i>167</i> |
| 4.2.7 | <i>Conexión controladora de vuelo y receptor TBS.</i> | <i>167</i> |
| 4.3 | RESULTADOS..... | 169 |
| 4.4 | Pruebas de vuelo del cuadricóptero | 169 |
| 4.4.1 | <i>Prueba de vuelo con una batería LiPo 6s</i> | <i>169</i> |
| 4.4.2 | <i>Prueba de vuelo con conexión en paralelo de dos baterías LiPo 6s</i> | <i>172</i> |
| 4.5 | Análisis de costos | 175 |
| 4.5.1 | <i>Costos directos</i> | <i>175</i> |
| 4.5.1.1 | <i>Costos de los elementos electrónicos.....</i> | <i>175</i> |
| 4.5.1.2 | <i>Costos componentes mecánicos.....</i> | <i>176</i> |
| 4.5.1.3 | <i>Costos equipos y herramientas</i> | <i>176</i> |
| 4.5.1.4 | <i>Costos totales directo</i> | <i>176</i> |
| 4.5.2 | <i>Costos indirectos</i> | <i>177</i> |
| 4.5.3 | <i>Costos totales</i> | <i>177</i> |

CAPÍTULO V

| | | |
|------------|---|------------|
| 5. | CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES | 178 |
| 5.1 | Conclusiones | 178 |
| 5.2 | Recomendaciones..... | 181 |

BIBLIOGRAFIA

ANEXOS

ÍNDICE DE TABLAS

| | | |
|--------------------|--|-----------|
| Tabla 2-1: | Modelos UAV desarrollados en el proyecto Sky Eye. | 10 |
| Tabla 2-2: | Cinco componentes de los sistemas UAV. | 10 |
| Tabla 2-3: | Evolución del UAV predator. | 11 |
| Tabla 2-4: | Clasificación de los materiales compuestos reforzados con partículas. | 25 |
| Tabla 3-1: | Requerimientos para el desarrollo QFD. | 35 |
| Tabla 3-2: | Resultados del análisis QFD. | 37 |
| Tabla 3-3: | Principales aleaciones del aluminio. | 38 |
| Tabla 3-4: | Propiedades físicas de algunos materiales de ingeniería. | 39 |
| Tabla 3-5: | Propiedades de la fibra de carbono. | 40 |
| Tabla 3-6: | Clasificación fibra de carbono por módulo de tracción. | 41 |
| Tabla 3-7: | Clasificación según su módulo de resistencia a roturas. | 41 |
| Tabla 3-8: | Clasificación según la temperatura de tratamiento térmico. | 42 |
| Tabla 3-9: | Comparativa de las densidades de la fibra de carbono, el acero y el aluminio. | 42 |
| Tabla 3-10: | Composición en porcentaje de los componentes en la fibra de vidrio. | 43 |
| Tabla 3-11: | Propiedades de la fibra de vidrio según su composición química. | 44 |
| Tabla 3-12: | Propiedades físicas y mecánicas del ABS. | 46 |
| Tabla 3-13: | Propiedades físicas y mecánicas del PLA. | 46 |
| Tabla 3-14: | Tabla comparativa de los materiales para la construcción de un UAV. | 47 |
| Tabla 3-15: | Evaluación del peso específico de cada criterio. | 49 |
| Tabla 3-16: | Evaluación del peso específico del criterio resistencia a la flexión. | 49 |
| Tabla 3-17: | Evaluación del peso específico del criterio masa por unidad de volumen. | 50 |
| Tabla 3-18: | Evaluación del peso específico del criterio elasticidad del material. | 50 |
| Tabla 3-19: | Evaluación del peso específico del criterio mercado de compra. | 51 |
| Tabla 3-20: | Evaluación del peso específico del criterio costo de adquisición. | 51 |
| Tabla 3-21: | Tabla de conclusiones para la selección de motor. | 52 |
| Tabla 3-22: | Tamaños de estructura en cuadricópteros y configuraciones. | 53 |

| | |
|--|------------|
| Tabla 3-23: Comparativa motores con escobillas y motores sin escobillas. | 55 |
| Tabla 3-24: Evaluación del peso específico de cada criterio. | 56 |
| Tabla 3-25: Evaluación del peso específico del criterio conmutación. | 56 |
| Tabla 3-26: Evaluación del peso específico del criterio torque. | 56 |
| Tabla 3-27: Evaluación del peso específico del criterio eficiencia. | 57 |
| Tabla 3-28: Evaluación del peso específico del criterio control. | 57 |
| Tabla 3-29: Evaluación del peso específico del criterio costo. | 57 |
| Tabla 3-30: Tabla de conclusiones para la selección de motor. | 57 |
| Tabla 3-31: Características para la configuración de un ESC. | 59 |
| Tabla 3-32: Especificaciones de tipos de baterías. | 65 |
| Tabla 3-33: Evaluación del peso específico de cada criterio. | 66 |
| Tabla 3-34: Evaluación del peso específico del criterio toxicidad. | 66 |
| Tabla 3-35: Evaluación del peso específico del criterio densidad energética. | 66 |
| Tabla 3-36: Evaluación del peso específico del criterio tiempo de carga. | 66 |
| Tabla 3-37: Evaluación del peso específico del criterio mantenimiento. | 67 |
| Tabla 3-38: Evaluación del peso específico del criterio ciclo de vida. | 67 |
| Tabla 3-39: Conclusión para la selección de baterías. | 67 |
| Tabla 3-40: Voltaje nominal que entrega cada celda para una batería LiPo. | 68 |
| Tabla 3-41: Especificaciones de tipos de conectores. | 68 |
| Tabla 3-42: Consideraciones en la selección de hélices. | 70 |
| Tabla 3-43: Estimación de pesos para un cuadricóptero de 5 in de ala. | 77 |
| Tabla 3-44: Propiedades extensivas, intensivas. | 80 |
| Tabla 3-45: Propiedades extensivas, intensivas para la cantidad de movimiento. | 81 |
| Tabla 3-46: Influencia de la altitud en la potencia ideal de un motor. | 85 |
| Tabla 3-47: Tabulación de los coeficientes C_l y C_d para distintos ángulos de ataque. | 97 |
| Tabla 3-48: Especificaciones motor V2207-2550 KV. | 105 |
| Tabla 3-49: Resumen de potencias requeridas para operaciones de vuelo. | 105 |
| Tabla 3-50: Esfuerzos equivalentes para secciones diferente en brazos. | 113 |
| Tabla 3-51: Relación de longitudes para una sección rectangular a torsión. | 113 |

| | |
|--|------------|
| Tabla 3-52: Análisis de convergencia del mallado. | 122 |
| Tabla 3-53: Especificaciones controlador de vuelo Matek F405-TE. | 126 |
| Tabla 3-54: Especificaciones motor V2207-1950 KV. | 128 |
| Tabla 3-55: Especificaciones hélices tripalas 51x36. | 130 |
| Tabla 3-56: Especificaciones ESC 4 en 1 de 65A. | 131 |
| Tabla 3-57: Especificaciones batería LiPo 6S. | 132 |
| Tabla 3-58: Especificaciones cargador balanceador. | 133 |
| Tabla 3-59: Especificaciones radio control TBS tango 2. | 134 |
| Tabla 3-60: Especificaciones VTX RUSHFPV RUSH TANK II 5.8GHz. | 135 |
| Tabla 3-61: Especificaciones cámara. | 136 |
| Tabla 3-62: Especificaciones antena FPV. | 137 |
| Tabla 3-63: Especificaciones antena TBS. | 138 |
| Tabla 3-64: Especificaciones receptor FPV. | 138 |
| Tabla 3-65: Especificaciones módulo GPS. | 139 |
| Tabla 3-66: UART y SERIAL mission planner. | 143 |
| Tabla 4-1: Conexión entre ESC 4-1 con la FC. | 166 |
| Tabla 4-2: Conexión FC con salida de video analógico. | 166 |
| Tabla 4-3: Conexión FC con GPS. | 167 |
| Tabla 4-4: Costos componentes electrónicos. | 175 |
| Tabla 4-5: Costos componentes mecánicos. | 176 |
| Tabla 4-6: Costos de equipos y herramientas. | 176 |
| Tabla 4-7: Costo total directo. | 176 |
| Tabla 4-8: Costo total indirecto. | 177 |
| Tabla 4-9: Costo totales. | 177 |

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

| | | |
|--------------------------|---|----|
| Ilustración 2-1: | Antecedentes del uso de aeronaves no tripuladas en la ciudad de Venecia. | 6 |
| Ilustración 2-2: | Telautomaton de Nikola Tesla..... | 7 |
| Ilustración 2-3: | Kettering aerial torpedo “Bug”..... | 8 |
| Ilustración 2-4: | Doodlebugs V-1. | 9 |
| Ilustración 2-5: | Avión sin tripulación usado en la guerra contra Vietnam. | 9 |
| Ilustración 2-6: | Predator drones..... | 11 |
| Ilustración 2-7: | Evolución de los UAV’s..... | 12 |
| Ilustración 2-8: | Línea DJI para agricultura. | 12 |
| Ilustración 2-9: | Ehang 184 el primer dron tripulado..... | 13 |
| Ilustración 2-10: | Dron de tipo aéreo. | 14 |
| Ilustración 2-11: | Dron de tipo marítimo. | 14 |
| Ilustración 2-12: | Dron de tipo terrestre..... | 15 |
| Ilustración 2-13: | Dron ala fija eVTOL y UAV LiDAR. | 15 |
| Ilustración 2-14: | Dron multirrotor aptonomy's. | 16 |
| Ilustración 2-15: | Aplicaciones de los UAV en la actualidad. | 19 |
| Ilustración 2-16: | Configuración de sentidos de los rotores en un cuadricóptero. | 20 |
| Ilustración 2-17: | Fuerza de sustentación de un cuadricóptero. | 20 |
| Ilustración 2-18: | Movimiento de empuje cuadricóptero. | 21 |
| Ilustración 2-19: | Movimiento yaw cuadricóptero..... | 21 |
| Ilustración 2-20: | Movimiento pitch cuadricóptero..... | 22 |
| Ilustración 2-21: | Movimiento Roll cuadricóptero..... | 22 |
| Ilustración 2-22: | Componentes internos de un material compuesto..... | 24 |
| Ilustración 2-23: | Resistencia de una matriz epóxica con refuerzo de vidrio. | 26 |
| Ilustración 2-24: | Orientación de las fibras largas y cortas en materiales compuestos. | 27 |
| Ilustración 2-25: | Isotropía - anisotropía..... | 27 |
| Ilustración 2-26: | Lámina unidireccional y ejes principales del material. | 28 |

| | | |
|--------------------------|---|----|
| Ilustración 2-27: | Gráficas de las teorías de falla por datos experimentales..... | 29 |
| Ilustración 2-28: | Representación de la casa de calidad..... | 33 |
| Ilustración 3-1: | Casa de la calidad para el desarrollo del cuadricóptero..... | 36 |
| Ilustración 3-2: | Láminas de aluminio..... | 38 |
| Ilustración 3-3: | Estructura cristalina del grafito..... | 39 |
| Ilustración 3-4: | a) Apilamiento turbostrático en fibra de carbono. b) Apilamiento grafitico en fibra de carbono..... | 40 |
| Ilustración 3-5: | Fibra de carbono..... | 42 |
| Ilustración 3-6: | Estructura amorfa del vidrio..... | 43 |
| Ilustración 3-7: | Fibra de vidrio tipo S para aplicaciones militares..... | 45 |
| Ilustración 3-8: | Componentes químicos que conforman el ABS..... | 45 |
| Ilustración 3-9: | Proceso químico síntesis del PLA..... | 47 |
| Ilustración 3-10: | Comparación de los materiales en función a la resistencia de flexión..... | 49 |
| Ilustración 3-11: | Comparativa densidad de los materiales para estructuras UAV..... | 50 |
| Ilustración 3-12: | Comparativa módulo elástico de los materiales para estructuras UAV..... | 51 |
| Ilustración 3-13: | Comparación de los materiales en función de su coste..... | 52 |
| Ilustración 3-14: | Esquema de motor brushed..... | 54 |
| Ilustración 3-15: | Esquema de motor brushless..... | 55 |
| Ilustración 3-16: | Nomenclatura motor brushless..... | 58 |
| Ilustración 3-17: | Configuración cableado ESC..... | 59 |
| Ilustración 3-18: | ESC del tipo 4 en 1..... | 60 |
| Ilustración 3-19: | Tiempos de comunicación de firmware Dshot..... | 60 |
| Ilustración 3-20: | Comparación de densidad de energía en celdas de batería..... | 64 |
| Ilustración 3-21: | Comparación de densidad de energía en celdas de batería..... | 64 |
| Ilustración 3-22: | Batería LiPo y LIHV..... | 68 |
| Ilustración 3-23: | Identificadores de las hélices..... | 70 |
| Ilustración 3-24: | Tabla para selección de hélices..... | 71 |
| Ilustración 3-25: | Controladores de vuelo recomendados para montaje..... | 71 |
| Ilustración 3-26: | Controlador de vuelo marca flight succeX-E Mini F7 2-6S..... | 72 |

| | | |
|--------------------------|--|-----|
| Ilustración 3-27: | Ardu-pilot..... | 73 |
| Ilustración 3-28: | Clasificación de controlador de vuelo por código de programación. | 74 |
| Ilustración 3-29: | Beta flight..... | 75 |
| Ilustración 3-30: | Mission planner (GCS)..... | 75 |
| Ilustración 3-31: | Radio control de cuatro canales. | 76 |
| Ilustración 3-32: | Fluidos aguas arriba y aguas abajo de un rotor por TCM. | 78 |
| Ilustración 3-33: | Potencia ideal vs altitud..... | 86 |
| Ilustración 3-34: | Fluidos aguas arriba y aguas abajo de un rotor por TCM. | 86 |
| Ilustración 3-35: | Velocidad inducida axial de ascenso vs la velocidad de ascenso..... | 89 |
| Ilustración 3-36: | Potencia ideal requerida en función de la velocidad de ascenso. | 89 |
| Ilustración 3-37: | Potencia ideal en función de la velocidad de descenso. | 91 |
| Ilustración 3-38: | Potencia ideal en función de la velocidad de traslación..... | 93 |
| Ilustración 3-39: | Terminología perfil hélice. | 94 |
| Ilustración 3-40: | Sección transversal de hélice de 51x36. | 94 |
| Ilustración 3-41: | Perfil alar NACA 2408..... | 95 |
| Ilustración 3-42: | Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque. | 96 |
| Ilustración 3-43: | Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque. | 97 |
| Ilustración 3-44: | Coeficiente de tracción en función de la velocidad angular..... | 100 |
| Ilustración 3-45: | Coeficiente de tracción en función de la velocidad angular..... | 101 |
| Ilustración 3-46: | Paso colectivo en función de la velocidad angular. | 103 |
| Ilustración 3-47: | Coeficiente de la velocidad inducida vs la velocidad angular..... | 103 |
| Ilustración 3-48: | Potencia requerida en función de la velocidad angular..... | 104 |
| Ilustración 3-49: | T-Motor V2 V2207-1750KV..... | 108 |
| Ilustración 3-50: | Diagrama diámetro externo cuadricóptero..... | 108 |
| Ilustración 3-51: | Modelado del brazo cuadricóptero. | 110 |
| Ilustración 3-52: | Cuadricóptero TEEROK sección rectangular. | 110 |
| Ilustración 3-53: | Cuadricóptero para agricultura sección tubular. | 111 |
| Ilustración 3-54: | Modelado del bastidor superior. | 111 |
| Ilustración 3-55: | Modelado del bastidor inferior. | 112 |

| | | |
|--------------------------|---|-----|
| Ilustración 3-56: | Modelado del bastidor intermedio. | 112 |
| Ilustración 3-57: | Representación secciones para brazos en UAV's. | 114 |
| Ilustración 3-58: | Deflexiones en vigas. | 114 |
| Ilustración 3-59: | Representación de brazos del cuadricóptero ante una carga de empuje. | 114 |
| Ilustración 3-60: | Representación de brazos del cuadricóptero ante una carga de empuje. | 115 |
| Ilustración 3-61: | Traslado de fuerzas al punto de análisis. | 115 |
| Ilustración 3-62: | Propiedades de la fibra de carbono Epoxy Carbon Woven (230 GPa). | 117 |
| Ilustración 3-63: | Software ANSYS. | 118 |
| Ilustración 3-64: | Software ANSYS, asignación de material. | 119 |
| Ilustración 3-65: | Software ANSYS análisis brazo. | 119 |
| Ilustración 3-66: | Mallado natural, sin afinación por métodos. | 120 |
| Ilustración 3-67: | Indicadores para evaluar una calidad de malla. | 120 |
| Ilustración 3-67: | Indicadores para evaluar una calidad de malla. | 121 |
| Ilustración 3-68: | Pasos para colocar fuerza de empuje en ANSYS. | 121 |
| Ilustración 3-69: | Pasos para colocar la restricción de apoyo en ANSYS. | 121 |
| Ilustración 3-70: | Alineación de path en ANSYS. | 122 |
| Ilustración 3-71: | Refinamiento final de malla con un tamaño de 0.65 mm. | 123 |
| Ilustración 3-72: | Convergencia de la deformación máxima. | 123 |
| Ilustración 3-73: | Convergencia del esfuerzo máximo en el punto de singularidad. | 124 |
| Ilustración 3-74: | Convergencia del esfuerzo máximo en la zona del path. | 124 |
| Ilustración 3-75: | Matek F405-TE. | 125 |
| Ilustración 3-76: | Hoja de datos para motor V2207-1950KV. | 127 |
| Ilustración 3-77: | Testeo del comportamiento de la hélice vs empuje. | 129 |
| Ilustración 3-78: | Configuración frame type. | 140 |
| Ilustración 3-79: | Configuración parámetros iniciales. | 141 |
| Ilustración 3-80: | Configuración acelerómetro de la FC. | 141 |
| Ilustración 3-81: | Configuración acelerómetro de la FC. | 142 |
| Ilustración 3-82: | Configuración acelerómetro de la FC. | 142 |
| Ilustración 3-83: | Ardupilot configuraciones ficha técnica. | 143 |

| | | |
|---------------------------|--|-----|
| Ilustración 3-84: | Configuración serial 2 | 144 |
| Ilustración 3-85: | Configuración serial 3 | 144 |
| Ilustración 3-86: | Configuración serial 5 | 145 |
| Ilustración 3-87: | Configuración serial 6 | 145 |
| Ilustración 3-88: | Comunicación RCIN con RSSI. | 146 |
| Ilustración 3-89: | Configuración FC..... | 146 |
| Ilustración 3-90: | Configuración mando de control. | 147 |
| Ilustración 3-91: | Asignación de los movimientos del mando de control. | 147 |
| Ilustración 3-92: | Configuración del mando de control. | 148 |
| Ilustración 3-93: | Configuración altura regreso a casa..... | 149 |
| Ilustración 3-94: | Configuración velocidad regreso a casa. | 149 |
| Ilustración 3-95: | Configuración parámetros regreso a casa | 150 |
| Ilustración 3-96: | Configuración parámetros regreso a casa | 150 |
| Ilustración 3-97: | Configuración modos de vuelo..... | 151 |
| Ilustración 3-98: | Configuración modos de vuelo..... | 151 |
| Ilustración 3-99: | Configuración modos de vuelo armado..... | 152 |
| Ilustración 3-100: | Configuración modos de vuelo armado..... | 152 |
| Ilustración 3-101: | Calibración compass cuadricóptero..... | 153 |
| Ilustración 3-102: | Calibración compass cuadricóptero..... | 154 |
| Ilustración 3-103: | Configuración ESC..... | 154 |
| Ilustración 3-104: | Identificación del sentido de giro de motores..... | 155 |
| Ilustración 3-105: | Configuración ESC..... | 155 |
| Ilustración 3-106: | Conexión ROTG02/salida de video..... | 156 |
| Ilustración 3-107: | Simulador liftoff..... | 156 |
| Ilustración 3-108: | Simulador liftoff..... | 157 |
| Ilustración 4-1: | Diagrama de flujo del proceso de diseño frame cuadricóptero..... | 158 |
| Ilustración 4-2: | Herramientas necesarias para el montaje del frame..... | 159 |
| Ilustración 4-3: | Instalación de tuerca de presión M3 en brazos cuadricóptero..... | 159 |
| Ilustración 4-4: | Conexión brazos cuadricóptero con bastidor inferior..... | 160 |

| | | |
|--------------------------|---|-----|
| Ilustración 4-5: | Conexión brazos cuadricóptero con conector brazo. | 160 |
| Ilustración 4-6: | Instalación componentes de unión en el bastidor intermedio..... | 161 |
| Ilustración 4-7: | Ensamble bastidor inferior y bastidor intermedio..... | 161 |
| Ilustración 4-8: | Componentes con relación al bastidor superior. | 162 |
| Ilustración 4-9: | Conexión abrazadera y placas laterales. | 162 |
| Ilustración 4-10: | Ensamble general frame. | 162 |
| Ilustración 4-11: | Herramientas para la conexión electrónica. | 163 |
| Ilustración 4-12: | Transmisión de datos por UART..... | 164 |
| Ilustración 4-13: | Conexión ESC con motores brushless. | 165 |
| Ilustración 4-14: | Conexión ESC con la controladora de vuelo. | 165 |
| Ilustración 4-15: | Pines de conexión GPS..... | 167 |
| Ilustración 4-16: | Pines de conexión receptor TBS..... | 168 |
| Ilustración 4-17: | Conexión receptor TBS con FC..... | 168 |
| Ilustración 4-18: | Valores de voltaje ideal LiPo..... | 170 |
| Ilustración 4-19: | Prueba de vuelo con una batería LiPo. | 170 |
| Ilustración 4-20: | Primera prueba de vuelo cuadricóptero. | 171 |
| Ilustración 4-21: | Salida de información por mission planner. | 171 |
| Ilustración 4-22: | Mensaje de advertencia de vuelo..... | 171 |
| Ilustración 4-23: | Valor de voltaje ideal antes del vuelo LiPo. | 173 |
| Ilustración 4-24: | Conexión en paralelo batería LiPo. | 173 |
| Ilustración 4-25: | Segundo vuelo cuadricóptero. | 173 |
| Ilustración 4-26: | Altura de vuelo 14 metros en modo de vuelo ACRO. | 174 |
| Ilustración 4-27: | Voltaje mínimo después de prueba de vuelo. | 174 |

ÍNDICE DE ANEXOS

- ANEXO A:** INSTALACIÓN DE PROGRAMAS PARA EL MANEJO DEL CONTROLADOR DE VUELO.
- ANEXO B:** ACTUALIZACIÓN DEL FIRMWARE CORRESPONDIENTE A LA PLACA DE CONTROL.
- ANEXO C:** CONFIGURACIÓN DEL MANDO RADIO CONTROL.
- ANEXO D:** SINCRONIZACIÓN DEL MANDO DE CONTROL CON EL RECEPTOR.
- ANEXO E:** PLANOS DE CONSTRUCCIÓN.

RESUMEN

Este proyecto tuvo como objetivo crear una guía técnica detallada para el diseño y la construcción de un cuadricóptero funcional. Se abordaron aspectos mecánicos, como el estudio de materiales para lograr alta resistencia y ligereza mediante la selección por el método ordinal corregido de control ponderado. Se llevó a cabo un análisis del comportamiento mecánico, validado con cálculos analíticos y el Método de Elementos Finitos. El estudio aerodinámico del UAV se respaldó en la Teoría de cantidad de movimiento y la Teoría de elemento de hélice, lo que permitió calcular la potencia necesaria para el vuelo. Después del diseño mecánico, se procedió a la construcción mediante impresión 3D para garantizar precisión y calidad. En la fase eléctrica y electrónica, se seleccionaron minuciosamente los componentes necesarios, como baterías, controlador de vuelo, ESC, motores y hélices. Cada componente cumplió una función específica para asegurar una autonomía de vuelo estable. La elección del controlador de vuelo, ya sea de código abierto o cerrado, fue crucial en la fase electrónica, ya que actuó como la memoria central del cuadricóptero, recibiendo órdenes del control remoto o la estación de mando Mission Planner. La programación adecuada del controlador de vuelo fue esencial para un vuelo estable y seguro. El proyecto proporcionó una guía exhaustiva para construir un cuadricóptero, detallando cada factor. Con esta guía, los constructores podrán desarrollar un dron confiable y seguro, cumpliendo con requisitos mecánicos y electrónicos para un vuelo exitoso.

Palabras clave: <GUÍA TÉCNICA>, <CUADRICÓPTERO>, <MANUFACTURA ADITIVA>, <AUTONOMÍA DE VUELO>, <AERODINÁMICA>, <ESTACIÓN DE MANDO MISSION PLANNER>.

0104-DBRA-UPT-2024



SUMMARY

This project aimed to create a detailed technical guide for designing and constructing a functional quadcopter. Mechanical aspects were addressed, such as the study of materials to achieve high strength and lightness through selection by the corrected ordinal method of weighted control. The mechanical behavior was analyzed and validated with analytical calculations and the Finite Element Method. The aerodynamic study of the UAV (Unmanned Aerial Vehicle) was supported by the Momentum Theory and the Propeller Element Theory, which allowed calculating the power necessary for flight. After mechanical design, construction was carried out using 3D printing to ensure precision and quality. The essential components, such as batteries, flight controllers, ESC, motors, and propellers, were carefully selected in the electrical and electronic phases. Each component fulfilled a specific function to ensure stable flight autonomy. The choice of the flight controller, whether open or closed source, was crucial in the electronics phase, as it acted as the quadcopter's central memory, receiving commands from the remote control or the Mission Planner command station. Proper flight controller programming was essential for a stable and safe flight. The project provided a comprehensive guide to building a quadcopter, detailing every factor. With this guide, builders can develop a reliable and safe drone that meets mechanical and electronic requirements for a successful flight.

Keywords: <TECHNICAL GUIDE>, <QUADROPTER>, <ADDITIVE MANUFACTURING>, <FLIGHT AUTONOMY>, <AERODYNAMICS>, <MISSION PLANNER COMMAND STATION>.



Lic. Sandra Leticia Guijarro Paguay

C.I.: 0603366113

INTRODUCCIÓN

La ingeniería mecánica y la electrónica se ha relacionado estrechamente con el crecimiento de la globalización en el proceso tecnológico, la mayoría de los productos en la actualidad cuentan con un sistema eléctrico y un sistema mecánico para su funcionamiento autónomo como lo es los vehículos, motores, teléfonos, computadores, drones, entre otros (Organización Internacional del Trabajo (OIT) 2023).

El diseño mecánico mediante el uso de herramientas CAD-CAM-CAE, han facilitado los procesos de desarrollo, simulaciones y fabricaciones de componentes que presentan mayor calidad para la fabricación de maquinaria (Advanced Engineering Center (CADEMS), 2021).

Prácticamente todos los componentes mecánicos que conforman un sistema tienden a soportar cargas externas diferentes a las del propio peso, generando en la estructura en función a su posición esfuerzos de diversos tipos que pueden afectar la vida útil con el paso del tiempo (Federación de Enseñanza de CC.OO. de Andalucía, 2011).

Uno de los sistemas que relaciona la mecánica con la electrónica son los vehículos aéreos no tripulados (UAV), estos dispositivos controlados mediante mandos a distancia, han tenido una gran participación en la sociedad actual debido a los múltiples servicios en los que se puede emplear, desde el control militar hasta el uso en el sector industrial para la inspección de sectores de difícil acceso, entre las actividades que se emplean están la recolección de datos, captura de imágenes, control de estructuras, carga de paquetes, entre otros, inclusive se puede ver a estos dispositivos como uso personal para distracción y estudio autónomo (Miano Villar, 2017).

El avance tecnológico ha permitido desarrollar dispositivos que facilitan la vida de las personas, de esta manera en este proyecto de titulación se busca construir una memoria técnica de fácil comprensión para aquellos que buscan implementar su propio UAV, asegurando su correcto funcionamiento mediante el cálculo adecuado y las pruebas de vuelo correspondientes.

Es importante seleccionar los componentes electrónicos que conforman un UAV que brinden al sistema en conjunto la eficiencia con un nivel de fiabilidad sin sobredimensionar los costos, tener un conocimiento profundo de las piezas y elementos fundamentales que conforman un dron permite garantizar una experiencia de vuelo segura.

Adquirir este conocimiento es el primer paso para realizar las verificaciones necesarias y evitar posibles complicaciones durante el vuelo. Tener una comprensión detallada de cada uno de los componentes del dispositivo permitirá poder identificar y solucionar el problema (Hispa Drones, 2019).

Por otra parte, tener un control de la estructura del UAV, el estudio de las deformaciones y tensiones en los brazos, chasis y los nervios que posea la estructura permite asegurar la vida útil del mismo, para lo cual se debe estudiar minuciosamente de forma analítica y con apoyo de herramientas CAD y CAE.

CAPÍTULO I

1. DIAGNÓSTICO DEL PROBLEMA

1.1 Antecedentes

En el año de 1898 Nicolas Tesla controla un pequeño barco mediante ondas de radio, dando la apertura a un mundo de posibilidades con el paso del tiempo (Posea, 2023). El desarrollo de vehículos controlados a distancia empezó en el área militar, los proyectos empezaron durante la primera guerra mundial, en 1916 con “Britain’s Aerial Target” como un prototipo de avión y en 1918 con “Kettering Bug” que tomo vuelo como el primer torpedo aéreo, ninguno de los dos se usaron, sin embargo después de la primera guerra mundial se inició inmediatamente el desarrollo de otros prototipos, como es la aparición en 1920 del primer cuadricóptero “Omnichen-2” y en 1935 con “DH.82B Queen Bee” que da el nacimiento a la palabra “Dron” como un avión de dimensiones altas controlado mediante radiofrecuencia AM baja para afinar la puntería de la artillería anti aérea (Posea, 2023).

El desarrollo de los drones fue de la mano con los misiles como forma de guiar los explosivos hacia un objetivo mediante seguimiento de este (Ruipérez Martín, 2016). La Marina de los Estados Unidos comenzó a experimentar con aviones controlados por radio, lo que llevó al desarrollo del “Curtiss N2C-2” en 1937. Durante la Segunda Guerra Mundial el actor británico Reginald Denny y el ingeniero Walter Righter desarrollaron el modelo de avión a control remoto “Radioplane OQ-2”, que se convirtió en el primer UAV producido en masa en los Estados Unidos, con casi 15.000 unidades fabricadas para uso militar durante la Segunda Guerra Mundial (Vyas, 2020). La Alemania nazi desarrolló un UAV, el cual demostró las posibilidades que ofrecen en combate. Los intentos de América de eliminar dicho UAV sentaron las bases de los programas de investigación americanos en futuros proyectos.

La revolución de los UAVs no se produjo hasta 1994 con el desarrollo del MQ1 PREDATOR por la empresa norteamericana General Atomics. La idea del vuelo no tripulado existía desde hacía mucho tiempo. Sin embargo, fue en los años 90, gracias a los avances del GPS (Global Positioning Satellite) y a una mejor computación, cuando las posibilidades de los drones realmente despegaron.

Con el avance de las cámaras aerotransportadas como el DJI X5R y las gimbals (estabilizadores de cámara), todo tipo de posibilidades se hicieron realidad (Ruipérez Martín, 2016). El rápido crecimiento de esta tecnología ha hecho posible que estos dispositivos se vean usados en otros ámbitos distintos al sector militar como es la inspección en sectores industriales, seguridad, agricultura, incluso el uso personal, en la actualidad se puede observar drones con 4 o más rotores para su uso de varias maneras (Vyas, 2020).

1.2 Justificación

En la actualidad los UAV's han tenido un gran impacto en la sociedad, debido a que pueden ser usado prácticamente para todas las áreas de estudio, desde la agricultura, centros de búsqueda, seguridad, inspección, entre otros. Estos dispositivos tienen un crecimiento exponencial por lo que es indispensable impulsar el conocimiento en la mecánica, electrónica y electricidad que conforma este sistema. La mecánica detrás de un UAV's es de mucho interés para los nuevos estudiantes y el reto en la actualidad es que cada persona pueda construir uno sin la necesidad de adquirirlo en el mercado a costos elevados, por tal este tema de titulación busca dejar una guía técnica detallada con todos los parámetros para el diseño conceptual del UAV's tipo cuadricóptero en donde se tomara en cuenta parámetros de análisis estructural, centros de gravedad, cargas que influye en la selección de componentes electrónicos y la etapa de construcción de forma entendible para que a futuro la comunidad politécnica pueda construir sus prototipos.

1.3 Formulación del problema

La facultad de mecánica de la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo cuenta con laboratorios de control y automatización que permiten el crecimiento y desarrollo de los estudiantes mediante prácticas de laboratorios, aun así, la facultad de mecánica no cuenta con una plataforma experimental de vuelos UAV tomando en cuenta el gran impacto de estos dispositivos en la actualidad para el sector mecánico. Debido a esto, se presenta el siguiente tema de titulación, desarrollo de una guía técnica para la construcción de un UAV tipo cuadricóptero de bajo costo y alto rendimiento para aplicaciones diversas.

Diseñar un dron estable necesita de dos ramas que se ve en la ingeniería mecánica, el primero es el diseño de elementos que se encarga del dimensionamiento correcto de los componentes mecánicos que conforman el sistema para que cumplan con un coeficiente de seguridad evitando el sobredimensionamiento y con ello el costo económico elevado, por eso el tema se centra con

mayor porcentaje en elaborar una guía técnica que cuente con todos los parámetros que validen la resistencia y rigidez para la etapa de construcción, de esta manera se podrá superar adversidades como las relaciones de peso que existe en la mayoría de los drones del mercado.

La segunda parte es la electrónica que presenta los UAV y el correcto dimensionamiento de los componentes eléctricos y electrónicos, para un sistema de vuelo autónomo y estable, es importante que el diseñador tenga conocimiento en elementos como motores, baterías, controladores de vuelo, receptores, entre otros que están ligados intrínsecamente con la relación del peso del UAV y su autonomía de vuelo.

De esta forma se busca solventar la necesidad de una plataforma experimental de vuelo, accesible, asegurando un diseño robusto con componentes electrónicos estables y sobre todo parámetros de construcción entendibles para que la comunidad politécnica lo pueda usar.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo general

Analizar los elementos mecánicos, eléctricos y electrónicos que conforma la estructura de un UAV´s tipo cuadricóptero para el correcto dimensionamiento de las mismas a fin de disponer de una guía técnica de construcción de este tipo de sistema.

1.4.2 Objetivos específicos

- Aplicar la metodología de diseño conceptual para la construcción de un UAV´s tipo cuadricóptero para definir los materiales y componentes electrónicos óptimos para su funcionamiento.
- Modelar la plataforma experimental UAV´s tipo cuadricóptero mediante software CAD y verificar su resistencia y rigidez mediante el método de elementos finitos MEF, para garantizar que la estructura cumpla con los requisitos de rendimiento y seguridad necesarios para su operación exitosa.
- Construir una plataforma de vuelo experimental UAV´s tipo cuadricóptero aplicando la guía técnica para comprobar su eficiencia aplicativa mediante pruebas de vuelo de distinta naturaleza.

CAPÍTULO II

2.MARCO TEÓRICO

2.1 Terminología Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV´s)

Un vehículo aéreo no tripulado recibe el nombre de UAV del inglés (Unmanned Aerial Vehicle), cuando se suma un sistema de aviónica pasan a ser UAV´s estos dispositivos se conocen comúnmente como drones y se puede considerar como todo aquel dispositivo cuyo pilotaje es mediante un control remoto desde la base sin necesidad de que exista una persona a bordo (Guilmartin, 2023).

2.2 Antecedentes de los UAV

La presencia de dispositivos que se controlen desde un punto remoto sin tripulantes era una idea que el ejército austriaco empleo contra la ciudad de Venecia en el año de 1849, empleando alrededor de 200 globos cargados con material explosivo (Ruipérez Martín, 2016), a pesar de que este concepto está fuera de la realidad con el termino UAV fue la idea que impulso al sector militar en el desarrollo de esta teoría (Delgado, 2016).

Con el paso de los años aparece el termino radiocontrol que fue el inicio a un mundo de posibilidades para el control de dispositivos de forma remota sin la necesidad de una tripulación a bordo, esta idea se le otorga a Nikolas Tesla quien en el año de 1898 presentaba un bote controlado por mando a distancia al que denomino Telautomaton (PALOU, 2016).



Ilustración 2-1: Antecedentes del uso de aeronaves no tripuladas en la ciudad de Venecia.

Fuente: Delgado, 2016.

Sin embargo, a pesar de los esfuerzos de Tesla el fin de esta guerra hizo que el desarrollo de esta tecnología se vea olvidada por el ejército estadounidense hasta la segunda guerra mundial en donde se empezó a ver su potencial.



Ilustración 2-2: Telautomaton de Nikola Tesla.

Fuente: Oliveira, 2017.

En 1907 aparece la primera estructura cuadricóptero propuesta por los hermanos Jacques y Louis Bréguet, con la vigilancia del fisiólogo francés Charles Richet, esta configuración presentó pruebas de vuelo de 60 cm y su estabilidad no era apropiada aun así fue el precursor para el helicóptero que hoy en día conocemos y el impulso del concepto UAV tipo cuadricóptero (Vyas, 2020).

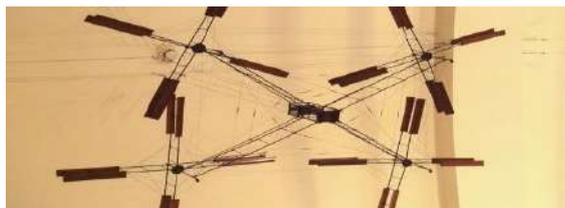


Ilustración 2-2: Primer quadcopter por los hermanos Jacques y Louis Bréguet.

Fuente: Vyas, 2020.

En el año de 1916 el británico Archibald M. Low vio la importancia de controlar la visión en todas las direcciones durante un ataque enemigo despertando el interés de construir dispositivos como los aviones, pero dirigidos desde un punto remoto de esta manera aparece el primer UAV “Ruston Proctor Aerial Target” dirigido por radio y luego en 1917 con el primer cohete inalámbrico, a pesar de sus aportes el ejército británico no los usó (Vyas, 2020).

El ejército estadounidense en 1918 desarrolla “Kettering Bug” que ya empleó controles de giroscopio y cuyo principio se resume en una bomba de ataque, a pesar de su desarrollo no se empleó en la primera guerra mundial (Posea, 2023).

Después de la guerra se inició rápidamente el desarrollo de otros prototipos, como el desarrollo del cuadricóptero "Omnichen-2" en 1920 y el "DH.82B Queen Bee" en 1935, que dio origen a la palabra "Dron" como un avión de gran tamaño controlado por radiofrecuencia de baja amplitud para mejorar la precisión de la artillería antiaérea (Posea, 2023).



Ilustración 2-3: Kettering aerial torpedo “Bug”.

Fuente: Website, 2023.

En 1937 la Marina de los Estados Unidos comenzó a experimentar con aviones controlados por radio, lo que llevó al desarrollo del “Curtiss N2C-2”. Durante la Segunda Guerra Mundial el británico Reginald Denny y el ingeniero Walter Righter desarrollaron el modelo de avión a control remoto “Radioplane OQ-2”, que se convirtió en el primer UAV producido en masa en los Estados Unidos, con casi 15.000 unidades fabricadas para uso militar (Vyas, 2020).

El impulso tecnológico en el desarrollo de armas controladas de forma remota hizo que cada vez se mejoraran los errores de las versiones antiguas, así es como Edward M. Sorensen registra su aporte como el primer avión RC "Big Guff" que permite rastrear sus movimientos empleando un espacio más amplio lejos de la vista del operario (Vyas, 2020).

Durante la época de la Alemania nazi, se creó un UAV “V-1-Doodlebugs” que mostró su potencial en situaciones de combate equipadas con parámetros como barómetros para controlar la altitud, la velocidad del aire, los movimientos como guiñada y cabeceo controlados por giroscopios, el acimut se controló por una brújula magnética, el timón y el elevador se controlaron con aire presurizado, para mantener un vuelo automático, ante esto Estados Unidos aplicó ingeniería inversa a la tecnología y desarrollaron sus propios drones aéreos no tripulados impulsados por chorro de pulsos, como el TD2D-1 Katydid y el Curtiss KD2C, lo que llevó a la creación de programas de investigación para futuros proyectos (Vyas, 2020).



Ilustración 2-4: Doodlebugs V-1.

Fuente: German Federal Archive,2022.

El desarrollo de los drones tuvo un gran paso con la guerra de Vietnam, si bien el desarrollo de estos dispositivos está ligado con el área militar fue en esta confrontación donde se pudo ver programas más innovadores de vigilancia con aviones dirigidos remotamente. A partir del año 1960 Estados Unidos comenzó a programar sensores mucho más sensibles en los UAV para obtener datos más precisos de las fuentes enemigas, de esta forma se podía escuchar movimientos, manejar los aviones no tripulados por áreas de difícil acceso, entre otras nuevas tecnologías (Delgado, 2016).

En 1964, la influencia de los aviones no tripulados empieza a tomar más fuerza sobre el ejército de EE. UU, esto representaba menos riesgo de las tropas, por lo que se empezó a reemplazar los modelos antiguos de aviones tripulados por estos para misiones de espionaje en zonas de difícil acceso político como lo era los países de Cuba, Corea del Norte y la República Popular de China.



Ilustración 2-5: Avión sin tripulación usado en la guerra contra Vietnam.

Fuente: Andrés J, 2020.

La guerra de Vietnam es un ítem importante para entender como evoluciono los aviones no tripulados en el área militar y consecutivamente su influencia en el precursor del drone que con el paso del tiempo se volvería un artefacto de uso común en la vida diaria (Delgado, 2016).

En 1970 empieza el desarrollo más largo de los pre drones con el programa Sky Eye, ciencias del desarrollo incorporadas (DSI), desarrollando prototipos:

Tabla 2-1: Modelos UAV desarrollados en el proyecto Sky Eye.

| Modelo | Envergadura | Largo | Peso (Lb) | Velocidad (mph) | Límite de altura (ft) | Tiempo de vuelo (horas) |
|--------|-------------|--------|-----------|-----------------|-----------------------|-------------------------|
| I-A | 11'66" | 5'7" | 55 | 105 | 13000 | 6 |
| I-B | 11'66" | 5'7" | 60 | 138 | 15000 | 9 |
| R4D | 12'4" | 6'11" | 100 | 150 | 20000 | 6 |
| R4E-5 | 8'9" | 6'1" | - | 81 | 5000 | 30 min |
| R4E-10 | 11' | 7'1" | - | 115 | 10000 | 3 |
| R4E-30 | 17'7" | 12'2" | 263 | 144 | 150000 | 8 |
| R4E-40 | 17'7" | 13'10" | - | 155 | 150000 | 9 |
| R4E-70 | 20'10" | 18'11" | - | 184 | 20000 | - |

Fuente: (Blom, 2006).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

En esta misma década de los 70 se invierte más fuentes económicas en los vehículos teledirigidos conocidos como vehículo pilotado a distancia por sus siglas (RPV). Para lo cual la Fuerza Aérea presento una serie de mejoras como era el aumentar las capacidades de alcance y de vigilancia. Se desarrollaron una serie de prototipos capaces de llevar láser y cámaras de video (Delgado, 2016).

Tabla 2-2: Cinco componentes de los sistemas UAV.

| Requisitos que presentaba un UAV | | | | |
|----------------------------------|------------------------------|----------------------------|--------------------|-------------------|
| Vehículo aéreo | Carga útil | Lanzamiento y recuperación | Estación terrestre | Enlace de datos |
| Altitud | Inteligencia de imagen | Suelo | Control | Rango |
| Carga útil (peso y tamaño) | Inteligencia de comunicación | Barco | Movilidad | Frecuencia |
| Radio operativo | Inteligencia electrónica | Aire | Procesando | Banda ancha |
| Resistencia | Designación de objeto | - | Oportunidad | Protección ECM |
| Supervivencia | Bloqueador | - | - | Interoperabilidad |
| - | - | - | - | Oportunidad |

Fuente: (Blom, 2006).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

A inicio de los años 80 a pesar de las altas inversiones y el escepticismo por parte de los gobiernos en el avance del área militar en drones, se reconoce que los UAV son tecnologías confiables de alto crecimiento aplicativo, con el desarrollo de los sistemas de control, con ello el rigor en su uso y las leyes para su manejo exclusivo hizo presencia en varios países debido a la principal utilidad que se le daba en el reconocimiento de áreas de investigación (Delgado, 2016).

La oficina del programa conjunto (JPO) por sus siglas en ingles empezó el desarrollo de sistemas de resistencia de rango medio conocido como Predator, en el año de 1994 el departamento de defensa (DOD) con afiliación en General Atomics construyen el primer Predator.



Ilustración 2-6: Predator drones.

Fuente: Guardian, 2017.

Este UAV volaba 3000 a 25000 ft de altura con una duración de 20 horas de autonomía a pesar de su éxito presento muchas variantes, fue utilizado después de la tragedia del 11-S, para este caso la inteligencia militar de EE. UU empezó a volar drones por las tierras afganas, cuyo objetivo principal era la muerte de Osama Bin Laden, sin embargo, estas acciones acabaron con la vida de muchos civiles llevando problemas judiciales de la CIA en 2002 (Delgado, 2016).

Tabla 2-3: Evolución del UAV predator.

| | Peso (Lb) | Largo | Envergadura | Tiempo de vuelo (horas) | Radio de operación (nm) | Carga útil (Lb) |
|----------------------------------|------------------|--------------|--------------------|--------------------------------|--------------------------------|------------------------|
| Predator (MQ-1) | 2250 | 27' | 55' | 24 | 500 | 450 |
| Warrior alpha (I-GNAT-ER) | 2300 | 27' | 49' | 30 | 150 | 450 |
| Sky warrior (MQ-1C) | 3200 | 28' | 56' | 40 | 648 | 800 |
| Reaper (MQ-9) | 10500 | 36' | 66' | 24 | 1655 | 3750 |

Fuente: (Blom, 2006).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Con el paso del tiempo y los avances tecnológicos ahora los drones cuentan con todas esas características para el funcionamiento militar, donde pueden ser equipados con cámaras, armamento y otros sensores para realizar misiones de vigilancia y ataque. Además, los UAVs también tienen aplicaciones en el ámbito científico, especialmente en la investigación atmosférica y la observación de la Tierra, los que los hacen extremadamente útiles y funcionales, por esta razón ahora podemos ver drones de todos tamaños que los usan empresas, como particulares (Salgado Garciglia, 2023).

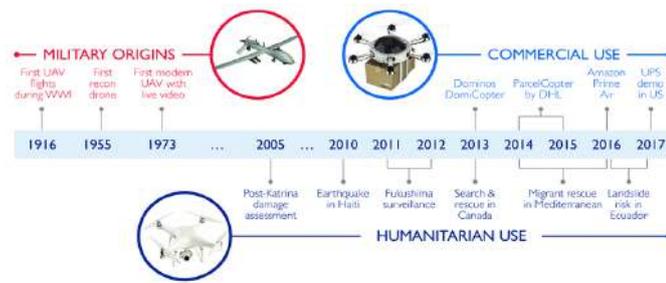


Ilustración 2-7: Evolución de los UAV's.

Fuente: Rosa, 2017.

En 2006 aparece el primer dron comercial, la Administración Federal de Aviación (FAA- Federal Aviation Administration), fue el encargado de otorgar permisos comerciales, para este año un estudiante de nacionalidad China Frank Wang funda la empresa DJI Technology Co, quien revoluciona la idea completa de los drones con su línea DJI, aplicando la tecnología para un mundo de posibilidades como lo es: cinematografía, agricultura, topografía aérea, búsqueda y rescate, infraestructura energética, gas y petróleo y muchas otras aplicaciones más (HobbyTuxtla, 2022).



Ilustración 2-8: Línea DJI para agricultura.

Fuente: HobbyTuxtla, 2022.

Uno de los mayores beneficios de los drones fue su ayuda durante la pandemia como dispositivo para entrega de medicinas a distancia, trabajo policial y control de distancia social, de esta forma la exposición al virus era menor. Los drones han revolucionado la industria de la tecnología que se espera aplicaciones cada vez más sorprendentes a futuro como el transporte personal (HobbyTuxtla, 2022).



Ilustración 2-9: Ehang 184 el primer dron tripulado.

Fuente: Muñoz, 2017.

2.3 Clasificación de los UAV's

2.3.1 Tipos de UAV's según su función comercial.

Podemos considerar que la primera clasificación de los drones según el mercado es de uso civil y militar, de esta manera podemos describir:

2.3.1.1 Drones de uso comercial

Estos dispositivos son utilizados por la sociedad para uso recreacional hasta aplicaciones de trabajo como cinematografía, agricultura, ingeniería, su regulación no les permite exceder los 121 metros de altitud y mantener un rango de visión por parte del operario de 500 metros. O sea, por debajo de la zona de circulación de los aviones comerciales y en áreas muy definidas (Sepulveda 2017).

2.3.1.2 Drones de uso militar

En los antecedentes se verifica que la trascendencia de estos dispositivos surgió en el área militar y se siguen usando actualmente bajo el seudónimo de aviones no tripulados de combate (UCAV- Unmanned Combat Air Vehicle). También se emplean para abastecer de provisiones en lugares de difícil acceso, localizar vidas humanas en siniestros naturales como derrumbes, sismos, búsqueda y vigilancia, entre otros (Valero, 2023).

2.3.2 Tipos de UAV's según el medio de movimiento

2.3.2.1 UAV's de tipo aéreos

Dentro de este grupo podemos encontrar los vehículos no tripulados de ala fija y ala rotatorio, son drones que se mueven por aire (Valero, 2023).



Ilustración 2-10: Dron de tipo aéreo.

Fuente: Valero, 2023.

2.3.2.2 UAV's de tipo marítimos

Dentro de este grupo tenemos los drones que se mueven por agua ya sea por la superficie o debajo de esta. Estos dispositivos pueden llevar un cable guía como también aquellos que se mueven forma autónoma. Empleados en métodos de salvamento, investigación de los océanos, reparación de tuberías, entre otros (Valero, 2023).



Ilustración 2-11: Dron de tipo marítimo.

Fuente: Valero, 2023.

2.3.2.3 UAV's de tipo terrestres

Drones que se mueven por tierra, su utilidad es alta para explorar zonas de difícil acceso para el ser humano (Valero, 2023).



Ilustración 2-12: Dron de tipo terrestre.

Fuente: Valero, 2023.

2.3.3 Tipos de UAV's según su forma de sustentación.

2.3.3.1 Drones de ala fija

Estos dispositivos de vuelo son similares a los aviones, su estructura es empleada en el ámbito militar debido a sus ventajas en el campo, ya que pueden cumplir trayectos de vuelo largos y a grandes velocidades, por lo general su consumo de energía es moderado, su funcionalidad se ve opacado por las maniobras de vuelo, se emplean en trayectorias de un punto a otro (Ruipérez Martín, 2016).



Ilustración 2-13: Dron ala fija eVTOL y UAV LiDAR.

Fuente: Yellowscan, 2020.

2.3.3.2 Drones multirotor

Dispositivos que presentan el impulso de vuelo mediante rotores, los multirótores se diferencian por el número de motores que hay en su estructura. en el mercado se puede encontrar esquemas de funcionamiento con 3/4/6/8 rotores. La cantidad de rotores a usar en la estructura depende de parámetros como es la carga útil a transportar, su forma, tamaño y sobre todo el aspecto económico del proyectista (dronemanya.com, 2023).



Ilustración 2-14: Dron multirotor

aptonomy's.

Fuente: Aptonomy Inc., 2018.

2.3.3.2.1 Tricóptero

Considerado la configuración de dron más simplificado, consta de tres brazos distribuidos simétricamente donde los rotores se colocan para impulsar el vuelo. Es muy utilizado por los aficionados debido a su configuración y fácil uso (Ruipérez Martín, 2016).

Ventajas de un dron tricóptero

- Fáciles de construir y reparar.
- Accesible económicamente.
- Más ligeros que el resto de multirrotores.
- Presenta gran movilidad y maniobras de vuelo.

Desventajas de un tricóptero

- No puede transportar carga pesada.
- Bajo empuje.
- No existe un control de redundancia, por tal si un motor falla todo el sistema descende.
- Los motores trabajan a gran revolución lo que implica alto consumo de energía.
- No existe muchos modelos en el mercado.

2.3.3.2.2 Cuadricóptero

La configuración del cuadricóptero está formada por cuatro brazos distribuidos uniformemente, en los cuales se encuentran cuatro rotores que permiten el vuelo. Estos se consideran como

helicópteros debido a su apariencia, son los drones más usados en el mercado con una aceptación del 80% (Drones y Robótica, 2018).

Ventajas de un dron cuadricóptero

- Rápida aceleración gracias a los 4 rotores.
- Los cuadricópteros son muy maniobrables y pueden flotar y volar en cualquier dirección. Los cuatro rotores crean una buena estabilidad.
- Estructura sencilla y robusta.
- Presenta mayor capacidad de carga que un tricóptero.
- Gran variedad de modelos en el mercado.

Desventajas de un dron cuadricóptero

- El cuadricóptero tiene menos potencia de elevación que sus dos competidores: el hexacóptero y el octocóptero.
- Capacidad de carga limitada.

2.3.3.2.3 Hexacóptero

Su configuración es similar al cuadricóptero, donde se aumenta dos rotores, distribuidos uniformemente que permiten un mayor empuje al tomar vuelo. Los rotores están dispuestos en forma circular por encima del cuerpo principal del hexacóptero (Drones y Robótica, 2018).

Ventajas de un dron hexacóptero

- Más potencia de elevación que el quadcopter y el tricóptero.
- Un hexacóptero es más estable y flexible.
- Asegura un buen aterrizaje.
- Si una de las palas de la hélice falla, las otras cinco aún pueden mantenerla volando.
- Los hexacóptero ofrecen flexibilidad y robustez.

Desventajas de un dron hexacóptero

- Los drones hexacóptero son más costosos.
- Los elementos eléctricos son más costosos.
- El personal necesita un mayor conocimiento para su manejo de vuelo.
- Difícil para transportar ya que su estructura no es plegable.

2.3.3.2.4 Octocóptero

Esta configuración de dron, presenta 8 brazos distribuidos uniformemente, en cada brazo se coloca un rotor de alta potencia para su vuelo. Debido a su configuración, la operación de vuelo, velocidad, maniobrabilidad y potencia de elevación son características muy buenas para este modelo en comparación a los demás modelos ya antes mencionados (Drones y Robótica, 2018).

Ventajas de un dron octocóptero

- Respuesta de vuelo más estable.
- Las ocho hélices giratorias le confieren una gran potencia de elevación y aceleración.
- Presenta configuración de estabilidad aun si llega a perder hasta cuatro motores.
- Puede transportar cargas útiles pesadas como cámaras, cajas, inclusive es usado en el área agrícola para el transporte de pesticidas.

Desventajas de un dron octocóptero

- Su costo económico es mucho mayor que los otros modelos en el mercado.
- Conocimiento alto en el manejo de este tipo de UAV's por parte del piloto.
- Difícil de transportar, por su gran estructura.
- Los elementos eléctricos y electrónicos son de alto costo.
- Emplea mayor número de baterías por su consumo energético.
- Menor tiempo de vuelo.

2.3.4 Tipos de UAVs por el método de control

Controlar la trayectoria de vuelo de un dron, depende mucho del campo de aplicación al que va ser sometido como también del costo económico (Dimoba Servicios, 2022).

- **Autónomo:** el UAV´s necesita de un piloto para poder controlar su trayectoria de vuelo, utiliza métodos electrónicos en su sistema de manera que los sensores sean los encargados de ayudar al piloto en su operación de vuelo.
- **Monitorizado:** el personal a cargo de controlar el dron, proporciona información en el Feedback (retroalimentación de un sistema, que, como tal, consiste en la transferencia de la señal de salida a la entrada del mismo sistema o circuito.).
- **Supervisado:** un operador controla el dron, pero este también puede realizar tareas autónomas (Serrano Cordero, Pérez Curutchet 2016).
- **Pre programado:** el dron sigue una trayectoria ya programada, por lo general estos drones no pueden adaptarse a cambios.
- **Controlador remotamente (R/C):** el control del dron se da por el uso de un radiocontrol.

2.4 Aplicaciones de los UAVs

Las aplicaciones de los drones no se limitan al mundo militar, como lo hemos visto a partir del 2006 su influencia en el mercado se ha vuelto parte de la economía con tecnología más avanzada y capacidades impresionantes. El uso de drones ha evolucionado rápidamente durante la última década, involucrando una variedad de campos que van desde la agricultura, el comercio y cada vez más en la gestión de desastres o la ayuda humanitaria.

Con la tecnología en crecimiento, se están agregando muchos sensores nuevos a los drones para que su operación pueda optimizarse altamente y puedan funcionar para aplicaciones dedicadas con alto rendimiento (Mohd Daud et al., 2022).



Ilustración 2-15: Aplicaciones de los UAV en la actualidad.

Fuente: Infrastructure Asia Pacific, 2017.

2.5 Cinemática de un cuadricóptero.

Un cuadricóptero o multirrotor de cuatro rotores es capaz de realizar movimientos como arriba, abajo, derecha, izquierda, todo esto alberga el principio de funcionamiento, por lo general cada rotor es accionado por un motor eléctrico sin escobillas, como la configuración de un cuadricóptero es del tipo cruz, dos de los rotores deben girar en sentido horario y los restantes en sentido antihorario, de esta forma el dispositivo toma vuelo (dronemanya.com 2023).

Para que un cuadricóptero vuele, debe ser capaz de realizar tres tipos diferentes de movimiento: movimiento vertical, movimiento lateral y movimiento de rotación. Según la tercera ley de Newton, cada uno de estos se puede lograr utilizando las cuatro hélices del cuadricóptero (NASA, 2020).

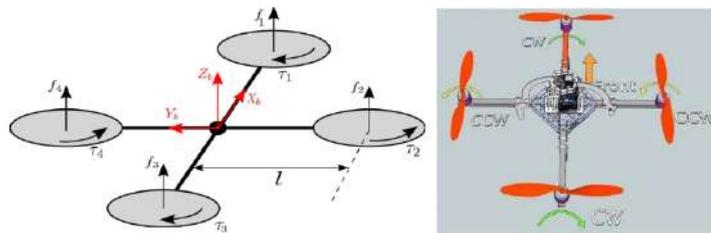


Ilustración 2-16: Configuración de sentidos de los rotores en un cuadricóptero.

Nota: CW: Sentido horario CCW: Sentido antihorario.

Fuente: Dronethusiast.com, 2016.

Si analizamos el principio de funcionamiento del cuadricóptero, cuando el rotor da el movimiento a las hélices estas giran empujando el aire hacia abajo, muy parecido al funcionamiento de un helicóptero, esto se puede relacionar con la tercera ley de Newton, por tal la reacción que ejerce en sentido contrario se conoce como “sustentación” y es la encargada de empujar al cuadricóptero hacia arriba siempre y cuando la suma total de los cuatro rotores supere la fuerza de gravedad (NASA, 2020).

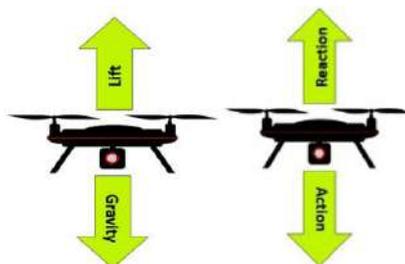


Ilustración 2-17: Fuerza de sustentación de un cuadricóptero.

Fuente: NASA, 2020.

Si variamos la velocidad angular de los rotores que conforman un dron se puede controlar su movimiento, como ya se ha mencionado anteriormente, por tal un cuadricóptero posee los siguientes movimientos:

2.5.1 Movimiento de empuje

Esta fuerza incrementa o disminuye la velocidad de todos los rotores en la misma proporción, de manera que el empuje total generado aumenta o disminuye en cierto valor, generando un movimiento vertical. Mientras todas las hélices giren a la misma velocidad, el torque resultante sobre la aeronave será nulo y de esta forma en equilibrio rotacional (Corrigan, 2020).

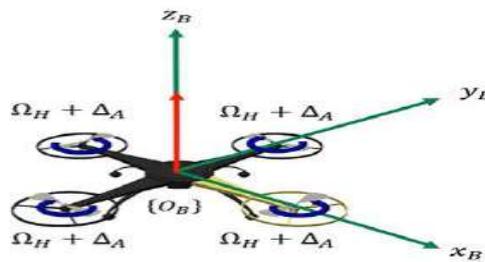


Ilustración 2-18: Movimiento de empuje cuadricóptero.

Fuente: Sasig, 2021.

2.5.2 Movimiento yaw o guiñada

Este movimiento permite que el cuadricóptero rote sobre su eje vertical ya sea a derecha o a izquierda, este movimiento es el más básico y se consigue incrementando o disminuyendo las velocidades de los rotores 1 y 3 y disminuyendo o incrementando las velocidades del par restante 2 y 4. Lo que provoca un giro sobre el eje Z (Sásig, 2021).

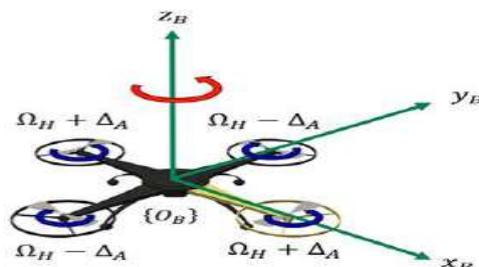


Ilustración 2-19: Movimiento yaw cuadricóptero.

Fuente: Sasig, 2021.

2.5.3 Movimiento de cabeceo o pitch

Este movimiento hace referencia a la inclinación del cuadricóptero permite que este vaya hacia adelante o hacia atrás. Este movimiento se genera incrementando o disminuyendo la velocidad del rotor 1 y se disminuye o incrementa la velocidad del rotor 3 en la misma proporción, lo que produce un giro alrededor del eje Y (Corrigan, 2020).

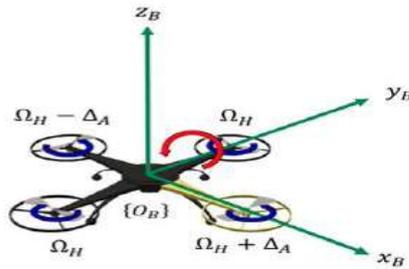


Ilustración 2-20: Movimiento pitch cuadricóptero.

Fuente: Sasig, 2021.

2.5.4 Movimiento de alabeo o roll

Este movimiento permite al cuadricóptero que vuele a la izquierda o a la derecha. Este torque se genera incrementando o disminuyendo la velocidad del rotor 4 y disminuyendo o incrementando en la misma proporción la velocidad del rotor 2, produciendo un giro sobre el eje X (Sásig, 2021).

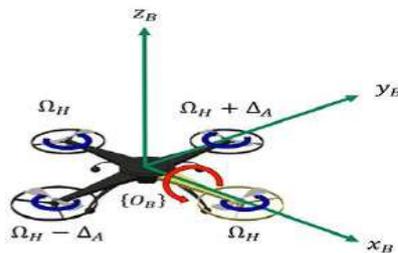


Ilustración 2-21: Movimiento Roll cuadricóptero.

Fuente: Sasig, 2021.

Es necesario que la suma de fuerzas iniciales, sean exactamente iguales que las fuerzas resultantes durante el movimiento del dron, sino sucediera así el cuadricóptero caería en picado. Los sistemas de giroscopios son los encargados del control y estabilización inteligente del multirrotores (Ruipérez Martín 2016).

2.6 Los materiales y su relación con la ingeniería

El ser humano en su proceso de evolución siempre estuvo rodeado de materiales que uso a su favor dependiendo las condiciones a las que se encontraba expuesto, si bien la historia nos muestra que el ser humano fue hábil con materiales como piedras, huesos y madera en la prehistoria, su evolución le permitió conocer los beneficios de otros materiales como el cobre o hierro que marcaron puntos de innovación en el desarrollo tecnológico. El mundo actual emplea la ciencia de ingeniería en materiales para conocer las propiedades de nuevos materiales y su uso para las industrias, formando parte importante en la economía mundial, según el diccionario de Webster un material se define como un compuesto que está formado por sustancias (Smith et al., 2006).

Los ingenieros en ciencias de los materiales se encargan de crear nuevos materiales o bien modificar la presencia de aquellos que presenta la corteza terrestre para crear nuevos productos y sistemas, la unión de materiales permite mejorar sus características y propiedades, a esto se los conoce como materiales compuestos y cada día gana más desarrollo en las industrias (Smith et al., 2006).

2.7 Materiales compuestos en UAV's

Consideramos como material compuesto a la unión de dos o más materiales heterogéneos que constituyen un nuevo material con propiedades mejoradas que no se puede encontrar en otro tipo como los cerámicos, metálicos o plásticos (Smith et al., 2006).

La creación de materiales compuestos depende del tipo de necesidad, el incremento del uso de este tipo de materiales ha aumentado en un 5% en las áreas como la aeronáutica, automotriz, civil incluso en ropa deportiva, sus propiedades como resistencia a impactos, corrosión, rigidez, sumado a una baja densidad hace de esta tecnología novedoso para aquellos sistemas donde el peso es crucial en el diseño (Smith et al., 2006).

Un material compuesto está conformado por una matriz y un refuerzo, la función que cumplen se describe a continuación:

- **Matriz:** material aglomerante que sirve de superficie sobre cual se coloca el refuerzo, se encarga de dar las propiedades físicas y químicas y direccionar las cargas que afecta al sistema al refuerzo, como ejemplo tenemos la resina poliéster, poliuretano, acrílica, entre otros (Stupenengo, 2011).

- **Refuerzo:** material que se dispersa sobre la superficie de la matriz en forma de partículas o fibras, entrega propiedades que el material aglomerado no posee, mejora las propiedades mecánicas como la resistencia y rigidez o propiedades físicas como la resistencia a altas temperaturas, entre los refuerzos más usados tenemos la fibra de carbono, la fibra de vidrio y la aramida (Stupenengo, 2011).

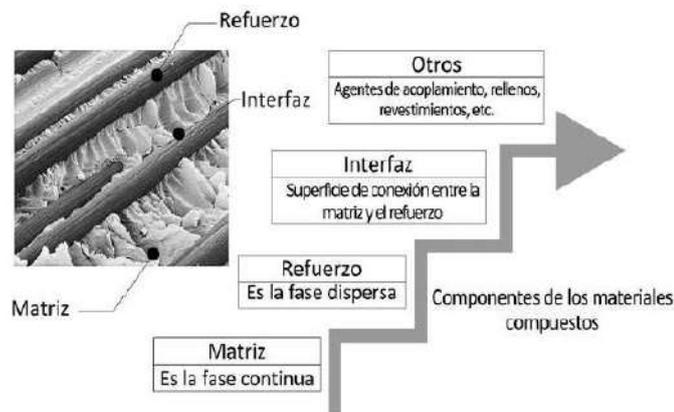


Ilustración 2-22: Componentes internos de un material compuesto.

Fuente: Salcedo, 2014.

La interfaz es la forma en cómo se une la matriz y el refuerzo, el área de contacto afecta en las propiedades de los materiales compuestos. Si esta es mínima, la matriz no podrá distribuir las cargas de manera correcta sobre los refuerzos, siendo ineficiente en la práctica, por otra parte, si la interfaz presenta agujeros el sistema puede llegar a la rotura con facilidad, esto se puede evitar mediante el uso de aditivos para recubrir la superficie aumentando la junta de unión entre el refuerzo y la matriz (Stupenengo, 2011).

2.8 Clasificación de los materiales compuestos

2.8.1 Materiales compuestos según su matriz

En un material compuesto se puede encontrar matrices como polímeros, cerámicos o metálicos, esto hace que su tipología se desglose en tres grupos cada uno con propiedades especiales dentro de la industria.

2.8.1.1 Compuestos de matriz polimérica

Como su nombre lo dice la matriz está formada fibras poliméricas con refuerzos entre las más comunes tenemos las fibras de vidrio, las de carbono o las aramídicas (Stupenengo, 2011).

2.8.1.2 Compuestos de matriz metálica

Emplea materiales como el aluminio con refuerzos de fibras en ocasiones, es aplicada en la industria automotriz para disminuir los pesos de los sistemas (Stupenengo, 2011).

2.8.1.3 Compuestos de matriz cerámica

Matriz cerámica con refuerzo de fibras cortas como carburo de silicio o nitruro de boro, se emplea en aplicaciones de altas temperaturas (Stupenengo, 2011).

2.8.2 Materiales compuestos según la forma de su refuerzo

2.8.2.1 Materiales compuestos reforzados con partículas

Tabla 2-4: Clasificación de los materiales compuestos reforzados con partículas.

| Materiales compuestos reforzados con partículas | |
|---|---|
| Reforzado con partículas grandes | Consolidado por dispersión |
| Denominado como partículas verdaderas. | Presenta diámetros entre 10 a 250 nm. |
| Diseñado para combinaciones en donde las propiedades no son tan usuales, no mejora las propiedades mecánicas. | A temperaturas ambiente, estos compuestos no resultan más resistentes que las aleaciones, pero su resistencia disminuye con el aumento de la temperatura. |
| Un ejemplo claro es el hormigón que está formado por partículas como la grava, arenas, piedras. | Como ejemplos tenemos contactos eléctricos, rejillas para batería, filamento para calentadores, componentes de turborreactores. |

Fuente: (Stupenengo, 2011).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

2.8.3 Materiales compuestos reforzados por fibras

Este tipo de material se caracteriza por su baja densidad y propiedades mecánicas buenas lo que hace que en muchas aplicaciones sustituyan al acero tradicional, debido a su configuración interna, presenta propiedades mecánicas como elevada resistencia a la fatiga, rigidez a temperaturas extremas, en este caso el refuerzo se encuentra distribuido por toda la matriz

absorbiendo las cargas, un ejemplo tenemos las varillas de acero con el hormigón, o las fibras de carbono con refuerzo de nailon o vidrio (Stupenengo, 2011).

2.8.4 Características de las fibras en la formación de un material compuesto

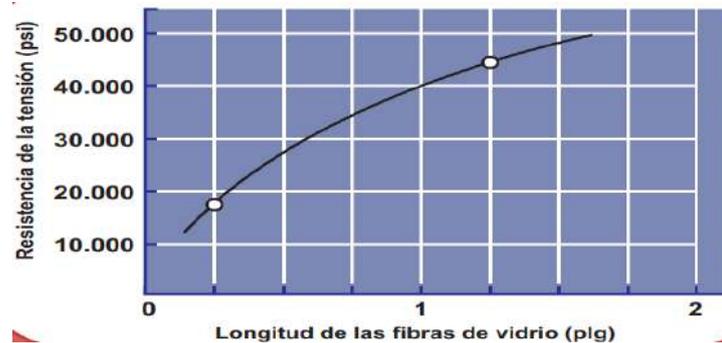


Ilustración 2-23: Resistencia de una matriz epóxica con refuerzo de vidrio.

Fuente: Stupenengo, 2011.

La longitud y el diámetro de las fibras influyen en el comportamiento mecánico de los materiales compuestos, para medir este efecto se emplea una relación de longitud sobre diámetro ($\frac{l}{d}$). Los extremos de las fibras por su configuración tienden a soportar menos cargas, por esta razón es mejor trabajar con fibras largas sobre las continuas o cortas (Stupenengo, 2011).

La cantidad de fibra en un material compuesto da mayor resistencia y rigidez sin embargo su presencia no debe exceder del 80%, para evitar riesgos de falta de conexión entre la matriz y el refuerzo o evitar una interfaz mínima, si se sobrepasa el material tiende a fallar (Stupenengo, 2011).

La orientación de la fibra influye en las propiedades del material compuesto, tenemos dos casos de estudio, primero las fibras cortas que presentan orientaciones aleatorias entre sí, formando un comportamiento isotrópico y segundo las fibras largas que poseen orientaciones unidireccionales a 0° produciendo un comportamiento anisotrópico, presentando buena resistencia y rigidez siempre que la carga sea paralela a las capas, caso contrario se tiene un comportamiento pobre, en función a esto muchos profesionales de la ciencia de materiales han desarrollado la orientación de las capas en función de la dirección de la carga generando combinaciones como $0^\circ - 90^\circ$ o también $0^\circ - 45^\circ - 90^\circ$.

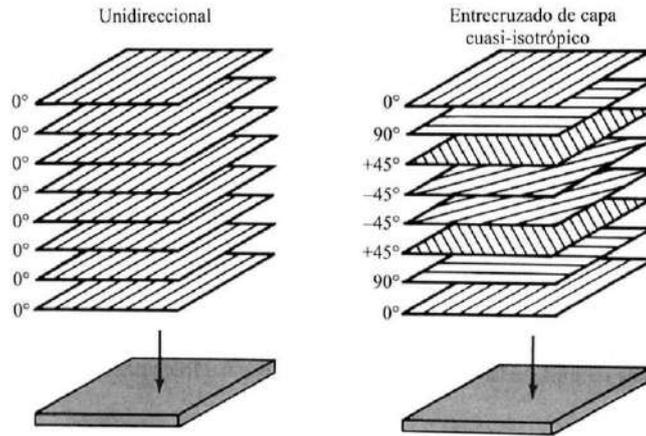


Ilustración 2-24: Orientación de las fibras largas y cortas en materiales compuestos.

Fuente: Jesús Setién Marquín, 2010.

2.9 Criterio de fallas en materiales compuestos

2.9.1 Isotrópico

Se considera que un material es isotrópico cuando tienen propiedades idénticas en todas las direcciones. De esta forma su resistencia, tensión, deformación, módulo de Young y dureza es la misma en cualquier punto del eje x, y, z (INGENIERÍA Y MECÁNICA AUTOMOTRIZ, 2020).

2.9.2 Anisotrópicos

No son materiales homogéneos es decir las propiedades antes mencionadas en los materiales isotrópicos varían en función de la dirección de las láminas, de esta forma si se aplica una carga sobre una superficie en el eje x las propiedades mecánicas en el eje y o el eje z serán distintas (INGENIERÍA Y MECÁNICA AUTOMOTRIZ, 2020).

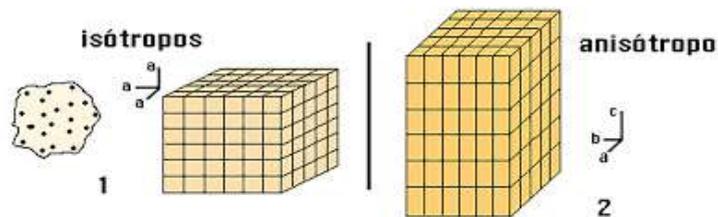


Ilustración 2-25: Isotropía - anisotropía.

Fuente: Carlos Dorronsoro Díaz, 1998.

La falla en un material compuesto laminado es difícil de predecir, porque está formado por distintos materiales y cada uno tiene un comportamiento diferente ante las cargas, lo que hace impredecible saber dónde empieza la falla, es decir el número de parámetros de resistencia a evaluar son amplios, por ejemplo el material puede fracturarse por la falta de adhesión de las láminas (debonding), el agrietamiento de la matriz por el pandeo local de las fibras, la longitud de las fibras, la deslaminación por la presencia de esfuerzos de cortes, el tipo de carga a tracción que produce la ruptura de la fibra y sucesivamente las láminas o compresión que produce micro pandeo (Arias Maya, 2004).

2.9.3 Teoría del esfuerzo máximo

La falla ocurre cuando el esfuerzo sobre el material en cualquiera de sus ejes principales es igual o mayor a la resistencia que soporta ese eje. Como se observa a continuación:

$$\begin{aligned}
 \sigma_1 \geq F_{1t} \text{ si } \sigma_1 > 0 & \quad \vee \quad |\sigma_1| \geq F_{1c} \text{ si } \sigma_1 < 0 \\
 \sigma_2 \geq F_{2t} \text{ si } \sigma_2 > 0 & \quad \vee \quad |\sigma_2| \geq F_{2c} \text{ si } \sigma_2 < 0 \\
 |\sigma_4| \geq F_4 \quad |\sigma_5| \geq F_5 \quad |\sigma_6| \geq F_6 &
 \end{aligned}
 \tag{1. 2}$$

- De σ_1 a σ_6 , esfuerzos normales o cortantes del punto crítico.
- F_{1t} y F_{1c} , resistencia en tracción y compresión longitudinal.
- F_{2t} y F_{2c} , resistencia en tracción y compresión transversalmente.
- F_4 y F_5 , resistencias al cortante interlaminar según la convención de esfuerzos.
- F_6 , resistencia al cortante en el plano.

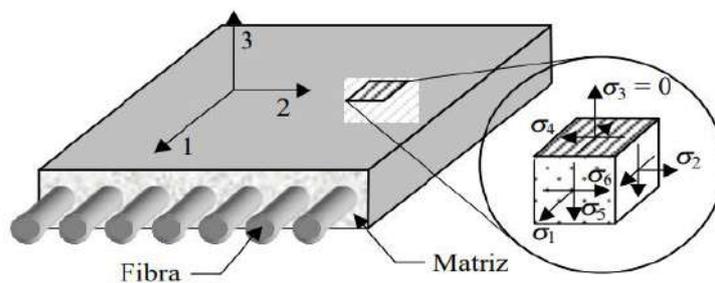


Ilustración 2-26: Lámina unidireccional y ejes principales del material.

Fuente: Arias Maya, 2004.

Si observamos la ilustración 2-26 podemos observar los ejes principales del material representado por 1 (longitudinal), 2 (transversal) y 3 (normal al plano de la lámina), de la misma manera en la ilustración 2-26 se puede observar la representación de la teoría de esfuerzo máximo, para un estado de esfuerzo biaxial ($\sigma_1 = \sigma_4 = \sigma_5 = 0$). El rectángulo representa la proyección de un hipercubo cuyos lados son las resistencias de σ_1 a σ_6 donde la falla ocurre cuando se sale del contorno de dicho rectángulo (Arias Maya, 2004, pp.115-116).

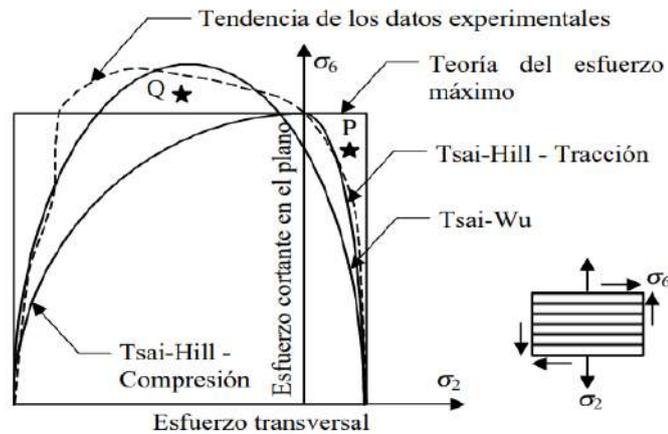


Ilustración 2-27: Gráficas de las teorías de falla por datos experimentales.

Fuente: Arias Maya, 2004.

Según (Barbero,1998; citado en Arias Maya, 2004, pp.115-116) esta teoría es similar a lo que ocurre en materiales homogéneos e isotrópicos, pero es más adecuada para los modos de falla frágiles.

Es importante recordar que cuando $\sigma_2 > F_{2t}$ en la ecuación (1.2), el compuesto falla debido a la acción de los esfuerzos de tracción en la dirección transversal. Si conocemos el modo de falla se puede preveer generando cambios en el diseño mediante la orientación de las fibras o adicionar más material. Como desventaja este criterio no es tan acertado con la realidad debido a que experimentalmente no toma en cuenta la interacción de los esfuerzos (Arias Maya, 2004, pp.115-116).

2.9.4 Teoría de la deformación máxima

La falla ocurre cuando la deformación en cualquier eje principal del material es igual o mayor a la deformación experimental tal como se observa en la ecuación (Arias Maya, 2004, pp.116-117).

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_{1t}^u \quad \text{si } \varepsilon_1 > 0 \quad \text{ó} \quad |\varepsilon_1| = \varepsilon_{1c}^u \quad \text{si } \varepsilon_1 < 0 \quad (2.2)$$

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_{2t}^u \quad \text{si } \varepsilon_2 > 0 \quad \text{ó} \quad |\varepsilon_2| = \varepsilon_{2c}^u \quad \text{si } \varepsilon_2 < 0$$

$$|\gamma_4| = \gamma_4^u, \quad |\gamma_5| = \gamma_5^u, \quad |\gamma_6| = 2|\varepsilon_{12}| = \gamma_6^u$$

- $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \gamma_4, \gamma_5, \gamma_6$, representa las deformaciones del punto de interés.
- $\varepsilon_{1t}^u, \varepsilon_{1c}^u, \varepsilon_{2t}^u, \varepsilon_{2c}^u, \gamma_4^u, \gamma_5^u, \gamma_6^u$, representa las deformaciones de falla de valor positivo.
- t , subíndice de tracción, c , subíndice de compresión.

Como ventaja principal esta teoría toma en cuenta el valor de Poisson (ν), lo que permite la relación entre los esfuerzos y la deformación, a diferencia de la teoría anterior (Arias Maya, 2004, pp.116-117).

2.9.5 Teoría de Tsai Hill

Esta teoría se ajusta para los materiales ortotrópico, su formulación es similar a la teoría de Von Mises, explica que la falla ocurre cuando se cumple con la siguiente ecuación:

$$\frac{(\sigma_1)^2}{(F_1)^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{(F_1)^2} + \frac{(\sigma_2)^2}{(F_2)^2} + \frac{(\sigma_6)^2}{(F_6)^2} + \frac{(\sigma_4)^2}{(F_4)^2} + \frac{(\sigma_5)^2}{(F_5)^2} = 1 \quad (3.2)$$

$$F_1 = F_{1t} = F_{1c} \text{ y } F_2 = F_{2t} = F_{2c}$$

Si la referencia se encuentra en Von Mises podemos obtener un factor de seguridad de la siguiente manera:

$$\frac{(\sigma_1)^2}{(F_1)^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{(F_1)^2} + \frac{(\sigma_2)^2}{(F_2)^2} + \frac{(\sigma_6)^2}{(F_6)^2} + \frac{(\sigma_4)^2}{(F_4)^2} + \frac{(\sigma_5)^2}{(F_5)^2} = \frac{1}{n} \quad (4.2)$$

Entre las ventajas de esta teoría es la relación de esfuerzos sobre el material, pero su desventaja se puede considerar a que no identifica los modos que interactúan para producir la falla, tomando en cuenta que un material compuesto la falla puede ocurrir de diversas formas como se lo vio anteriormente. Además, este principio no se puede emplear cuando tenemos diferente resistencia de tracción o compresión, ya que todas deben tener un solo valor (Arias Maya, 2004, pp.116-117).

2.9.6 Teoría de Tsai Wu

$$f_1\sigma_1 + f_2\sigma_2 + f_{11}(\sigma_1)^2 + f_{22}(\sigma_2)^2 + 2f_{12}(\sigma_1\sigma_2) + f_{66}(\sigma_6)^2 + f_{44}(\sigma_4)^2 + f_{55}(\sigma_5)^2 - 1 = 0 \quad (5.2)$$

Aparece mediante la modificación de la teoría de Tsai Hill, en este principio se toma en cuenta nuevos parámetros y se propone la ecuación (5.2). Donde los términos:

- $f_1 = F_{1t}^{-1} - F_{1c}^{-1}$
- $f_2 = F_{2t}^{-1} - F_{2c}^{-1}, f_{11} = (F_{1t}F_{1c})^{-1}$
- $f_{22} = (F_{2t}F_{2c})^{-1}, f_{66} = (F_6)^{-2}$
- $f_{44} = (F_4)^{-2}, f_{55} = (F_5)^{-2}$

El coeficiente f_{12} se debe obtener por ensayo biaxial, debido a la dificultad de este ensayo se puede aproximar a un valor obtenido por tracción transversal o mediante la siguiente fórmula.

$$f_{12} \approx -0.5(F_{1t}F_{1c}F_{2t}F_{2c})^{-0.5} \quad (6. 2)$$

Las ventajas que presenta este principio en comparación a las demás es su mejor concordancia con los datos experimentales, si observamos la ilustración 2-28, además la ecuación toma en cuenta resistencia a tracción y compresión, su utilidad es buena en la práctica mediante el uso de paquetes computacionales que ayudan en la resolución.

2.10 Metodología por despliegue de función de calidad QFD

Despliegue de la función de calidad por sus siglas en inglés (QFD) es una metodología que nos permite obtener productos innovadores que cumple con las necesidades y expectativas deseadas por el usuario. Esta metodología emplea cálculos matemáticos mediante valores que se les otorga a las características que se anexa al producto o servicio en este caso el UAV's y nos permitirá conocer las funciones más importantes como las menos indispensables de nuestro producto evitando una sobredimensión económica (Jimeno, 2012).

2.10.1 Fases de desarrollo del QFD

2.10.1.1 Voz del usuario

Se toma en cuenta los parámetros y necesidades del comprador como son:

- **Demandas básicas:** características que deben incluir el producto de manera obligatoria.
- **Demandas unidimensionales:** características que si están en el producto aumenta la satisfacción del cliente.
- **Demandas estimulantes:** características que le dan un plus o diferencia total sobre los productos ya existentes.

2.10.1.2 Análisis de competitividad

Fase en donde se califica la satisfacción de cada necesidad del producto o servicio en función a la del mercado por parte de los usuarios. Esta calificación se da con ponderaciones de 1 a 5.

2.10.1.3 Voz del ingeniero

Convierte todas las necesidades por parte del cliente en terminologías técnicas, de la misma manera es el encargado de explicar el alcance del proyecto.

2.10.1.4 Correlaciones

Se establece en 4 niveles de evaluación: fuerte, mediano, débil y en el caso que no exista relación entre la demanda y la especificación técnica se procede a dejar un espacio vacío.

2.10.1.5 Evaluación técnica

Da a conocer la preferencia de las necesidades o características que debe poseer nuestro proyecto, de esta manera podemos seleccionar cuales son las más indispensables y evitar el sobredimensionamiento de costos, para esto se emplea la fórmula:

$$I = \sum I_d S_{dt} \quad (7.2)$$

- I , hace referencia a la importancia de la necesidad o característica.
- I_d , incidencia de la necesidad o característica del producto o servicio.
- S_{dt} , valor de ponderación de la necesidad o característica del producto o servicio.

2.10.1.6 Compromisos técnicos

Se encuentra en la cabecera de la casa de calidad (QFD), se encarga de la correlación entre las especificaciones técnicas.

- **Correlación positiva:** si mejoramos una característica del producto o servicio, indirectamente también mejora otra característica.
- **Correlación negativa:** si mejoramos una característica del producto o servicio, otra empeora afectado fuertemente el producto o servicio final.
- **Sin correlación:** la mejora de una propiedad no afecta a las demás.

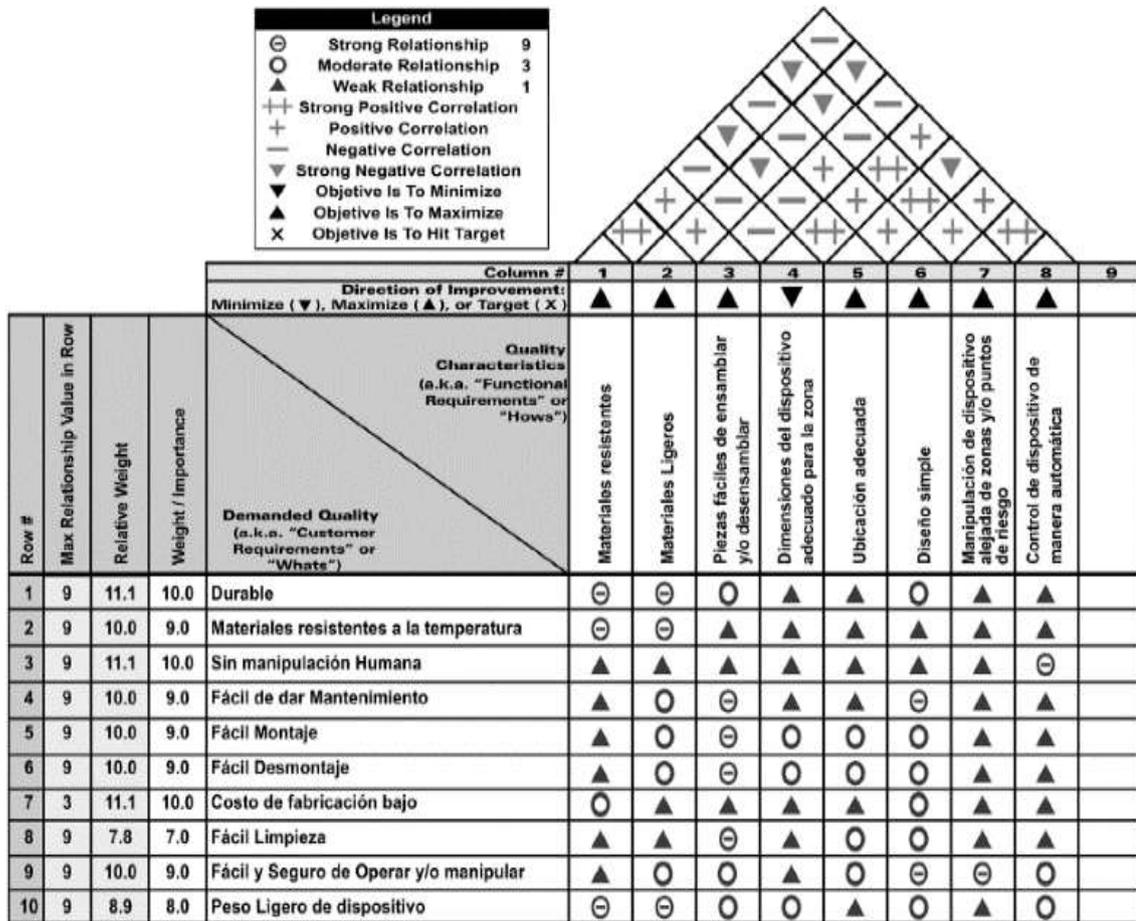


Ilustración 2-28: Representación de la casa de calidad.

Fuente: (Jimeno, 2012).

CAPÍTULO III

3.MARCO METODOLÓGICO

El método QFD se utiliza para traducir las necesidades y expectativas de los clientes en características específicas de diseño y desarrollo de productos o servicios. La idea fundamental es asegurar que el producto o servicio resultante cumpla con los requisitos y deseos de los clientes de manera efectiva.

El proceso QFD implica varias etapas, que incluyen la identificación de las necesidades del cliente, la creación de una matriz QFD para relacionar esas necesidades con las características del producto, la asignación de valores y prioridades, y finalmente, la implementación de estas características en el diseño y desarrollo del producto.

La matriz QFD es una herramienta clave en este método y se organiza en filas y columnas. Las filas representan las necesidades del cliente, y las columnas representan las características del producto. Se utilizan símbolos y valores para indicar la relación y la importancia de cada característica en relación con las necesidades del cliente.

Mediante esta introducción se genera el marco metodológico para el desarrollo del UAV's con el concepto de la casa de calidad QFD.

3.1 Requerimientos del cliente

La función del proyecto de titulación consiste en desarrollar un manual detallado para la construcción de un cuadricóptero UAV, el cual se destinará al laboratorio de control y automatización de la Facultad de Mecánica. En este contexto, se presentan las necesidades planteadas por el líder del laboratorio, las cuales incluyen:

- a) Liviano.
- b) Resistente a caídas.
- c) Tiempo de vuelo moderado.
- d) Buena batería, durable.
- e) Capacidad de carga opcional.
- f) Fácil de usar o manejar.

- g) Documento para poder construir.
- h) Altura de vuelo en el rango permitido.
- i) Seguro.
- j) Bajo costo en comparación a modelos del mercado.

3.2 Análisis de competitividad

Dentro de esta etapa en el desarrollo del proyecto de UAVs, se investigan los diversos tipos de cuadricópteros disponibles en el mercado. De esta manera, se establecen puntos de comparación que orientan la asignación de recursos económicos e investigativos, con el objetivo de generar una plataforma de vuelo competitiva.

- a) DJI TELLO.
- b) DJI Mini 2 SE.
- c) DJI AVATA.
- d) DJI FPV.

3.3 Voz del ingeniero

En esta etapa, se expresan todos los aspectos de la voz del usuario mediante un lenguaje técnico. Esto permite que el diseñador pueda abordar de manera integral todos los aspectos de mayor incidencia en el proyecto, asegurando así una comprensión detallada y precisa de las necesidades y expectativas del usuario.

Tabla 3-1: Requerimientos para el desarrollo QFD.

| Requerimientos desarrollo QFD | |
|--|-----------------------------------|
| Voz del usuario | Voz del ingeniero |
| Liviano. | Estructura. |
| Resistente a caídas. | Materiales. |
| Tiempo de vuelo moderado. | Autonomía de vuelo. |
| Batería durable. | Densidad energética. |
| Capacidad de carga opcional. | Motores y hélices. |
| Fácil de usar o manejar. | Control de operaciones por radio. |
| Documento para poder construir. | Planos de construcción. |
| Altura de vuelo en el rango permitido. | Altura máxima de vuelo. |
| Seguro. | Protección eléctrica y mecánica. |
| Bajo costo | Costo máximo. |

Realizado por: Autor.

3.4 Casa de la calidad QFD

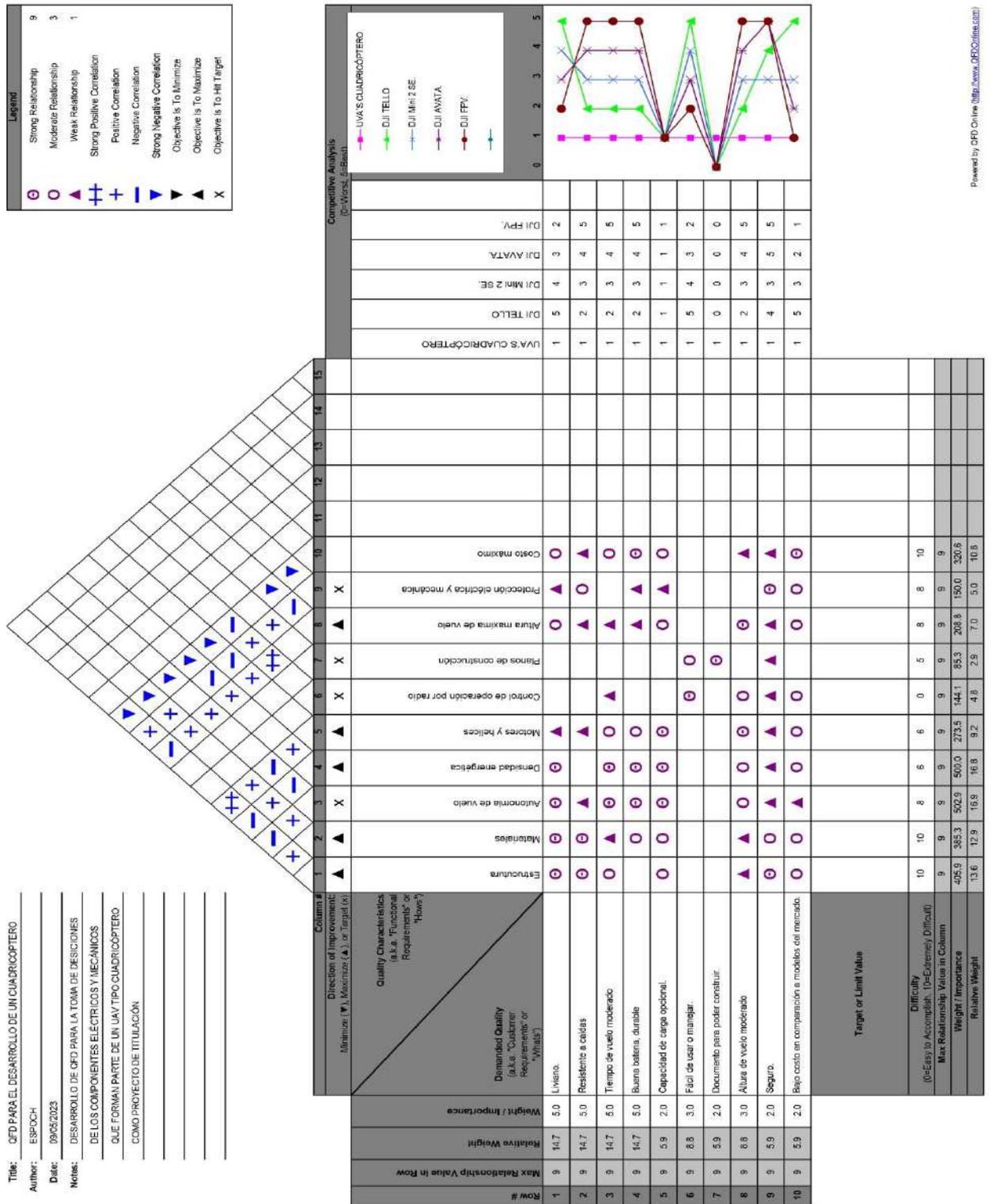


Ilustración 3-1: Casa de la calidad para el desarrollo del cuadricóptero.

Elaborado por: Autor.

3.5 Resultado de la casa de calidad QFD

Con los resultados expuestos en el despliegue de la casa de calidad QFD, como se muestra en la ilustración 3-1, se pueden observar aquellos factores técnicos de mayor a menor importancia. Esto permite que como diseñador se enfoque la mayor cantidad de recursos en aquellas características para que el producto final pueda competir en el mercado.

Tabla 3-2: Resultados del análisis QFD.

| Resultados de porcentaje de incidencia QFD | | | |
|---|-----------------------------------|----------------------|-----------------------------------|
| Ítem | Factor técnico | Peso relativo | División |
| 1 | Estructura. | 13.6% | Diseño mecánico. |
| 2 | Materiales. | 12.9% | |
| 10 | Costo máximo. | 10.8% | |
| 9 | Protección eléctrica y mecánica. | 5% | |
| 5 | Motores y hélices. | 9.20% | Análisis eléctrico y electrónico. |
| 4 | Densidad energética. | 9% | |
| 8 | Altura máxima de vuelo. | 16.8% | |
| 3 | Autonomía de vuelo. | 16.9% | Parámetros auxiliares. |
| 7 | Planos de construcción. | 2.9% | |
| 6 | Control de operaciones por radio. | 4.8% | |

Realizado por: Autor.

De esta manera, se pueden identificar dos casos importantes. En el diseño mecánico, se debe asegurar un correcto diseño de la estructura de los UAV's tipo cuadricóptero y la selección adecuada de materiales livianos y resistentes para soportar los esfuerzos que puedan presentarse. Por otro lado, en el diseño eléctrico, se determina que el factor técnico preponderante es la selección adecuada de los motores, lo cual es lógico debido a la importancia de este componente para superar la fuerza de gravedad y permitir el vuelo del cuadricóptero. Del mismo modo, la selección de las baterías es crucial para garantizar la durabilidad del UAV's en el aire.

3.6 Análisis de los materiales para la construcción de un UAV's tipo cuadricóptero

Los componentes mecánicos que conforman un UAV deben presentar una alta resistencia mecánica y una baja densidad para reducir el peso de la estructura y maximizar el rendimiento general. Dentro de los materiales utilizados en la construcción de los componentes de un UAV se encuentran la aleación de magnesio, la aleación de aluminio, el titanio, la fibra de carbono y los termoplásticos como el poliéster, el nailon y el poliestireno (Nistal Lastra, 2017).

3.6.1 Aluminio

El aluminio es un metal no ferromagnético, liviano y resistente que se caracteriza por su notable capacidad para resistir la corrosión. Las aplicaciones de este elemento en la industria son amplias debido al alto porcentaje que existe en la corteza terrestre y a su bajo costo económico en comparación con otros metales (ALSIMET S.A, 2017).

Entre las propiedades mecánicas que presenta el aluminio en estado puro se encuentra su límite elástico con un valor de 7.11 MPa. No obstante, estas propiedades pueden mejorar significativamente mediante aleaciones ligeras con cobre, manganeso, magnesio, silicio y zinc, llegando a alcanzar valores de 200 MPa a 600 MPa (Bolívar, 2019).

Tabla 3-3: Principales aleaciones del aluminio.

| Serie | Designación | Aleación principal | Aplicaciones |
|-------|-------------|--------------------|--|
| 1000 | 1XXX | 99% Aluminio | Laminado en frío, conductores eléctricos. |
| 2000 | 2XXX | Cobre | Fuselaje de aviones. |
| 3000 | 3XXX | Manganeso | Recocidos, para buena maquinabilidad. |
| 4000 | 4XXX | Silicio | Arquitectura, equipo para manejo de alimentos, accesorios marinos. |
| 5000 | 5XXX | Magnesio | Chapas de aluminio para transporte terrestre o naval. |
| 6000 | 6XXX | Magnesio y Silicio | Perfiles extruidos para fachada, uso en aeronáutica. |
| 7000 | 7XXX | Cinc | Estructuras para parte superior de aviones como las alas. |
| 8000 | 8XXX | Otros elementos | Industria aeroespacial. |

Fuente: (ALSIMET S.A, 2017).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

La densidad del aluminio es de 2.7 g/cm^3 , esta propiedad física hace que sea muy liviano en comparación a otros metales, siendo otro punto importante para reducir el peso muerto del vehículo y su consumo de energía (Bolívar, 2019).



Ilustración 3-2: Láminas de aluminio.

Fuente: Bolívar, 2019.

Tabla 3-4: Propiedades físicas de algunos materiales de ingeniería.

Tabla B-1 Propiedades físicas de algunos materiales de ingeniería
 Datos de varias fuentes.* Estas propiedades son similares para todas las aleaciones del material específico

| Material | Módulo de elasticidad E | | Módulo de rigidez G | | Relación de Poisson ν | Densidad de peso γ | Densidad de masa ρ | Gravedad específica |
|-------------------------|---------------------------|-------|-----------------------|------|---------------------------|---------------------------|-------------------------|---------------------|
| | Mpsi | GPa | Mpsi | GPa | | lb/pulg ³ | Mg/m ³ | |
| Aleaciones de aluminio | 10.4 | 71.7 | 3.9 | 26.8 | 0.34 | 0.10 | 2.8 | 2.8 |
| Cobre al berilio | 18.5 | 127.6 | 7.2 | 49.4 | 0.29 | 0.30 | 8.3 | 8.3 |
| Latón, bronce | 16.0 | 110.3 | 6.0 | 41.5 | 0.33 | 0.31 | 8.6 | 8.6 |
| Cobre | 17.5 | 120.7 | 6.5 | 44.7 | 0.35 | 0.32 | 8.9 | 8.9 |
| Hierro fundido gris | 15.0 | 103.4 | 5.9 | 40.4 | 0.28 | 0.26 | 7.2 | 7.2 |
| Hierro fundido dúctil | 24.5 | 168.9 | 9.4 | 65.0 | 0.30 | 0.25 | 6.9 | 6.9 |
| Hierro fundido maleable | 25.0 | 172.4 | 9.6 | 66.3 | 0.30 | 0.26 | 7.3 | 7.3 |
| Aleaciones de magnesio | 6.5 | 44.8 | 2.4 | 16.8 | 0.33 | 0.07 | 1.8 | 1.8 |
| Aleaciones de níquel | 30.0 | 206.8 | 11.5 | 79.6 | 0.30 | 0.30 | 8.3 | 8.3 |

Fuente: (Norton, 2009).

3.6.2 Fibra de carbono

La fibra de carbono es un polímero que se forma por el poliácilonitrilo (PAN), cuyo compuesto principal es el carbono, esta fibra sintética tiene un gran uso en el desarrollo automovilístico, barcos, elementos de aviones y aeroespaciales, aros para bicicletas, cañas de pescar, resortes para automóviles, entre otros debido a que sus propiedades son similares a la del acero, pero con mayor ligereza (Fibradecarbono.es, 2015).

Está conformada por filamentos con un diámetro entre 5 a 10 micrómetros que se juntas para formar un hilo (CarboSystem, 2023). Este material posee una estructura atómica similar a la del grafito. Sin embargo, su diferencia radica en la forma en que estas láminas se vinculan. En el grafito, las láminas se apilan paralelamente y de manera regular, lo que le otorga su característica blandura y quebradiza debido a las débiles fuerzas intermoleculares conocido como fuerzas de Van Der Waals (CarboSystem, 2023).

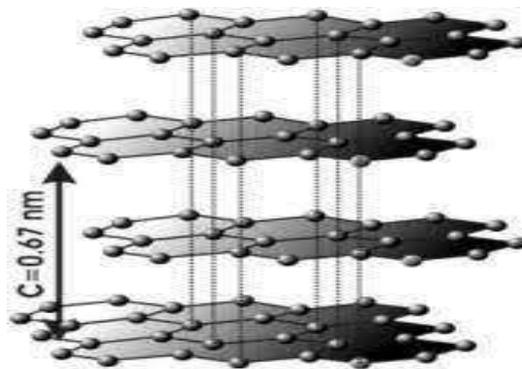


Ilustración 3-3: Estructura cristalina del grafito.

Fuente: Barcelona, 2023.

Por otro lado, la fibra de carbono puede ser de tipo turbostrático o grafitico, o bien presentar una estructura híbrida en función de su precursor. Las fibras de carbono turbostrático presentan una apilación al azar o irregular de las láminas, lo que le confiere una alta resistencia a la tracción,

mientras que las fibras de carbono gráficas, obtenidas a partir de la brea de mesofase, tras un tratamiento térmico a temperaturas superiores a 2.200°C, tienen un alto módulo de Young, es decir, baja elasticidad y una alta conductividad térmica. Por tal podemos decir que la estructura atómica de la fibra de carbono y su modo de apilación influyen en sus propiedades mecánicas y térmicas (CarboSystem, 2023).

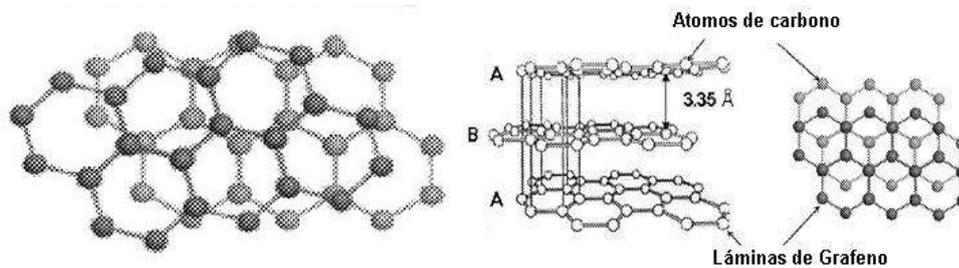


Ilustración 3-4: a) Apilamiento turbostrático en fibra de carbono. b) Apilamiento gráfico en fibra de carbono.

Fuente: Tecnología de los Plásticos, 2011.

3.6.2.1 Propiedades de la fibra de carbono

Las propiedades de la fibra de carbono dependen de la posición que toman las láminas al juntarse, sabemos que su estructura puede ser por capas al azar, juntas o apretadas. Adquiriendo así, distintas cualidades y características, lo que lo hacen un material atractivo para el uso en UAV (KITFIBRADECARBONO, 2023).

Tabla 3-5: Propiedades de la fibra de carbono.

| Nombre | Fibra de carbono |
|---------------------------|------------------------|
| Fase en STP | Sólido |
| Densidad | 1750 kg/m ³ |
| Resistencia a la tracción | 4000 MPa |
| Límite elástico | 2500 MPa |
| Módulo de Young | 500GPa |
| Dureza Brinell | N/A |
| Punto de fusión | 3657 C |
| Conductividad térmica | 100 W/mK |
| Capacidad calorífica | 800 J/gK |

Fuente: (KITFIBRADECARBONO, 2023).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.6.2.2 Clasificación de las fibras de carbono

3.6.2.2.1 Clasificación según su anchura de tejido

El número de filamentos que componen cada hilo de fibra de carbono nos permite conocer el ancho del tejido o tows, a estos tejidos se los nombra de la siguiente manera: 1K, 3K, 6K, 12K, 24K y 50K. Comercialmente el 3K es el más empleado y significa que en cada una de estas hebras que componen el tejido, hay 3000 filamentos de fibra individuales y todos del mismo diámetro (CASTRO COMPOSITES, 2022).

3.6.2.2.2 Clasificación según su módulo de tracción

El módulo de tracción es una propiedad mecánica que mide la rigidez. Esta se obtiene por una relación entre la carga que ejerce tracción sobre su área y la deformación elástica que sufre. Cuanto mayor sea el módulo de tracción de un material (García Romero & Monasterio Guisasola, 2018).

Tabla 3-6: Clasificación fibra de carbono por módulo de tracción.

| Nivel bajo | Nivel intermedio | Nivel alto |
|---|---|---|
| Presenta a nivel microscópico fisuras en la corteza que deben ser tratadas para mejorar la rigidez superior, se comercializa con una media de la rigidez de 33 MSI (millones de libras por pulgada cuadrada). | Mediante tratamientos se suprime las zonas fracturadas de la corteza obteniendo una rigidez similar, pero con una estructura más ligera, se comercializa con una media de la rigidez de 42 MSI. | Mediante tratamiento se llega a obtener fibras más pequeñas y densas, esto permite que su media de rigidez sea de 55 MSI. |

Fuente: (KITFIBRADECARBONO, 2023).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.6.2.2.3 Clasificación según su módulo de resistencia a roturas

Una de las propiedades intrínsecas del material es el módulo de Young, el cual nos permite obtener la relación que hay entre la deformación elástica y el nivel esfuerzo que la produce (García Romero & Monasterio Guisasola, 2018).

Tabla 3-7: Clasificación según su módulo de resistencia a roturas.

| Ultra tipo UHM | Alto tipo HM: | Intermedio tipo IM | Bajo tipo HT |
|--|--|---|--|
| Fibra de super alta resistencia, tipo SHT presenta un módulo de resistencia a la rotura mayor a 450 GPa. | Este tipo de fibra mantiene un rango de entre 350-450 GPa. | Su módulo de resistencia a la rotura presenta un rango entre 200-350 GPa. | Presenta un módulo de resistencia a la rotura menor a 100 GPa. |

Fuente: (García Romero & Monasterio Guisasola, 2018).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.6.2.2.4 Según la temperatura de tratamiento térmico

Tabla 3-8: Clasificación según la temperatura de tratamiento térmico.

| Tipo I | Tipo II | Tipo III |
|--|--|---|
| Fibras para tratamiento de calor alto, con temperaturas superiores a los 2000°C. | Fibras para tratamiento de calor medio, con temperatura alrededor de los 1500°C. | Fibras para tratamiento de calor bajo, con temperatura por debajo de los 1000°C, por lo general mantienen una calidad mala. |

Fuente: (García Romero & Monasterio Guisasaola, 2018).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.6.2.3 Fibra de carbono y su relación con los UAV

Si comparamos las propiedades de la fibra de carbono con otros, se observa que presenta mejores características a pesar de su alto coste que lo compensa con su tasa de durabilidad y ligereza lo que lo hace una opción positiva para que conforme la estructura del UAV.

Tabla 3-9: Comparativa de las densidades de la fibra de carbono, el acero y el aluminio.

| Fibra de carbono | Acero | Aluminio |
|---|--|--|
| Densidad media de 1750 kg/m ³ | Densidad media de 7850 kg/m ³ | Densidad media de 2700 kg/m ³ |
| Fibra de carbono más ligero que el acero y el aluminio. | | |

Fuente: (KITFIBRADECARBONO, 2023).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.6.2.4 Fibra de carbono o plástico en la construcción de hélices



Ilustración 3-5: Fibra de carbono.

Fuente: Fibradecarbono.es, 2015.

La mayoría de los drones económicos vienen equipados con hélices de plástico, debido a su bajo costo y flexibilidad. Estas hélices pueden ser fácilmente reemplazadas y su flexibilidad reduce su propensión a romperse cuando el dron se estrella. Por otro lado, las hélices de fibra de carbono son más costosas y su rigidez les permite cortar el aire de manera más eficiente y generar sustentación de manera más consistente, lo que resulta en un vuelo más estable y menos ruidoso.

Sin embargo, debido a su fragilidad, es probable que se rompan fácilmente en caso de accidente y, dada su elevado precio, puede ser una opción costosa cambiar a este tipo de hélices (Flynt, 2020).

3.6.3 Fibra de vidrio

Es un material compuesto de estructura amorfa, es decir sus laminas se apilan al azar por miles de filamentos de dióxido de silicio SiO_2 conocido como vidrio (Laksha Suresh, 2019). La principal característica de la fibra de vidrio es su ligereza con una densidad es de 2.58 g/cm^3 y buen aislante térmico, lo que permite que sus aplicaciones en la industria sean amplias (Motorex, 2020).



Ilustración 3-6: Estructura amorfa del vidrio.

Fuente: Laksha Suresh, 2019.

3.6.3.1 Fibras de vidrio según su composición química.

Tabla 3-10: Composición en porcentaje de los componentes en la fibra de vidrio.

| Óxidos | Óxidos en porcentaje en masa | | | | |
|--------------------------------|------------------------------|----------|------------|----------|----------|
| | Vidrio E | Vidrio R | Vidrio ECR | Advantex | Vidrio S |
| SiO ₂ | 55 | 60 | 58.4 | 61 | 64.7 |
| Al ₂ O ₃ | 14 | 24.4 | 11.1 | 13 | 25 |
| TiO ₂ | 0.2 | - | 2.4 | - | - |
| B ₂ O ₃ | 7 | - | - | - | - |
| CaO | 22 | 9 | 21.4 | 22.5 | - |
| MgO | 1 | 6 | 2.7 | 3 | 10 |
| ZnO | - | - | 2.7 | - | - |
| Na ₂ O | 0.5 | 0.5 | 0.8 | | 0.3 |
| K ₂ O | 0.3 | 0.1 | 0.1 | 0.5 | - |

Fuente: (Hans Peter 2010).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

- **Fibras tipo E:** se considera el tipo de fibra más usado por sus propiedades dieléctricas y su capacidad de absorber poca humedad. Por lo general se emplea en el refuerzo de

composites con una participación del 90%, como ejemplo tenemos los plásticos reforzados con fibra de vidrio (PRFV) (Hans Peter, 2010).

- **Fibras de tipo R:** este tipo de fibra se caracteriza por que presenta una elevada resistencia mecánica a la fatiga, temperatura y humedad esto lo hace óptimo para usarse en la aeronáutica, aviación y armamento (Laksha Suresh, 2019).
- **Vidrio del tipo ECR:** fibra de vidrio resistente a la corrosión con buenas propiedades mecánicas y eléctricas, es empleado como refuerzos en plásticos (ECR: Glass Corrosion Resistance) (Hans Peter, 2010).
- **El vidrio Advantex:** este tipo de fibra se caracteriza por ser una variación de la fibra de vidrio tipo ECR con una proporción muy baja de óxidos alcalinos y propiedades fisicoquímicas mejoradas (Hans Peter, 2010).
- **Fibras tipo S:** este tipo de fibra de vidrio es de alta resistencia denotado por la letra S, se consideran un tipo de fibra mejorada que el tipo E, por lo que se emplea en la aeronáutica y aplicaciones militares por su alta resistencia a la tracción y estabilidad térmica (Hans Peter, 2010).

Tabla 3-11: Propiedades de la fibra de vidrio según su composición química.

| Propiedades | Fibras de vidrio | | | | |
|---|------------------|----------|------------|----------|----------|
| | Vidrio E | Vidrio R | Vidrio ECR | Advantex | Vidrio S |
| Densidad (Kg/m ³) | 2620 | 2550 | 2670 | 2620 | 2480 |
| Coefficiente de dilatación (K ⁻¹) | 5.40E-06 | 4.10E-06 | 5.90E-06 | 6.00E-06 | 2.00E-06 |
| Viscosidad: | | | | | |
| Punto de reblandecimiento (C) | 850 | 950 | 880 | 915 | 1050 |
| Resistencia a la tracción (Mpa) | 3450 | 3400 | 3450 | 3500 | 4890 |
| Módulo de elasticidad (Gpa) | 72 | 85 | 72 | 81 | 87 |
| Alargamiento (%) | 4.8 | 4.6 | 4.8 | 4.6 | 5.7 |
| Índice de permitividad a 1MHz | 6.6 | 6 | 6.9 | 6.8 | 5.3 |

Fuente: (Hans Peter, 2010).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

La fibra de vidrio fue superada y reemplazada por la fibra de carbono con el paso del tiempo, como se observa en la ilustración 3-7.



Ilustración 3-7: Fibra de vidrio tipo S para aplicaciones militares.

Fuente: FIBRAPLUS, 2019.

3.6.4 Acrilonitrilo butadieno estireno (ABS)

El ABS es un polímero amorfo formado por tres componentes que son acrilonitrilo, butadieno y estireno. Se pueden obtener diversas propiedades en el material ABS mediante ramificación o copolimerización, utilizando diferentes combinaciones de estos monómeros. Este plástico es único por sus propiedades como son la tenacidad, resistencia a impactos a bajas temperaturas, rigidez y facilidad de maquinabilidad, lo que lo hace útil para el campo ingenieril (Grupo Ensinger, 2022).

Dentro de los componentes que forman el ABS, cada uno aporta con propiedades únicas, los bloques de acrilonitrilo se encargan de dar rigidez, resistencia a ataques químicos, estabilidad a alta temperatura y dureza (Global Plast, 2021).

Los bloques de butadieno se encargan de proporcionar tenacidad sin importar la temperatura, lo que permite que se emplee el material en zonas de altas y bajas temperaturas sin riesgos en sus propiedades mecánicas (Global Plast, 2021). El bloque de estireno se obtiene por la deshidrogenación del etilbenceno, este monómero se encarga de la rigidez y maquinabilidad (Global Plast, 2021).

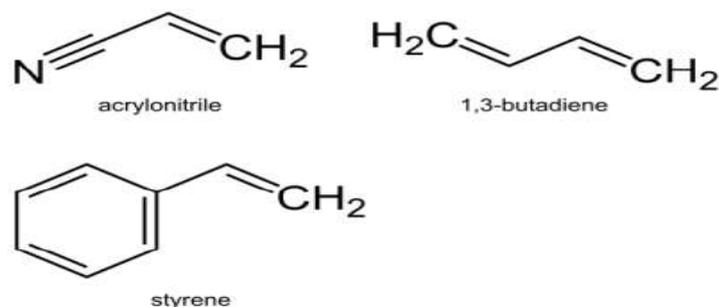


Ilustración 3-8: Componentes químicos que conforman el ABS.

Fuente: RESINEX, 2023.

El resultado de la unión de los bloques permite que el ABS contenga propiedades apropiadas para el uso en ingeniería, entre ellas están:

Tabla 3-12: Propiedades físicas y mecánicas del ABS.

| Propiedades físicas mecánicas ABS | |
|--|-------------|
| Modulo elástico (Gpa) | 1.1-2.9 |
| coeficiente de Poisson | 0.391-0.422 |
| Resistencia a compresión (Mpa) | 31-86.2 |
| Resistencia a la flexión (Mpa) | 47.8-76 |
| Resistencia a la tracción (Mpa) | 27.6-55.2 |
| Dureza (HV) | 5.6-15.3 |
| Densidad (Kg/m ³) | 1.05 |
| Alargamiento a la rotura (%) | 45 |

Fuente: (Universidad de Barcelona, s.f.)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.6.5 Ácido Poli-láctico

Acido poli láctico por sus siglas (PLA) se obtiene por la unión de monómeros de origen natural como el maíz y la caña de azúcar, por lo que es amigable con el ambiente. Sus propiedades biodegradables hacen que este material se pueda emplear en envases médicos, alimenticios, y en la actualidad en la impresión 3D (Team Xometry, 2022). La síntesis del PLA se forma cuando los monómeros de ácido láctico $C_3H_6O_3$ se condensan para permitir la polimerización mediante grupos hidroxilos y carbonilo. Sin embargo, este tipo de proceso da como resultado un PLA quebradizo de bajo peso molecular con poca incidencia en la industria (Rampérez Barraón, 2021).

Por otra parte, la obtención de PLA mediante la técnica de formación de lactida permite corregir este error, mediante la apertura de anillo ROP por el cambio de presión en el PLA de bajo peso generando una mezcla de L-lactida, D-lactida y meso láctica, obteniendo un PLA con mayor peso molecular siendo este proceso el más usado en la industria (Rampérez Barraón, 2021).

Las propiedades mecánicas que presenta el PLA han permitido que tengan un gran uso en proyectos de impresión 3D en general, el filamento presenta dureza, resistencia al impacto, rigidez, elasticidad, entre otras que se detalla a continuación:

Tabla 3-13: Propiedades físicas y mecánicas del PLA.

| Propiedades físicas y mecánicas PLA | |
|---|--------|
| Modulo elástico a la tracción (Mpa) | 2346.5 |
| Esfuerzo de tracción a la deformación (Mpa) | 49.5 |
| Esfuerzo a la tracción a la rotura (MPa) | 45.6 |
| Alargamiento a la deformación (%) | 3.3 |
| Alargamiento a la rotura (%) | 5.2 |
| Resistencia a la flexión (Mpa) | 103 |
| Módulo de flexión (Mpa) | 3150 |
| Densidad (Kg/m3) | 1240 |

Fuente: (Ultimaker, 2017)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Tomando en cuenta que el proceso de fabricación del PLA es sostenible con el ambiente lo hace una opción favorable para su uso en el diseño y construcción de un UAV, por otro lado, la selección del material se verá a continuación mediante una comparación general de las propiedades físicas y mecánicas de cada uno de los materiales propuesto para su participación.

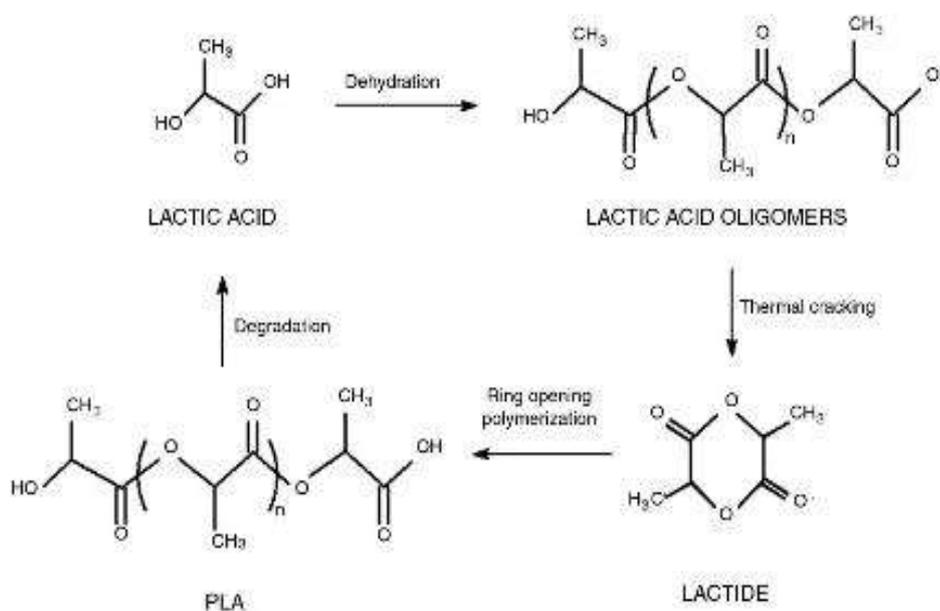


Ilustración 3-9: Proceso químico síntesis del PLA.

Fuente: Horváth, Marossy, Szabó 2022.

3.6.6 Método ordinal corregido de criterio ponderado para la selección del material.

Tabla 3-14: Tabla comparativa de los materiales para la construcción de un UAV.

| Materiales | Densidad (Kg/m3) | Módulo de elasticidad (Mpa) | Resistencia a la tracción (Mpa) | Resistencia a la compresión (Mpa) | Resistencia a la flexión (Mpa) | Alargamiento a la rotura (%) | Costo (\$) | Acceso de mercado |
|---|------------------|-----------------------------|---------------------------------|-----------------------------------|--------------------------------|------------------------------|------------|-------------------|
| Aluminio serie 6 | 2700 | 71700 | 300 | 300 | ... | 25 | 25 | Bueno |
| Filamento de nylon con fibra de carbono | 1750 | 2400 | 40 | ... | 71 | 25 | 45 | Bueno |
| Filamento de Nylon 6 + Fibra de carbono | 1750 | 60000 | 800 | ... | 800 | 1.5 | 54 | Bueno |
| Filamento de PEEK + Fibra de carbono | 1750 | 145000 | 2400 | ... | 1300 | ... | 69 | Bueno |
| Acero | 7850 | 200000 | ... | ... | ... | ... | ... | Bueno |
| Fibra de vidrio | 2580 | 21000 | 590 | 1080 | ... | 4.5 | 24 | Bajo |
| Vidrio tipo E | 2620 | 72000 | 3450 | 1080 | ... | 4.5 | 24 | Bajo |
| Vidrio tipo S | 2480 | 87000 | 4890 | 1600 | ... | 5.7 | 56 | Bajo |
| ABS | 1050 | 1100 | 27.6 | 31 | 47.8 | 45 | 20 | Bueno |
| PLA | 1240 | 2346.5 | 3309 | 66 | 103 | 5.2 | 24 | Bueno |

Fuente: (Norton & KITFIBRADECARBONO & Hans Peter & Universidad de Barcelona & Ultimaker)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

A partir de la tabulación de datos se puede obtener un estado de respuesta de que material es recomendable adquirir para la construcción del UAV's tipo cuadricóptero, dicho material compuesto como se estudió en el capítulo 2 contiene las propiedades mejoradas para la necesidad o aplicación requerida, en este caso debe predominar los factores técnicos de resistencia y rigidez como parámetros a cumplir por el despliegue de la casa de la calidad QFD para soportar los esfuerzos pero sin comprometer que la estructura sea liviana para evitar el consumo excesivo de la energía que proporciona las baterías, tomando en cuenta esto se presenta ilustraciones que comparan los datos más relevantes de la tabla 3-14.

$$\begin{aligned}
 & \text{Resistencia a la flexión} = \text{masa por unidad de volumen} > \text{elasticidad del material} \\
 & > \text{mercado de compra} = \text{costo de adquisición}
 \end{aligned}$$

Tabla 3-15: Evaluación del peso específico de cada criterio.

| Criterio | Resistencia a la flexión | Masa por unidad de volumen | Elasticidad del material | Mercado de compra | Costo de adquisición | \sum_{+1} | Ponderación |
|----------------------------|--------------------------|----------------------------|--------------------------|-------------------|----------------------|-------------|-------------|
| Resistencia a la flexión | | 0.5 | 1 | 1 | 1 | 4.5 | 30.0% |
| Masa por unidad de volumen | 0.5 | | 1 | 1 | 1 | 4.5 | 30.0% |
| Elasticidad del material | 0 | 0 | | 1 | 1 | 3 | 20.0% |
| Mercado de compra | 0 | 0 | 0 | | 0.5 | 1.5 | 10.0% |
| Costo de adquisición | 0 | 0 | 0 | 0.5 | | 1.5 | 10.0% |
| | | | | | | 15 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Tabla 3-16: Evaluación del peso específico del criterio resistencia a la flexión.

| Resistencia a la flexión | Acero | ABS | PLA | Fibra de carbono 3k | Filamento nylon + fibra de carbono | Aluminio | \sum_{+1} | Ponderación |
|------------------------------------|-------|-----|-----|---------------------|------------------------------------|----------|-------------|-------------|
| Acero | | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 6 | 28.6% |
| ABS | 0 | | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 4.8% |
| PLA | 0 | 1 | | 0 | 0 | 0 | 2 | 9.5% |
| Fibra de carbono 3k | 0 | 1 | 1 | | 1 | 0.5 | 4.5 | 21.4% |
| Filamento nylon + fibra de carbono | 0 | 1 | 1 | 0 | | 0.5 | 3.5 | 16.7% |
| Aluminio | 0 | 1 | 1 | 1 | 0.5 | | 4 | 19.0% |
| | | | | | | | 21 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Acero > Fibra de carbono 3k > aluminio > filamento nylon + fibra de carbono > PLA > ABS

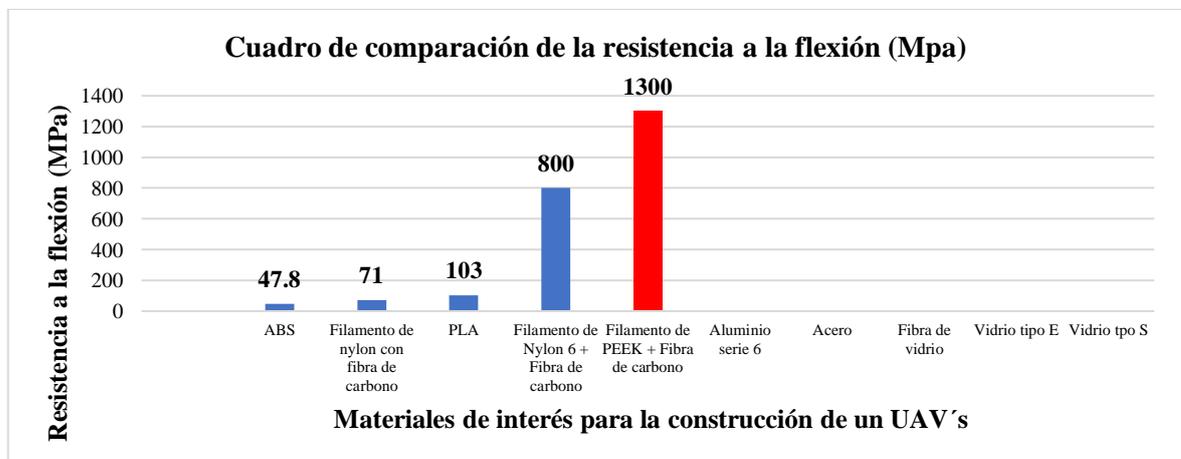


Ilustración 3-10: Comparación de los materiales en función a la resistencia de flexión.

Realizado por: (Cuyago, A,2023).

Tabla 3-17: Evaluación del peso específico del criterio masa por unidad de volumen.

| Masa por unidad de volumen | Acero | ABS | PLA | Fibra de carbono 3k | Filamento nylon + fibra de carbono | Aluminio | \sum^{+1} | Ponderación |
|------------------------------------|-------|-----|-----|---------------------|------------------------------------|----------|-------------|-------------|
| Acero | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 4.8% |
| ABS | 1 | | 1 | 1 | 1 | 1 | 6 | 28.6% |
| PLA | 1 | 0 | | 1 | 1 | 1 | 5 | 23.8% |
| Fibra de carbono 3k | 1 | 0 | 0 | | 0.5 | 1 | 3.5 | 16.7% |
| Filamento nylon + fibra de carbono | 1 | 0 | 0 | 0.5 | | 1 | 3.5 | 16.7% |
| Aluminio | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | | 2 | 9.5% |
| | | | | | | | 21 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

ABS > PLA > Fibra de carbono 3k > filamento nylon + fibra de carbono > aluminio > acero

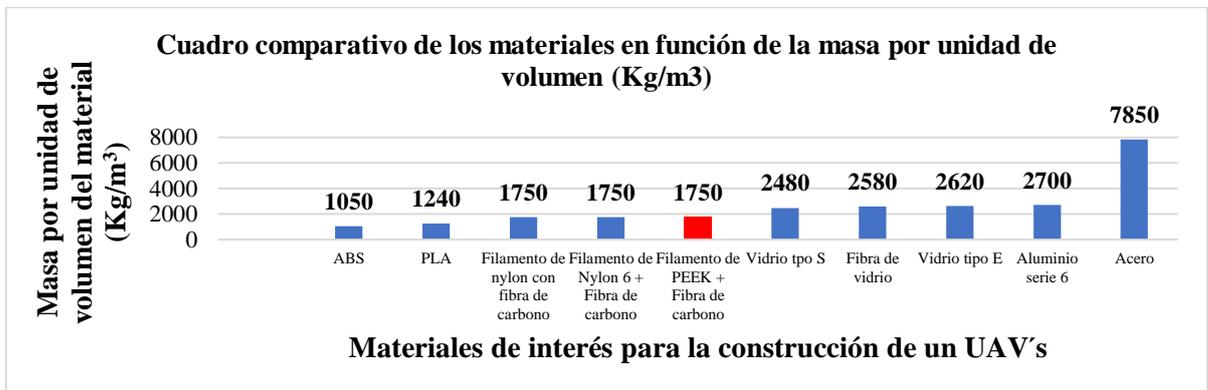


Ilustración 3-11: Comparativa densidad de los materiales para estructuras UAV.

Realizado por: (Cuyago, A,2023).

Tabla 3-18: Evaluación del peso específico del criterio elasticidad del material.

| Elasticidad del material | Acero | ABS | PLA | Fibra de carbono 3k | Filamento nylon + fibra de carbono | Aluminio | \sum^{+1} | Ponderación |
|------------------------------------|-------|-----|-----|---------------------|------------------------------------|----------|-------------|-------------|
| Acero | | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 6 | 28.6% |
| ABS | 0 | | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 4.8% |
| PLA | 0 | 1 | | 0 | 0 | 0 | 2 | 9.5% |
| Fibra de carbono 3k | 0 | 1 | 1 | | 1 | 1 | 5 | 23.8% |
| Filamento nylon + fibra de carbono | 0 | 1 | 1 | 0 | | 0 | 3 | 14.3% |
| Aluminio | 0 | 1 | 1 | 0 | 1 | | 4 | 19.0% |
| | | | | | | | 21 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Acero > Fibra de carbono 3k > aluminio > filamento nylon + fibra de carbono > PLA > ABS

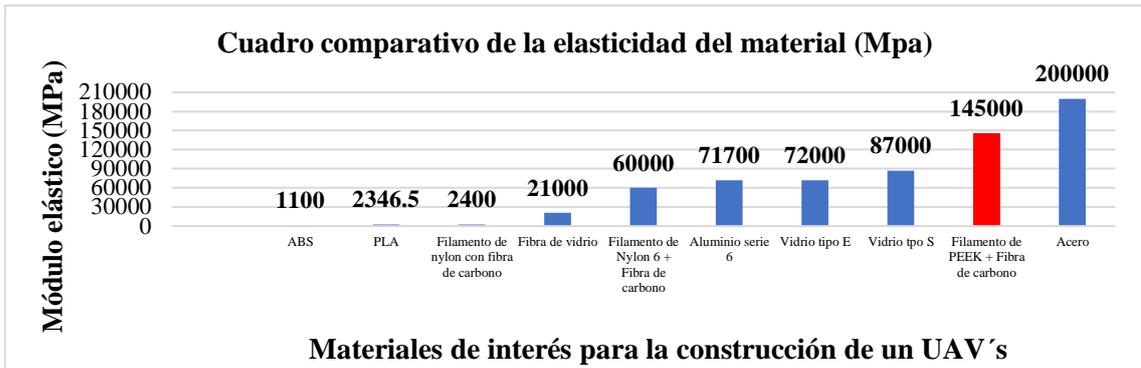


Ilustración 3-12: Comparativa módulo elástico de los materiales para estructuras UAV.

Realizado por: (Cuyago, A,2023).

Tabla 3-19: Evaluación del peso específico del criterio mercado de compra.

| Mercado de compra | Acero | ABS | PLA | Fibra de carbono 3k | Filamento nylon + fibra de carbono | aluminio | \sum_{+1} | Ponderación |
|------------------------------------|-------|-----|-----|---------------------|------------------------------------|----------|-------------|-------------|
| Acero | 1 | 0.5 | 0.5 | 1 | 1 | 0.5 | 4.5 | 21.4% |
| ABS | 0.5 | 1 | 0.5 | 1 | 1 | 0.5 | 4.5 | 21.4% |
| PLA | 0.5 | 0.5 | 1 | 1 | 1 | 0.5 | 4.5 | 21.4% |
| Fibra de carbono 3k | 0 | 0 | 0 | 1 | 0.5 | 0 | 1.5 | 7.1% |
| Filamento nylon + fibra de carbono | 0 | 0 | 0 | 0.5 | 1 | 0 | 1.5 | 7.1% |
| Aluminio | 0.5 | 0.5 | 0.5 | 1 | 1 | 1 | 4.5 | 21.4% |
| | | | | | | | 21 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Acero = ABS = PLA = Aluminio > Fibra de carbono 3k = filamento nylon + fibra de carbono

Tabla 3-20: Evaluación del peso específico del criterio costo de adquisición.

| Costo de adquisición | Acero | ABS | Pla | Fibra de carbono 3k | Filamento nylon + fibra de carbono | Aluminio | \sum_{+1} | Ponderación |
|------------------------------------|-------|-----|-----|---------------------|------------------------------------|----------|-------------|-------------|
| Acero | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 6 | 28.6% |
| ABS | 0 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 4.8% |
| PLA | 0 | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 2 | 9.5% |
| Fibra de carbono 3k | 0 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 5 | 23.8% |
| Filamento nylon + fibra de carbono | 0 | 1 | 1 | 0 | 1 | 1 | 4 | 19.0% |
| Aluminio | 0 | 1 | 1 | 0 | 0 | 1 | 3 | 14.3% |
| | | | | | | | 21 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Acero > Fibra de carbono 3k > filamento nylon + fibra de carbono > Aluminio > PLA > ABS

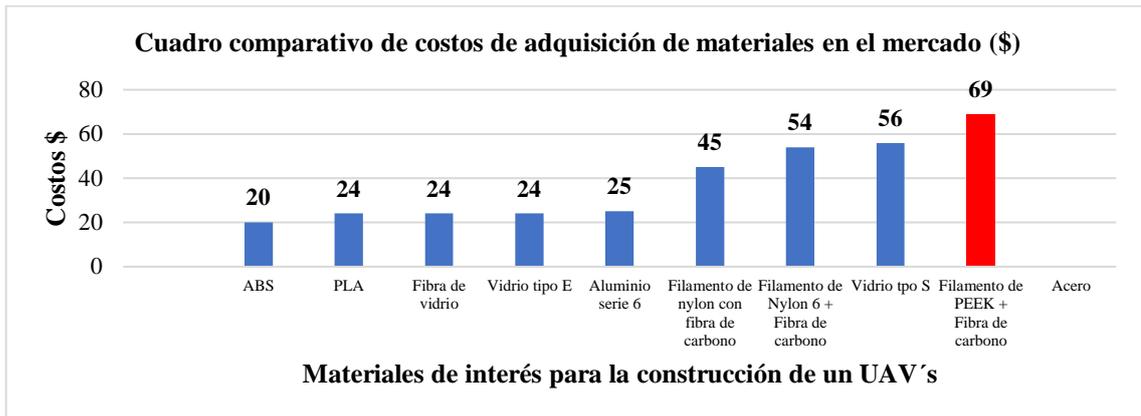


Ilustración 3-13: Comparación de los materiales en función de su coste.

Realizado por: (Cuyago, A,2023).

Tabla 3-21: Tabla de conclusiones para la selección de motor.

| Conclusión | Resistencia a la flexión | Masa por unidad de volumen | Elasticidad del material | Mercado de compra | Costo de adquisición | $\sum + criterio$ | Ponderación |
|------------------------------------|--------------------------|----------------------------|--------------------------|-------------------|----------------------|-------------------|-------------|
| Acero | 0.086 | 0.014 | 0.057 | 0.021 | 0.029 | 0.2071 | 20.7% |
| ABS | 0.014 | 0.086 | 0.010 | 0.021 | 0.005 | 0.1357 | 13.6% |
| PLA | 0.0286 | 0.071 | 0.019 | 0.021 | 0.010 | 0.1500 | 15.0% |
| Fibra de carbono 3k | 0.0643 | 0.050 | 0.048 | 0.007 | 0.024 | 0.1929 | 19.3% |
| Filamento nylon + fibra de carbono | 0.05 | 0.050 | 0.029 | 0.007 | 0.019 | 0.1548 | 15.5% |
| Aluminio | 0.057 | 0.029 | 0.038 | 0.021 | 0.014 | 0.1595 | 16.0% |
| | | | | | | 1 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Acero > Fibra de carbono 3k > Aluminio > filamento nylon + fibra de carbono > PLA > ABS

Al analizar las ilustraciones, se observa que el acero no es una opción viable debido a su alta densidad, lo que resulta en un peso elevado de la estructura. Por otro lado, el aluminio cumple con las condiciones de coste, pero su densidad, a diferencia de la fibra de carbono, lo descarta como opción. Además, materiales como el PLA y el ABS presentan una menor densidad que la fibra de carbono, pero su resistencia a la flexión es insuficiente. Teniendo en cuenta que la estructura estará sometida a esfuerzos de diversas categorías, no son opciones viables. Por último, la fibra de carbono destaca por su ligereza y resistencia a los esfuerzos, lo que compensa su alto coste en el mercado. Por tanto, se concluye que este material compuesto es la mejor elección para formar parte de la estructura del UAV en el proyecto.

3.6.7 Tipos de tamaños en estructura o frame

Tabla 3-22: Tamaños de estructura en cuadricópteros y configuraciones.

| Tamaño de estructura | Hélices | Motor | Motor KV | Batería |
|----------------------|---------|-------------|---------------|--------------------|
| 120 mm or less | 3" | 1104 – 1105 | 4000KV+ | 80-800mAh 1s/2s |
| 130 mm – 170 mm | 3-4" | 1306 – 1407 | 3000KV+ | 600-900mAh 2s/3s |
| 180 mm – 200 mm | 4" | 1806 – 2204 | 2600KV+ | 1000-1300mAh 3s/4s |
| 210 mm – 240 mm | 5" | 2204 – 2206 | 2300KV-2700KV | 1000-1300mAh 3s/4s |
| 250 mm – 320 mm | 6" | 2204 – 2208 | 2000KV-2300KV | 1300-1800mAh 3s/4s |
| 330 mm – 350 mm | 7-8" | 2208 – 2212 | 1500KV-1600KV | 2200-3200mah 3s/4s |
| 450 mm – 500 mm | 9-10" | 2212 – 2216 | 800KV-1000KV | 3300mAh 4s |

Fuente: (Drones Fanatics, 2023)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Se le considera el cuerpo del cuadricóptero, forma todo el esqueleto que da la forma del UAV's y es el encargado de llevar los componentes eléctricos y electrónicos necesarios para que el dispositivo pueda volar. Las estructuras se pueden elaborar de varios materiales compuestos como son la fibra de vidrio, plástico, fibra de carbono, entre otros, que tienen su uso en función de la aplicación y necesidades que el cuadricóptero debe cumplir (ROBU.IN, 2020).

La elección del material a usar es de alta importancia para controlar la vibración en el cuadricóptero, teniendo en cuenta que este es un factor de alto riesgo para actividades extra del dron como la captura de video, fotos, como también implica un riesgo mecánico en la estructura que puede llevar al colapso y daño de los elementos electrónicos (Singh et al., 2020).

Para la selección de los marcos debemos tener en cuenta que mientras más grandes es la estructura sus vuelos son más estables mientras que las estructuras pequeñas se usan para velocidad o carrera. La siguiente tabla es una guía general para los tamaños de marco de UAV's y su relación con variables de selección para hélices, motores y baterías:

3.7 Análisis eléctrico y electrónico del UAV's tipo cuadricóptero

Dentro del análisis para la selección de los componentes eléctricos y electrónicos que conforma un cuadricóptero es importante tener en cuenta todas las variables que puedan afectar el funcionamiento adecuado del mismo, además de que el operador de vuelo mantenga un conocimiento del funcionamiento correcto de cada parte del dron, así si llegara a ocurrir algún imprevisto se puede resolverlo de manera efectiva (Hispa Drones, 2019).

3.7.1 Tipos de motores para seleccionar en un UAV's

El motor es el componente que da el control y la potencia a las hélices del dron para que el vehículo aéreo no tripulado vuele. Existen dos tipos principales de motores para drones: los de escobillas (brushed) y los que no tienen escobillas (brushless) (DronProfesional, 2018).

3.7.1.1 Motores brushed

También conocidos como motores con escobillas se caracterizan porque presentan un estator (parte fija) y un rotor (parte giratoria), debido a que el movimiento rotatorio genera constante fricción, son propensos a la presencia de ruidos acompañado del desgastes y presencia de mucho calor lo que conlleva que su vida útil sea menor, en comparación con los motores brushless, su principal uso se ve en drones pequeños que no demandan de potencias altas (Robu.in, 2020).



Ilustración 3-14: Esquema de motor brushed.

Fuente: Chainsaw Journal, 2023.

3.7.1.2 Motores Brushless

Es el motor más utilizado en los que confiere a drones, los motores brushless son más eficientes, silenciosos y confiables. Su principal característica si observamos la figura 44-3 es un estator situado en el centro rodeado por un rotor fijado con imanes permanentes (Angarita Becerra, 2011).

El estator de un motor sin escobillas tiene la capacidad de generar su propio campo magnético gracias a las bobinas de potencia que se encuentran en su interior. Al suministrar energía a estas bobinas, se produce un campo magnético que interactúa con los imanes del rotor que rodean al estator, lo que a su vez produce el movimiento rotatorio del motor. De esta manera, se puede ajustar la velocidad de giro del motor de tu dron mediante el control del flujo de energía que se dirige hacia las bobinas del estator (MASTER INGENIEROS. S.A., 2023).



Ilustración 3-15: Esquema de motor brushless.

Fuente: Chainsaw Journal, 2023.

Una de las ventajas notables de los motores brushless es la ausencia del contacto físico entre las partes en movimiento y las partes estáticas, lo que elimina la fricción y disminuye la cantidad de energía que se pierde en forma de calor. De esta forma, el motor es mucho más eficiente. La falta de producción de calor también significa que los motores sin escobillas pueden funcionar durante largos períodos sin sobrecalentamiento, lo que es especialmente importante para los vehículos aéreos no tripulados de nivel profesional que necesitan permanecer en el aire durante más de media hora (Robu.in, 2020).

Por otra parte, la desventaja que presenta este tipo de motores es su alto coste, además que requieren como complemento un Control de velocidad del motor (ESC) para su funcionamiento.

Tabla 3-23: Comparativa motores con escobillas y motores sin escobillas.

| | Motor brushless | Motor brushed |
|----------------------------------|--|--|
| Conmutación | Conmutación electrónica basada en sensores de posición de efecto Hall | Conmutación por escobillas |
| Mantenimiento | Mínimo | Periódico |
| Durabilidad | Mayor | Menor |
| Curva velocidad/par | Plana. En otras palabras, se puede mantener un nivel constante de par incluso a diferentes velocidades de rotación, lo que lo hace especialmente adecuado para aplicaciones que requieren un rendimiento constante en una variedad de condiciones de funcionamiento. | Moderada. A altas velocidad la fricción de las escobillas se incrementa, reduciendo el par. |
| Eficiencia | Alta. Sin caída de tensión por las escobillas. | Moderada |
| Potencia de salida/tamaño | Alta. Menor tamaño debido a mejores características térmicas porque los bobinados están en el estator, que al estar en la carcasa tiene una mejor disipación de calor. | Baja. El calor producido en la armadura es disipado en el interior aumentando la temperatura y limitando las características |
| Inercia del rotor | Baja debido a los imanes permanentes en el rotor. | Alta. Limita las características dinámicas. |
| Rango de velocidad | Alto. Sin limitaciones mecánicas impuestas por escobillas/conmutador. | Bajo. El límite lo imponen principalmente las escobillas. |

| | | |
|---------------------------------|--|---|
| Ruido eléctrico generado | Bajo | Arcos en las escobillas |
| Coste de construcción | Alta. Debido a los imanes permanentes | Bajo. |
| Control | Complejo y costoso | Simple y económico |
| Requisitos de control | Un controlado es requerido siempre para mantener el motor funcionando. El mismo puede usarse para variar la velocidad. | No se requiere control, se necesita una variación de velocidad. |

Fuente: (MASTER INGENIEROS. S.A., 2023)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.7.1.3 Método ordinal corregido de criterio ponderado para la selección del tipo de motor

$$\text{Commutación} = \text{torque} > \text{eficiencia} > \text{control} = \text{costo}$$

Tabla 3-24: Evaluación del peso específico de cada criterio.

| Criterio | Commutación | Torque | Eficiencia | Control | Coste | \sum^{+1} | Ponderación |
|--------------------|-------------|--------|------------|---------|-------|-------------|-------------|
| Commutación | | 0.5 | 1 | 1 | 1 | 4.5 | 30% |
| Torque | 0.5 | | 1 | 1 | 1 | 4.5 | 30% |
| Eficiencia | 0 | 0 | | 1 | 1 | 3 | 20% |
| Control | 0 | 0 | 0 | | 0.5 | 1.5 | 10% |
| Coste | 0 | 0 | 0 | 0.5 | | 1.5 | 10% |
| | | | | | | 15 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$\text{Motor brushless} > \text{Motor brushed}$$

Tabla 3-25: Evaluación del peso específico del criterio conmutación.

| Commutación | Motor brushless | Motor brushed | \sum^{+1} | Ponderación |
|------------------------|-----------------|---------------|-------------|-------------|
| Motor brushless | | 1 | 2 | 0.667 |
| Motor brushed | 0 | | 1 | 0.333 |
| | | | 3 | 1.000 |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$\text{Motor brushless} > \text{Motor brushed}$$

Tabla 3-26: Evaluación del peso específico del criterio torque.

| Torque | Motor brushless | Motor brushed | \sum^{+1} | Ponderación |
|------------------------|-----------------|---------------|-------------|-------------|
| Motor brushless | | 1 | 2 | 0.667 |
| Motor brushed | 0 | | 1 | 0.333 |
| | | | 3 | 1.000 |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$\text{Motor brushless} > \text{Motor brushed}$$

Tabla 3-27: Evaluación del peso específico del criterio eficiencia.

| Eficiencia | Motor Brushless | Motor Brushed | \sum^{+1} | Ponderación |
|-----------------|-----------------|---------------|-------------|-------------|
| Motor Brushless | | 1 | 2 | 0.667 |
| Motor Brushed | 0 | | 1 | 0.333 |
| | | | 3 | 1.000 |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Motor brushless > Motor brushed

Tabla 3-28: Evaluación del peso específico del criterio control.

| Control | Motor Brushless | Motor Brushed | \sum^{+1} | Ponderación |
|-----------------|-----------------|---------------|-------------|-------------|
| Motor Brushless | | 0 | 1 | 0.333 |
| Motor Brushed | 1 | | 2 | 0.667 |
| | | | 3 | 1.000 |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Motor brushed > Motor brushless

Tabla 3-29 Evaluación del peso específico del criterio costo.

| Costo | Motor Brushless | Motor Brushed | \sum^{+1} | Ponderación |
|-----------------|-----------------|---------------|-------------|-------------|
| Motor Brushless | | 0 | 1 | 0.333 |
| Motor Brushed | 1 | | 2 | 0.667 |
| | | | 3 | 1.000 |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Tabla 3-30: Tabla de conclusiones para la selección de motor.

| Conclusión | Conmutación | Torque | Eficiencia | Control | Costo | \sum criterios | Prioridad |
|-----------------|-------------|--------|------------|---------|-------|------------------|-----------|
| Motor Brushless | 0.2 | 0.2 | 0.133 | 0.033 | 0.033 | 0.6 | 60% |
| Motor Brushed | 0.1 | 0.1 | 0.067 | 0.067 | 0.067 | 0.4 | 40% |
| | | | | | | 1 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Según el análisis realizado mediante el método ordinal corregido de criterio ponderado, se determina que las mejores características se encuentran en los motores brushless, también conocidos como motores sin escobillas. Estos motores reciben una prioridad del 60% en la selección para formar parte del UAV.

3.7.1.4 Variables a considerar en la adquisición de un motor brushless

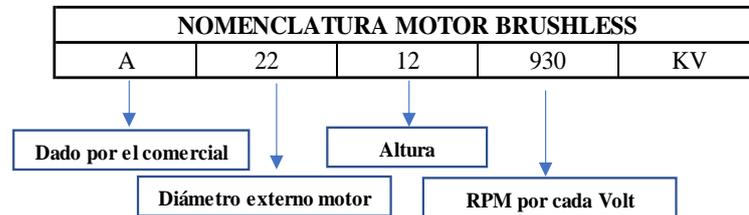


Ilustración 3-16: Nomenclatura motor brushless.

Fuente: Electronics, 2023.

- **Kv:** constante del motor que indica la cantidad de revoluciones en RPM por cada voltio.
- **Potencia:** potencia nominal del motor, está relacionado con la carga máxima de vuelo.
- **Fuente:** indica el tipo de alimentación que requiere el motor, esto nos ayuda a seleccionar las baterías que cumplan con el voltaje de los motores.

3.7.2 Controladores electrónicos de velocidad (ESC)

Conocido como controladores electrónicos de velocidad por sus siglas en inglés (ESC, Electronic Speed Controller) su función principal es regular el paso de corriente entre la batería y el motor eléctrico que se traduce en controlar la velocidad del motor mediante la emisión de señales eléctricas temporizadas. Para lograrlo, el ESC aprovecha la corriente continua suministrada por la batería, que se convierte en corriente alterna trifásica mediante un sistema de interruptores electrónicos, y se envía al motor (Nagel, 2022).

El control de velocidad se obtiene modificando la modulación por anchos de puntos (PWM), de esta manera el receptor del cuadricóptero envía la señal entre 1 a 2 milisegundos, permitiendo que el motor trabaje a la mitad de su potencia y a su capacidad completa respectivamente (Orna Chávez & Dávila Aldás, 2015).

La estructura eléctrica del ESC está formado en un extremo por dos cables que se conectan a la batería, uno rojo (positivo) y otro negro (negativo), ver ilustración 48-3. En el otro extremo, encontramos tres cables que conectan el ESC con el motor sin escobillas. Algo importante es

conocer que la dirección de giro del motor se puede cambiar con la inversión de los conectores de esta forma se logrará que gire en la dirección necesaria. Por último, el receptor del acelerador se conecta al ESC mediante un cable, que recibe energía del BEC (circuito de eliminación de batería) (Nagel, 2022).



Ilustración 3-17: Configuración cableado ESC.

Fuente: Nagel, 2022.

La selección del ESC está relacionado con la selección de los motores, se recomienda que la corriente que soporta el ESC debe ser mayor entre 5A a 10A al consumo de corriente de los motores para que no exista factores de riesgo o daños en el elemento (DRONEPEDIA, 2016).

Tabla 3-31: Características para la configuración de un ESC.

| | Opciones | | | | |
|----------------------------------|---------------------------|---------|-----------|-----------|------------|
| Firmware | Afro | Simonk | BL Heli | BL Heli_S | BL Heli_32 |
| Protocolo de comunicación | PWM | OneShot | MultiShot | ProShot | Dshot |
| Configuración | Individual | | 4 en 1 | | |
| | Obsoletos | | | | |
| | Funcionan bien | | | | |
| | Lo mejor en la actualidad | | | | |

Fuente:(QuadMx Drones, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

- **Firmware:** es el software predeterminado que se encuentra en cada ESC y determina el comportamiento de éste.
- **Protocolo de comunicación:** se encarga de la comunicación entre el ESC y el controlador de vuelo para que la respuesta de cambios de velocidad sea alta.
- **Configuración:** hace referencia al formato de venta, para los casos en donde el espacio es limitado es viable adquirir un ESC 4 en 1, caso contrario los individuales son los más usados.



Ilustración 3-18: ESC del tipo 4 en 1.

Fuente: Dilwe, 2023.

3.7.2.1 Definición de BL Heli_32 y Dshot

- BLHeli_32 es la evolución del firmware de la línea Bl Heli y Bl Heli_s permite el mejor control por medio de las ESC a los motores con señales de comunicación más rápidas de 32 BITS.
- Dshot es un firmware de comunicación digital entre el ESC y el controlador de vuelo, en la actualidad es la mejor forma de comunicación para drones que necesitan de comunicación veloz en los cambios de velocidades de los motores.



Ilustración 3-19: Tiempos de comunicación de firmware Dshot.

Fuente: Mi dron de carreras, 2018.

3.7.3 Baterías de almacenamiento de energía.

Es el componente que proporciona energía a todo el sistema de vuelo, su dificultad radica en encontrar un equilibrio óptimo entre el rendimiento y la duración de vuelo. Además, el sistema de carga de la batería es igual de importante, ya que son vitales para cargar y almacenar las baterías de forma segura y eficiente (UNIT ELECTRONICS, 2020).

3.7.3.1 Baterías de polímero de litio (LiPo)

Este tipo de baterías recargables son de uso común en dispositivos electrónicos, especialmente en drones, internamente está formado por múltiples celdas con iones de litio que les permite acumular gran cantidad de energía en un paquete compacto y sobre todo liviano, esto lo consigue gracias a su alta densidad de energía que se traduce en que puede almacenar más energía por unidad de peso que otro tipo (Cole, 2023).

3.7.3.1.1 Ventajas de las baterías LiPo en drones

- Alta densidad de energía lo cual le permite proporcionar mucha energía de forma compacta y liviana, siendo factores importantes en los drones para mejorar su eficiencia.
- Presenta altas tasas de descarga que se traduce en suministro de altas corrientes para alto rendimiento en drones, sobre todo en aplicaciones como carreras, fotografía aérea.
- Capacidad de carga rápida gracias a su baja resistencia interna, lo que significa que pueden soportar altas corrientes de carga sin sobrecalentarse ni dañar la batería.
- Larga vida útil, pueden soportar cientos de ciclos de carga, lo que lo hace una buena opción y sobre todo rentable (Cole, 2023).

3.7.3.1.2 Desventajas de las baterías LiPo en drones

- No se recomienda su uso es temperaturas extremas.
- Su carga es sensible por lo que se necesita de un cargador balanceador para evitar la sobrecarga inclusive que se incendie.
- Con el paso del tiempo los procesos de carga y descargan por su reacción química interna, la batería se expande y contrae, lo que puede hacer que estéticamente se hinche, afectando su rendimiento (Cole, 2023).

3.7.3.2 Baterías de iones de litio (LI-ION)

Este tipo de baterías utilizan iones de litio como componente principal de su electroquímica, se emplea en dispositivos electrónicos como teléfonos inteligentes, computadoras portátiles, tabletas y vehículos eléctricos debido a su alta densidad de energía, baja tasa de autodescarga y ciclo de vida prolongado (Cole, 2023).

3.7.3.2.1 Ventajas de las baterías de LI-ION en drones

Las baterías de iones de litio se han convertido en la opción preferida para alimentar drones debido a varias ventajas que ofrecen:

- Alta densidad de energía, pueden almacenar más energía por unidad de volumen o peso en comparación con otras baterías químicas. Esto los hace ideales para usar en drones, que requieren baterías livianas y compactas para maximizar el tiempo de vuelo.
- Ciclo de vida prolongado, las baterías de iones de litio pueden durar cientos de ciclos de carga y descarga antes de que su capacidad comience a degradarse significativamente.
- Tasa de autodescarga baja, pueden conservar su carga durante períodos más largos cuando no se usan.
- Carga rápida, lo cual es esencial para los drones que necesitan recargarse entre vuelos. Además, se pueden cargar parcialmente sin afectar su rendimiento, lo que no es posible con otras químicas de batería (Cole, 2023).

3.7.3.2.2 Desventajas de las baterías de LI-ION en drones

- Riesgo de incendio y explosión si se exponen a temperaturas extremas, esta es una preocupación de seguridad importante, especialmente para los drones que pueden chocar o experimentar otros tipos de fallas mecánicas durante el vuelo.
- Rango de temperatura limitado, si la temperatura supera el rango recomendado, el rendimiento de la batería puede verse gravemente afectado o incluso puede dañarse.
- Degradación de la capacidad, su capacidad se degrada gradualmente con el tiempo. Esto significa que los drones que funcionan con baterías de iones de litio pueden experimentar una reducción del tiempo de vuelo a medida que la batería envejece (Cole, 2023).

3.7.3.3 Baterías de níquel cadmio (Ni-Cd)

Usan internamente hidróxido de óxido de níquel y cadmio metálico como electrodos. Se han utilizado ampliamente en diversas aplicaciones, incluidos dispositivos electrónicos portátiles, herramientas eléctricas y aviación (Cole, 2023).

3.7.3.3.1 Ventajas de las baterías Ni-Cd en drones

- Ofrece altos niveles de corriente, adecuados para aplicaciones de alto rendimiento.
- Mayor vida útil que muchos otros tipos de baterías, lo que significa que se pueden usar durante períodos prolongados sin necesidad de reemplazarlas.
- Mas económicas que otro tipo de batería.

3.7.3.3.2 Desventajas de las baterías Ni-Cd en drones

- Una de las principales desventajas es su tendencia a sufrir el “efecto memoria”. Esto ocurre cuando la batería se carga repetidamente sin descargarse por completo, lo que hace que "recuerde" su capacidad de carga anterior y pierda gradualmente su capacidad de mantener una carga (Cole, 2023).
- Las baterías de Ni-Cd también son menos respetuosas con el medio ambiente que otros tipos de baterías, ya que contienen materiales tóxicos que pueden ser dañinos para el medio ambiente si no se desechan correctamente. (Cole, 2023).

3.7.3.4 Baterías de hidruro metálico de níquel (Ni-MH)

Son un tipo de batería recargable que surgieron como reemplazo de las baterías Ni-Cd debido a su toxicidad ambiental, utilizan hidróxido de óxido de níquel y electrodos de hidruro metálico para almacenar y liberar energía (Cole, 2023).

3.7.3.4.1 Ventajas de las baterías (Ni-MH) en drones

- Alta densidad de energía, lo que les permite alimentar el dron durante más tiempo en comparación con otro tipo de baterías.
- Baja tasa de autodescarga, lo que significa que pueden conservar su carga durante más tiempo cuando no se usan.
- Las baterías de (Ni-MH) también son relativamente económicas en comparación con otros tipos de baterías recargables.

3.7.3.4.2 Desventajas de las baterías (Ni-MH) en drones

- Menor potencia de salida en comparación con las baterías de iones de litio, esto significa que los drones que funcionan con baterías de Ni-MH pueden no responder tan bien o tener el mismo nivel de rendimiento que los que funcionan con baterías de iones de litio.
- Sensibilidad a las altas temperaturas, cuando se exponen a altas temperaturas, pueden experimentar una caída en el rendimiento o incluso fallar por completo.
- La sobrecarga también puede reducir la vida útil de la batería, lo que puede ser una preocupación para los pilotos de drones que dependen de sus baterías para tiempos de vuelo prolongados.
- Mayor tasa de autodescarga en comparación con las baterías de iones de litio.

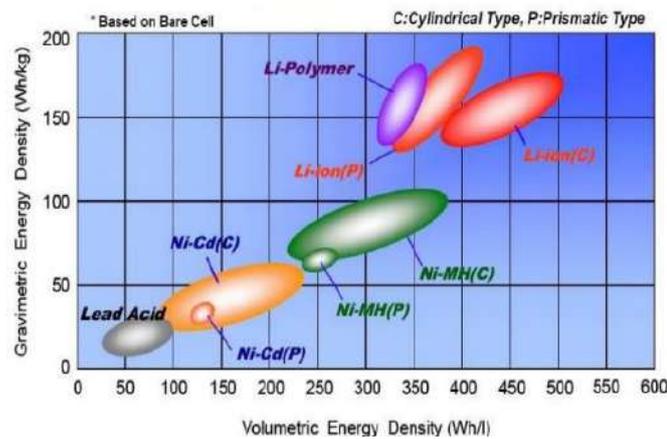


Ilustración 3-20: Comparación de densidad de energía en celdas de batería.

Fuente: NASA - National Aeronautics and Space Administration.

Nota: El siguiente cuadro de comparación de baterías ilustra las densidades de energía volumétrica y específica que muestran tamaños más pequeños y celdas de peso más ligero.

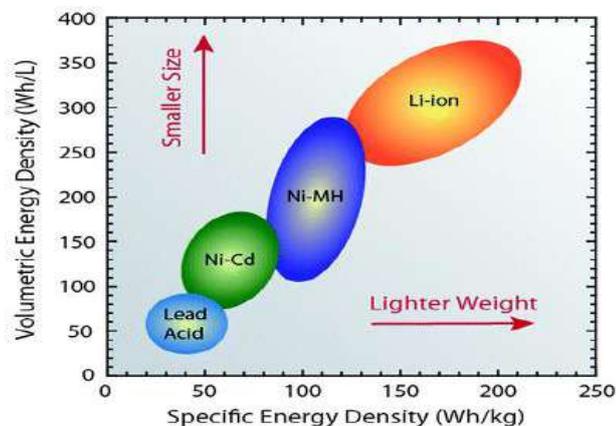


Ilustración 3-21: Comparación de densidad de energía en celdas de batería.

Fuente: NASA - National Aeronautics and Space Administration.

Tabla 3-32: Especificaciones de tipos de baterías.

| ESPECIFICACIONES TIPOS DE BATERÍAS | | | | | | |
|--|----------------------|---|------------|---------------------------------------|------------|-------------|
| Especificaciones | Especificaciones | | | Li-ion | | |
| | Plomo-ácido | Ni-Cd | Ni-MH | Cobalto | Manganeso | Fosfato |
| Densidad energética específica (Wh/kg) | 30-50 | 45-80 | 60-120 | 150-190 | 100-135 | 90-120 |
| Resistencia interna (mΩ) | <100 | 100-200 | 200-300 | 150-300 | 25-75 | 25-50 |
| | paquete 12V | paquete 6V | paquete 6V | 7.2V | por celda | por celda |
| Ciclo de vida (80% descarga) | 200-300 | 1000 | 300-500 | 500-1,000 | 500-1,000 | 1,000-2,000 |
| Tiempo de carga rápida | 8-16h | 1h típica | 2-4h | 2-4h | 1h o menos | 1h o menos |
| Tolerancia de sobrecarga | Alto | Moderado | Bajo | Bajo. No puede tolerar la carga lenta | | |
| Autodescarga/mes (temperatura ambiente) | 5% | 20% | 30% | <10% | | |
| Voltaje de celda (nominal) | 2V | 1.2V | 1.2V | 3.6V | 3.8V | 3.3V |
| Voltaje de corte de carga (V/celda) | 2.4 | Detección de carga completa | | 4.2 | | 3.6 |
| | Float 2.25 | por firma de voltaje | | | | |
| Voltaje de corte de descarga (V/celda, 1C) | 1.75 | 1 | | 2.50-3.00 | | 2.8 |
| Corriente de carga máxima | 5C | 20C | 5C | >3C | >30C | >30C |
| Mejor resultado | 0.2C | 1C | 0.5C | <1C | <10C | <10C |
| Temperatura de carga | -20 to 50°C | 0 to 45°C | | 0 to 45°C | | |
| | -4 to 122°F | 32 to 113°F | | 32 to 113°F | | |
| Temperatura de descarga | -20 to 50°C | -20 to 65°C | | -20 to 60°C | | |
| | -4 to 122°F | -4 to 149°F | | -4 to 140°F | | |
| Requisito de mantenimiento | 3-6 Meses | 30-60 días | 60-90 días | No requiere | | |
| | (carga adicional) | descarga | descarga | | | |
| Requerimientos de seguridad | Térmicamente estable | Térmicamente estable, protección de fusible común | | Circuito de protección obligatorio | | |
| En uso desde | Late 1800s | 1950 | 1990 | 1991 | 1996 | 1999 |
| Toxicidad | Muy alto | Muy alto | Bajo | Bajo | | |

Fuente: (Electralab and Printed Electronics Corp (EPEC), 2023)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.7.3.5 Método ordinal corregido de criterio ponderado para la selección del tipo de batería

toxicidad > densidad energetica > tiempo de carga rapida > mantenimiento = ciclo de vida

Tabla 3-33: Evaluación del peso específico de cada criterio.

| Ciclo de vida | Toxicidad | Densidad de energía | Tiempo de carga | Mantenimiento | Ciclo de vida | \sum^{+1} | Ponderación |
|---------------------|-----------|---------------------|-----------------|---------------|---------------|-------------|-------------|
| Toxicidad | | 1 | 1 | 1 | 1 | 5.000 | 33.3% |
| Densidad de energía | 0 | | 1 | 1 | 1 | 4.000 | 26.7% |
| Tiempo de carga | 0 | 0 | | 1 | 1 | 3.000 | 20.0% |
| Mantenimiento | 0 | 0 | 0 | | 0.5 | 1.500 | 10.0% |
| Ciclo de vida | 0 | 0 | 0 | 0.5 | | 1.5 | 10.0% |
| | | | | | | 15.000 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Tabla 3-34: Evaluación del peso específico del criterio toxicidad.

| Toxicidad | Li-Po | Li-ION | Ni-Cd | Ni-MH | \sum^{+1} | Ponderación |
|-----------|-------|--------|-------|-------|-------------|-------------|
| Li-Po | | 1 | 1 | 1 | 4.000 | 40.0% |
| Li-ION | 0 | | 1 | 1 | 3.000 | 30.0% |
| Ni-Cd | 0 | 0 | | 0 | 1.000 | 10.0% |
| Ni-MH | 0 | 0 | 1 | | 2.000 | 20.0% |
| | | | | | 10.000 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$LiPo > LiION > NiMH > NiCd$$

Tabla 3-35: Evaluación del peso específico del criterio densidad energética.

| Densidad de energía | Li-Po | Li-ION | Ni-Cd | Ni-MH | \sum^{+1} | Ponderación |
|---------------------|-------|--------|-------|-------|-------------|-------------|
| Li-Po | | 1 | 1 | 1 | 4.000 | 40.0% |
| Li-ION | 0 | | 1 | 1 | 3.000 | 30.0% |
| Ni-Cd | 0 | 0 | | 0 | 1.000 | 10.0% |
| Ni-MH | 0 | 0 | 1 | | 2.000 | 20.0% |
| | | | | | 10.000 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$LiPo > LiION > NiMH > NiCd$$

Tabla 3-36: Evaluación del peso específico del criterio tiempo de carga.

| Tiempo carga | Li-Po | Li-ION | Ni-Cd | Ni-MH | \sum^{+1} | Ponderación |
|--------------|-------|--------|-------|-------|-------------|-------------|
| Li-Po | | 0.5 | 1 | 1 | 3.500 | 35.0% |
| Li-ION | 0.5 | | 1 | 1 | 3.500 | 35.0% |
| Ni-Cd | 0 | 0 | | 1 | 2.000 | 20.0% |
| Ni-MH | 0 | 0 | 0 | | 1.000 | 10.0% |
| | | | | | 10.000 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$LiPo = LiION > NiCd > NiMH$$

Tabla 3-37: Evaluación del peso específico del criterio mantenimiento.

| Mantenimiento | Li-Po | Li-ION | Ni-Cd | Ni-MH | \sum^{+1} | Ponderación |
|---------------|-------|--------|-------|-------|-------------|-------------|
| Li-Po | | 0 | 0 | 0 | 1.000 | 10.0% |
| Li-ION | 1 | | 0 | 0.5 | 2.500 | 25.0% |
| Ni-Cd | 1 | 1 | | 1 | 4.000 | 40.0% |
| Ni-MH | 1 | 0.5 | 0 | | 2.500 | 25.0% |
| | | | | | 10.000 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$NiCd > NiMH = LiION > LiPo$$

Tabla 3-38: Evaluación del peso específico del criterio ciclo de vida.

| Ciclo de vida | Li-Po | Li-ION | Ni-Cd | Ni-MH | \sum^{+1} | Ponderación |
|---------------|-------|--------|-------|-------|-------------|-------------|
| Li-Po | | 1 | 1 | 1 | 4.000 | 40.0% |
| Li-ION | 0 | | 1 | 1 | 3.000 | 30.0% |
| Ni-Cd | 0 | 0 | | 1 | 2.000 | 20.0% |
| Ni-MH | 0 | 0 | 0 | | 1.000 | 10.0% |
| | | | | | 10.000 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$LiPo > LiION > NiCd > NiMH$$

Tabla 3-39: Conclusión para la selección de baterías.

| Conclusión | Toxicidad | Densidad de energía | Tiempo de carga | Mantenimiento | Ciclo de vida | $\sum^{criterios}$ | Ponderación |
|------------|-----------|---------------------|-----------------|---------------|---------------|--------------------|-------------|
| Li-Po | 0.133 | 0.107 | 0.070 | 0.010 | 0.040 | 0.360 | 36.0% |
| Li-ION | 0.100 | 0.080 | 0.070 | 0.025 | 0.030 | 0.305 | 30.5% |
| Ni-Cd | 0.033 | 0.027 | 0.040 | 0.040 | 0.020 | 0.160 | 16.0% |
| Ni-MH | 0.067 | 0.053 | 0.020 | 0.025 | 0.010 | 0.175 | 17.5% |
| | | | | | | 1.000 | 100% |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$LiPo > LiION > NiMH > NiCd$$

Una vez finalizado el despliegue de calidad para la selección del tipo de batería a utilizar, se puede constatar que la opción más favorable en términos de almacenamiento de energía para drones son las baterías de polímero de litio (LiPo). Esto se debe a su alta densidad de energía y su ligero peso. No obstante, es importante tener precaución en su manipulación y carga.

Tabla 3-40: Voltaje nominal que entrega cada celda para una batería LiPo.

| Número de celdas | Voltaje nominal de la batería | Aplicaciones comunes de cuadricópteros |
|------------------|-------------------------------|---|
| 1s | 3.7 V | Para motores brushed. |
| 2s | 7.4 V | 30-70 mm motores micro brushless. |
| 3s | 11.1 V | 100-220 mm brushless. |
| 4s | 14.8 V | 220 mm brushless para carrera/vuelos rápidos. |
| 5s | 18.5 V | 220 mm o más, para carrera/vuelo libre/ cuadricópteros. |
| 6s | 22.2 V | 220 mm o más, para carrera/vuelo libre/ cuadricópteros. |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)



Ilustración 3-22: Batería LiPo y LIHV.

Fuente: GetFPV-Learn, 2018.

3.7.4 Conectores de batería para drones FPV batería Li-Po

Tabla 3-41: Especificaciones de tipos de conectores.

| NOMBRE | FIGURA | CELDAS RECOMENDADO | APLICACIÓN COMÚN EN CUADRICÓPTERO |
|--------|--------|---------------------------------|-----------------------------------|
| JST-PH | | 1S | Micro Brushed |
| JST-XH | | 1S | Micro Brushed |
| JST | | 2S -3S | Micro Brushless |
| XT30 | | 3S-4S Capacidad menor a 800 mAh | 100-150mm / brushless |

| | | | |
|--------------|---|-------|---|
| XT60 |  | 3S-6S | 220 mm brushless |
| XT90 |  | 4S-6S | 300mm + brushless |
| EC3 |  | 2S-4S | 250 mm brushless (Menos utilizada que la XT 60) |
| DEANS |  | 2S-4S | 250 mm brushless (Menos utilizada que la XT 60) |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018).

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.7.5 Hélices

Las hélices están relacionadas con la selección y especificaciones que presenta el motor brushless a utilizar. El giro del rotor permite que las hélices generen el empuje necesario para que el cuadricóptero vuele sin perder su eficiencia (Serrano Cordero, Pérez Curutchet 2016).

Dentro de las configuraciones a tener en cuenta, es importante saber que las hélices vienen en pares de dos. Es decir, un par de hélices está destinado a girar en sentido horario, mientras que las restantes están diseñadas para girar en sentido antihorario. Puedes verificar esta información en la tabla 3-22: Tamaños de estructura en cuadricópteros y configuraciones.

3.7.5.1 Variables a considerar en las hélices

Basándose en la investigación que se plantea en el tema de titulación, se presentan las variables a tener en cuenta para la adquisición de las hélices.

Tabla 3-42: Consideraciones en la selección de hélices.

| Variables hélices | Clasificación | Representación |
|--|--|---|
| <p>Número de palas: su selección se basa en la necesidad del UAV. Dentro del estudio se puede observar que, a menor número de palas, el consumo de energía es menor, lo que las hace más eficientes. Sin embargo, su potencia de empuje es menor. Por otro lado, a mayor número de palas se obtiene mayor potencia de empuje, pero el consumo de energía es alto.</p> | Bípalas |  |
| | Trípalas |  |
| | Tetrapalas |  |
| <p>Tipo de punta: Por lo general, las hélices de acabado plano dan mayor potencia de empuje. Por otro lado, las hélices de acabado redondeado son más eficientes en cuanto al consumo de energía. Por último, las hélices híbridas buscan un punto intermedio. La selección del tipo de punta depende de la aplicación específica.</p> | Acabado tipo punta |  |
| | Acabado tipo bullnose |  |
| | Híbridas |  |
| Paso / pitch | Inclinación angular de la hélice: A mayor inclinación, se obtiene mayor potencia de empuje, mientras que a menor inclinación se logra mayor eficiencia energética. | |
| Longitud | Una hélice más corta es más liviana y requiere menos torque para girar. Sin embargo, también genera menos sustentación. Lo contrario se aplica a las hélices más largas. | |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

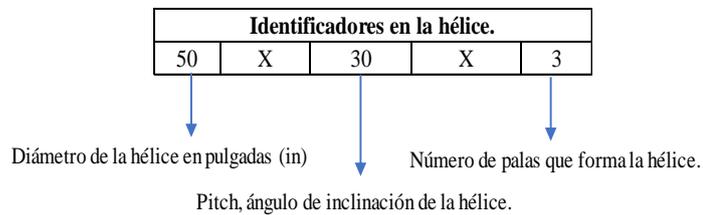


Ilustración 3-23: Identificadores de las hélices.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

| Tipos de hélices | 5030 | 5040 | 5042 | 5043 | 5045 | 5046 | 5047 | 5048 | 5050 | 5051 | 5149 | 5151 | 5152 | 5055 | 6038 | 6040 | 6042 |
|---|----------------------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|
| Principiantes | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Freestyle/vuelo libre con maniobras | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Carreras (Vuelo en línea recta) | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Long Range (Vuelos para topografía y video) | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | No es común | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Funciona normalmente | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Lo más preferido | | | | | | | | | | | | | | | | |

Ilustración 3-24: Tabla para selección de hélices.

Fuente: QuadMx Drones, 2018.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

3.7.6 Controlador de vuelo

La placa de control de un dron es su sistema nervioso central, que dirige todas las operaciones y decisiones necesarias para hacerlo volar con estabilidad. Es crucial conocer el propósito específico del dron antes de elegir la placa de control de vuelo adecuada, ya que cada controlador de vuelo de dron tiene diferentes características y funcionalidades que se adaptan mejor a diferentes usos y necesidades (Volando con drones, 2021).

| | Precio \$ | Procesador | Puerto UART | AIO | Sensor voltaje | Velocidad PID (KHz) | Velocidad Gyro (KHz) | Regulador de voltaje (V) | Montaje | OSD |
|--------------------|----------------|------------|-------------|-----|----------------|---------------------|----------------------|--------------------------|---------|-----|
| Market F405 | 28 | F4 | 5 | No | Si | 8 | 8 | No | 30x30 | Si |
| DYS F4 V2 AIO | 39 | F4 | 3 | Si | Si | 8 | 8 | 3.3/5/9 | 30x30 | Si |
| Kakute F4 V2 | 36 | F4 | 5 | No | Si | 16 | 32 | 3.3/5 | 30x30 | Si |
| Kakute F4 V2 AIO | 41 | F4 | 5 | Si | Si | 16 | 32 | 3.3/5 | 30x30 | Si |
| Helio spring IMU-F | 42 | F4+F3 | 5 | No | Si | 16 | 32 | 5 | 30x30 | Si |
| Helio spring AIO | 47 | F4+F3 | 5 | Si | Si | 16 | 32 | 5 | 30x30 | Si |
| Matek F722 | 40 | F7 | 5 | No | Si | 16-32 | 32 | No | 30x30 | Si |
| Kakute F7 | 45 | F7 | 6 | No | Si | 16-32 | 32 | 3.3/5 | 30x30 | Si |
| Kakute F7 AIO | 49 | F7 | 6 | Si | No | 16-32 | 32 | 3.3/5 | 30x30 | Si |
| Matek F4 mini | 35 | F4 | 4 | No | Si | 8 | 32 | No | 20x20 | Si |
| Xrotor nano F4 | 35 | F4 | 2 | No | Si | 8 | 8 | 5 | 20x20 | Si |
| | Funciona bien. | | | | | | | | | |
| | Lo mejor | | | | | | | | | |

Ilustración 3-25: Controladores de vuelo recomendados para montaje.

Fuente: QuadMx Drones, 2018.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

En la actualidad se debe tener en cuenta que los controladores de vuelo vengan equipados con:

- **Giroscopio:** permite que el dron vuele de forma estable, sin importar ráfagas o vientos acelerados, esto se debe a que permite medir las variaciones angulares que presenta su posición de vuelo (dronemanya.com, 2023).

- **Acelerómetro:** sensor que permite saber el cambio de velocidad que sufre el cuadricóptero en vuelo al dejar el suelo, permite conocer la orientación (dronemanya.com, 2023).
- **Sensor barométrico:** estabilidad a la altura deseada por el piloto.
- **Sonar:** es un sensor ultrasónico que permite un aterrizaje automatizado con seguridad de altura de entre 1.5 – 3.5 metros, puede usarse para permitir el vuelo sobre obstáculos.
- **Módulo GPS:** posicionamiento geográfico del dron de manera exacta.
- **AIO:** conocidos como todo en uno (All in one), integran todos los componentes de un hardware como sensor de corriente, voltaje, PID, además su presencia indica que los ESC estarán conectados para cada uno.
- **OSD:** se encarga de la visualización en pantalla de información como la vista de vídeo en primera persona, el voltaje de la batería, la corriente, cualquier advertencia, el modo de vuelo, el GPS, los horizontes artificiales, y mucho más (Shon, 2022).



Ilustración 3-26: Controlador de vuelo marca flight succeX-E Mini F7 2-6S.

Fuente: iha-race, 2023.

3.7.6.1 Controladores de vuelo con código abierto

Para controlar el vuelo de un UAV mediante un ordenador, es necesario contar con una tarjeta que facilite la conexión con códigos de programación a través de programas como Python, Visual Basic, Java u otros medios. Para lograr esto, se requiere de dos elementos de comunicación: un controlador de vuelo de código abierto y un módulo de comunicación Wifi. Estos bloques de comunicación permiten establecer una interfaz entre el ordenador y el UAV, posibilitando la programación y control del vuelo de manera efectiva.

3.7.6.1.1 Ardu-pilot

Ardu-pilot es una plataforma de código abierto que posibilita la conexión de UAV con ordenadores para el control de vuelo. En el mercado, se encuentra el DJI TELLO, un cuadricóptero que ofrece la capacidad de vuelo programable, lo cual resulta de gran utilidad para el avance constante de la educación en este ámbito, en vista del rápido crecimiento de estas tecnologías.



Ilustración 3-27: Ardu-pilot.

Fuente: Álvarez, 2023.

Las aplicaciones que permite el código abierto son amplias, abarcando áreas como la investigación y el desarrollo, el ámbito comercial, industrial, académico y el modelaje aficionado, entre otras. Además, mediante el estudio de esta plataforma, es posible lograr resultados destacados en UAV de alta categoría con una inversión reducida en comparación con los drones disponibles en el mercado (Álvarez, 2023).

3.7.6.1.2 Software para estación de control de tierra

Se conoce como estación de control de tierra por sus siglas en inglés (GCS), es una aplicación que se debe instalar en un ordenador para poder enviar las ordenes al UAV's de estudio. Entre las configuraciones que se puede elaborar con la aplicación tenemos (Álvarez, 2023):

- Permite actualizar el firmware requerido en el controlador de vuelo.
- Configurar el sistema de radio control (RC).
- Mostrar datos de telemetría como posición, velocidad, etc.
- Controlar de forma remota al dron, activar funciones especiales, como la navegación autónoma, coordenadas GPS y el regreso a casa automático en caso de fallos.

Ejemplos de aplicaciones que permite el control en tierra para ordenadores:

- Mission Planner.

- APM Planner 2.0.
- MAVProxy, UgCS
- QGroundControl.

Para dispositivos móviles

- Tower.
- AndroPilot.
- MAV Pilot 1.4.
- SidePilot.

3.7.6.1.3 Controladores de vuelo por su código de programación.

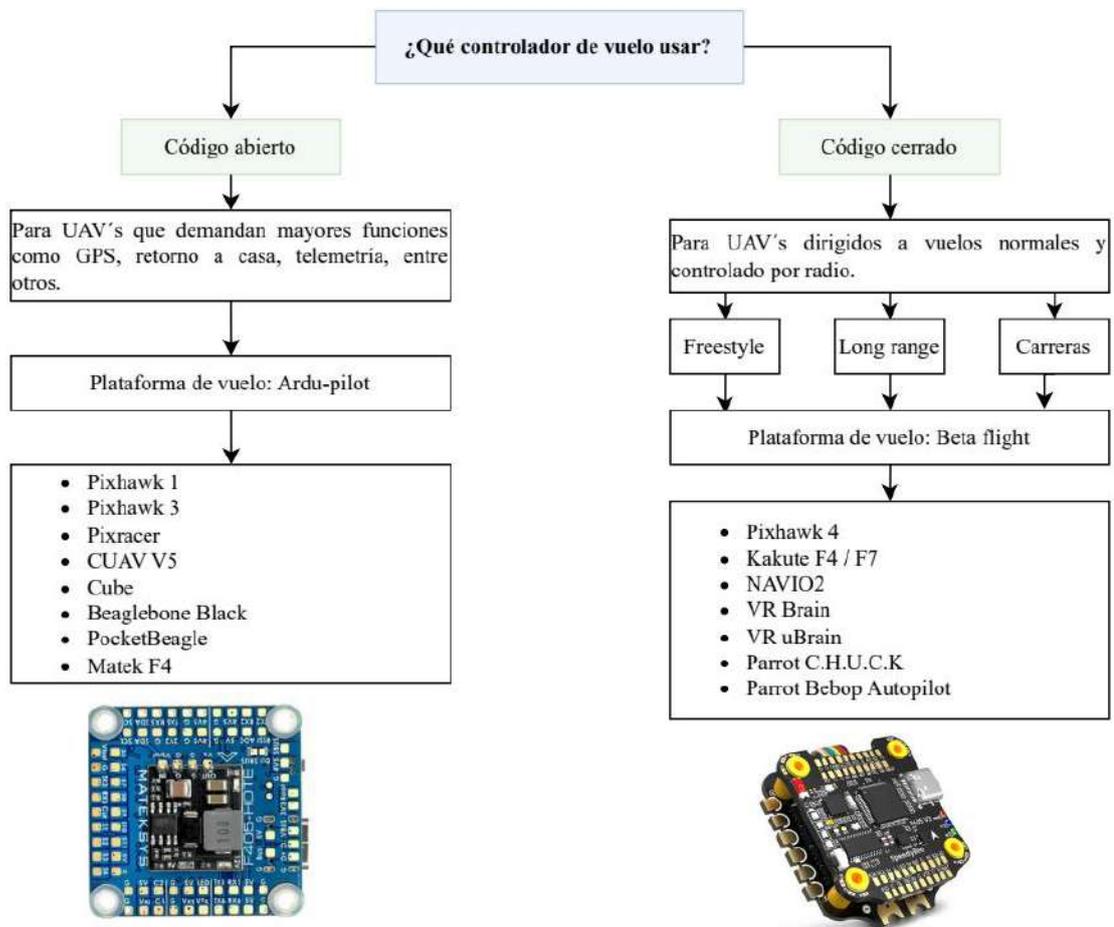


Ilustración 3-28: Clasificación de controlador de vuelo por código de programación.

Realizado por: (Cuyago, A, 2023)

- **Código cerrado:** La principal ventaja de estos controladores de vuelo es su facilidad de manejo y control. En la actualidad, existen aplicaciones que permiten una conexión rápida y oportuna, como Betaflight Configurator, que cuenta con una interfaz muy amigable.



Ilustración 3-29: Beta flight.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

- **Código abierto:** La ventaja principal radica en la capacidad de configurar funciones de gama alta, como el control automático de los UAV, control por ordenador, GPS, Telemetría, entre otras funciones avanzadas. Su principal problema es el difícil manejo de programación para controlar el UAV's. Dentro de este campo se considera que toda tarjeta controlador de vuelo que presente compatibilidad con Ardupilot se puede programar.



Ilustración 3-30: Mission planner (GCS).

Realizado por: Álvarez, 2023.

3.7.7 Radio receptor

La comunicación entre el piloto y el dron en estado de vuelo de forma remota se logra gracias al radio receptor o radio control. Este componente es responsable de recibir la señal transmitida por nuestra emisora para que la tarjeta de control de vuelo pueda enviar órdenes a los motores, variadores, etc., con el fin de que el dron se comporte según las indicaciones proporcionadas desde la emisora (Jerry F, 2018).

La cantidad de canales que tiene un radio receptor es importante, ya que determina la cantidad de acciones individuales que un dron puede controlar. Como sabemos, los movimientos que puede

realizar un cuadricóptero son el acelerador, yaw (giro hacia la izquierda y la derecha), pitch (inclinación hacia adelante y hacia atrás) y roll (giro hacia la izquierda y la derecha), y cada uno requiere 1 canal. Para controlar un cuadricóptero se necesitan al menos 4 canales (Jerry F, 2018).



Ilustración 3-31: Radio control de cuatro canales.

Fuente: Jerry F, 2018.

Es recomendable trabajar con radios receptores de 5 a 6 canales para un cuadricóptero. Estos canales auxiliares se conocen como AUX y consisten en interruptores de tipo palanca o potenciómetros, que se utilizan para cambiar los modos de vuelo o activar funciones específicas de un cuadricóptero. Los transmisores que cuentan con más de 6 canales suelen ser más costosos, pero también ofrecen una mejor calidad de construcción y más funcionalidades en comparación con los transmisores RC básicos de 4 o 5 canales (Jerry F, 2018).

En el ámbito del RC, la frecuencia más popular es 2.4 GHz. Las frecuencias más bajas, como 27 MHz, 72 MHz, 433 MHz, 900 MHz y 1.3 GHz, generalmente se utilizan para vuelos a distancias mayores, aunque raramente se emplean en los mini quad (Jerry F, 2018).

3.8 Análisis y diseño mecánico de los elementos de un UAV's

En base al estudio del despliegue de la casa de la calidad, se reconoce que otro aspecto importante en el desarrollo del cuadricóptero es asegurar la resistencia de su estructura ante caídas y esfuerzos que puedan presentarse. Para lograrlo, es necesario realizar un análisis de las tensiones y deformaciones que podrían afectar los brazos y el chasis, considerando también un factor de seguridad y los cálculos correspondientes a la sección seleccionada.

Asimismo, para determinar la potencia requerida por los motores brushless, se empleará la aerodinámica y se aplicarán teorías como la teoría de la cantidad de movimiento (TCM) y la teoría de elementos de pala (TEP). Estas herramientas permitirán realizar un análisis exhaustivo y tomar

decisiones informadas sobre la potencia necesaria para el correcto funcionamiento del cuadricóptero.

3.8.1 Estimación de pesos totales en el desarrollo de un UAV's

Tabla 3-43: Estimación de pesos para un cuadricóptero de 5 in de ala.

| Estimación de pesos totales de un UAV's | | | |
|--|-----------|----------|------------|
| | Peso (gr) | unidades | Total (gr) |
| Estructura | 200 | 1 | 200 |
| Motores | 28 | 4 | 112 |
| Esc | 32 | 4 | 128 |
| Hélices | 7.25 | 4 | 29 |
| Controlador de vuelo | 6 | 1 | 6 |
| Batería | 177 | 1 | 177 |
| Cámara | 12 | 1 | 12 |
| Cables | 5 | 1 | 5 |
| Total | | | 669 |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Este apartado tiene en cuenta la preselección por iteración de los componentes que formarán parte del UAV tipo cuadricóptero, considerando una distancia entre ejes de 210 a 240 mm, como se expone en la tabla 3-22 para la selección de motores y baterías en función del frame seleccionado o para su diseño y modelado pertinente, según las necesidades del personal.

3.8.2 Estudio aerodinámico en la selección de motores

El cuadricóptero, en su trayectoria, está expuesto a ráfagas de viento. Por lo tanto, se analiza las fuerzas ejercidas por dicho gas sobre el UAV. Este análisis nos permite determinar la potencia mínima que los motores deben ejercer para superar la fuerza de gravedad. Se analiza diferentes puntos de vuelo, que se detallan a continuación.

- Vuelo en punto fijo.
- Vuelo vertical ascendente.
- Vuelo vertical descendente.
- Vuelo de avance.

3.8.2.1 Teoría de cantidad de movimiento (TCM)

Magnitud vectorial que permite conocer la intensidad de un cuerpo en movimiento, para su estudio se debe tomar en cuenta ciertas idealizaciones como son:

- El objeto se encuentra en reposo o movimiento estacionario.
- Sistema adiabático.
- Movimiento uniforme y unidimensional.
- Fluido incomprensible, por tal su densidad siempre será constante en oposición a la compresión en cualquier condición.
- Las palas se representan por un disco sólido.
- Alto valor de Reynolds por lo que se desprecia la viscosidad.
- No existe velocidad relativa del rotor con respecto del aire.

Si se analiza el rotor del quadricóptero, se observa que este genera un empuje al impulsar una columna de aire hacia abajo. Este fenómeno se puede estudiar utilizando la mecánica de Newton y aplicando las leyes de conservación de masa, conservación de cantidad de movimiento y el principio de Bernoulli. En este sentido, el rotor puede ser considerado como un "disco poroso" que experimenta cambios uniformes de presión.

En el caso de un vuelo estacionario, la columna de aire generaría un volumen de control de la corriente tanto por encima como por debajo del "disco", como se representa en la ilustración.

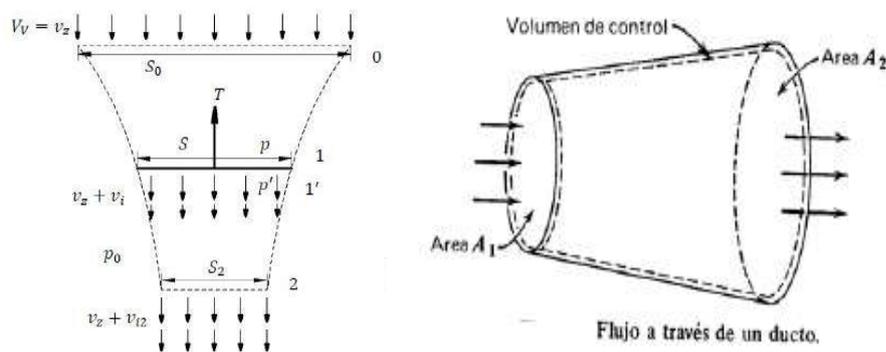


Ilustración 3-32: Fluidos aguas arriba y aguas abajo de un rotor por TCM.

Fuente: (UPC, 2011).

Dentro del cálculo, se debe tener en cuenta la altitud de operación, ya que este parámetro tiene un impacto en el comportamiento de la densidad del fluido. Para realizar dicho cálculo, emplearemos

la fórmula propuesta por la ISA (Atmósfera Estándar Internacional) (Serrano Cordero, Pérez Curutchet, 2016, pp.78-80).

$$\rho(h) = \rho_o \left(\frac{T_o + \lambda \cdot h}{T_o} \right)^{-\frac{g}{R\lambda} - 1} \quad (8.3)$$

Donde:

- $\rho(h)$: densidad a una altura h determinada.
- ρ_o : densidad a nivel del mar (Kg/m^3) con un valor de $1.225 Kg/m^3$.
- T_o : temperatura a nivel de mar (K).
- $\lambda = -6.5 \times 10^{-3} (K/m)$ gradiente térmico.
- h : altura a la que esta siendo evaluada la densidad.
- $R = 287 (J/kg \cdot K)$: constante de los gases ideales para el aire.
- $g = 9.81 m/s^2$: gravedad a nivel del mar.

La potencia necesaria varía en función de la altitud, debido a que la densidad del aire disminuye a mayores altitudes. Por lo tanto, se requiere una mayor potencia para compensar esta disminución. En el caso particular de trabajar en la ciudad de Riobamba, que se encuentra a una altitud de 2758 metros sobre el nivel del mar (m.s.n.m), y considerando una altura de trabajo para un dron comercial de bajo coste de entre 15 y 25 metros, es importante tener en cuenta este factor.

$$h = 2758 m + 25 m \quad (9.3)$$

$$h = 2783 m. s. n. m \quad (10.3)$$

Con ayuda del modelo de atmósfera estándar ISA, es posible obtener la densidad del aire en la altitud de trabajo mencionada. La siguiente expresión describe los parámetros necesarios para realizar dicho cálculo.

$$\rho(h) = \rho_o \left(\frac{T_o + \lambda \cdot h}{T_o} \right)^{-\frac{g}{R\lambda} - 1} \quad (11.3)$$

$$\rho(h) = \rho_o \left(\frac{288.15 + (-6.5 \times 10^{-3} \cdot h)}{288.15} \right)^{-\frac{9.81}{287 \cdot (-6.5 \times 10^{-3})} - 1} \quad (12.3)$$

$$\rho(h) = \rho_o \left(1 - \frac{(6.5 \times 10^{-3} \cdot h)}{288.15} \right)^{4.2586} \quad (13.3)$$

$$\rho(2783) = 1.225 \left(1 - \frac{(6.5 \times 10^{-3} \cdot 2783)}{288.15}\right)^{4.2586} \quad (14.3)$$

$$\rho(2783) = 0.9294 \text{ kg/m}^3 \quad (15.3)$$

3.8.2.1.1 Potencia requerida vuelo en punto fijo

Se considera que la velocidad relativa del rotor con respecto al aire es cero. En este punto, se calcula la potencia requerida para un vuelo axial sin ascenso. Además, se toma en cuenta que las cargas y velocidades son uniformes en las hélices y no dependen del ángulo que el cuerpo forme con respecto al norte en dirección horaria, conocido como "azimutal".

Para comenzar, nos basaremos en un volumen de control, como se muestra en la ilustración 3-32, y aplicaremos la ecuación de conservación de la masa:

$$\dot{m}_{entrada} = \dot{m}_{salida} \quad (16.3)$$

$$\left(\frac{d_N}{d_t}\right)_{sistema} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} n \cdot \rho \cdot dv + \int_{SC} n \cdot \rho \cdot \bar{V} \cdot \bar{d}a \quad (17.3)$$

Tabla 3-44: Propiedades extensivas, intensivas.

| ECUACIÓN FUNDAMENTAL | PROPIEDAD EXTENSIVA | PROPIEDAD INTENSIVA |
|-------------------------|---------------------|---------------------|
| Conservación de la masa | M | 1 |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$\left(\frac{d_M}{d_t}\right)_{sistema} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} 1 \cdot \rho \cdot dv + \int_{SC} 1 \cdot \rho \cdot \bar{V} \cdot \bar{d}a \quad (18.3)$$

$$\frac{d_M}{d_t} = 0 \text{ conservación de la masa.} \quad (19.3)$$

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (20.3)$$

$$0 = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} 1 \cdot \frac{m}{V} \cdot dv + \int_{SC} 1 \cdot \rho \cdot \bar{V} \cdot \bar{d}a \quad (21.3)$$

$$0 = 0 + \int_{SC} 1 \cdot \rho \cdot \bar{V} \cdot \bar{d}a \quad (22.3)$$

Se analiza el volumen de control, se observa que $\bar{V} \cdot \bar{d}a$ son vectores. Por lo tanto, es importante reconocer que $\bar{d}a$ es perpendicular al área de estudio. De esta forma se obtiene:

$$0 = -\rho \cdot V_z \cdot A_0 + \rho \cdot (V_z + V_i) \cdot A \quad (23.3)$$

$$\rho \cdot V_z \cdot A_0 = \rho \cdot (V_z + V_i) \cdot A \quad (24.3)$$

$$\dot{m} = \rho \cdot (V_z + V_i) \cdot A \quad (25.3)$$

Se debe tener en cuenta que, en este caso, la velocidad axial en el eje es 0 o nula, por lo tanto, podemos simplificar la expresión de la siguiente manera:

$$\dot{m} = \rho \cdot V_i \cdot A \quad (26.3)$$

Donde:

\dot{m} : caudal masico del fluido.

ρ : densidad del fluido.

V_i : velocidad inducida del fluido.

V_z : velocidad axial en la dirección z.

A: área del rotor.

Si aplicamos la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento, podemos obtener una expresión que relaciona el valor de la fuerza T de empuje que el rotor debe superar en la columna de aire como se detalla en la ecuación (35.3).

$$\left(\frac{d_N}{dt}\right)_{sistema} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} n \cdot \rho \cdot dv + \int_{SC} n \cdot \rho \cdot \bar{V} \cdot \bar{da} \quad (27.3)$$

Tabla 3-45: Propiedades extensivas, intensivas para la cantidad de movimiento.

| ECUACIÓN FUNDAMENTAL | PROPIEDAD EXTENSIVA | PROPIEDAD INTENSIVA |
|---|-----------------------------|---------------------|
| Conservación cantidad de movimiento lineal. | $\bar{P} = m \cdot \bar{V}$ | \bar{V} |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

$$\left(\frac{d_P}{dt}\right)_{sistema} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \bar{V} \cdot \rho \cdot dv + \int_{SC} \bar{V} \cdot \rho \cdot \bar{V} \cdot \bar{da} \quad (28.3)$$

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (29.3)$$

$$\left(\frac{d_P}{dt}\right)_{sistema} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} 1 \cdot \frac{m}{V} \cdot dv + \int_{SC} 1 \cdot \rho \cdot \bar{V} \cdot \bar{da} \quad (30.3)$$

$$\rho \left(\frac{dP}{dt} \right)_{sistema} = 0 + \int_{SC} \bar{V} \cdot \rho \cdot \bar{V} \cdot \bar{d\bar{a}} \quad (31.3)$$

$$\sum Fz_{sistema} = \int_{SC} \bar{V} \cdot \rho \cdot \bar{V} \cdot \bar{d\bar{a}} \quad (32.3)$$

$$T = -\rho \cdot V_z \cdot V_z \cdot A_o + \rho \cdot (V_z + V_{i2}) \cdot (V_z + V_{i2}) \cdot A_2 \quad (33.3)$$

$$T = -\dot{m} \cdot V_z + \dot{m} \cdot (V_z + V_{i2}) \quad (34.3)$$

$$T = \dot{m} \cdot V_{i2} \quad (35.3)$$

- V_{i2} : velocidad inducida en la sección 2

La tercera ecuación que aplicaremos es la conservación de la energía entre dos puntos. De esta forma, obtenemos:

$$E = \int \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (\bar{V} \cdot \bar{d\bar{a}}) \cdot |\bar{V}|^2 \quad (36.3)$$

Se sabe que la diferencia de energías cinéticas a la entrada y salida del volumen de control nos proporciona la potencia ideal. Por lo tanto:

$$Pid = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_z \cdot A_o \cdot V_z^2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V_z + V_{i2}) \cdot A_2 \cdot (V_z + V_{i2})^2 \quad (37.3)$$

$$Pid = -\frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot V_z^2 + \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot (V_z + V_{i2})^2 \quad (38.3)$$

$$Pid = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot [(V_z + V_{i2})^2 - V_z^2] \quad (39.3)$$

La potencia ideal también se puede calcular como el producto de la fuerza por la velocidad. Por lo tanto, la expresión es la siguiente:

$$Pid = T \cdot (V_z + V_i) \quad (40.3)$$

El valor de T , a partir de la ecuación (35.3), se puede reemplazar en la ecuación (40.3) para obtener la siguiente expresión:

$$Pid = \dot{m} \cdot V_{i2} \cdot (V_z + V_i) \quad (41.3)$$

A este punto, se iguala matemáticamente la ecuación (41.3) con la ecuación (39.3).

$$\dot{m} \cdot V_{i2} \cdot (V_z + V_i) = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot [(V_z + V_{i2})^2 - V_z^2] \quad (42.3)$$

De esta manera, se obtiene el siguiente resultado:

$$V_{i2} = 2 \cdot V_i \quad (43.3)$$

La potencia ideal de acuerdo a la teoría de cantidad de movimiento ecuación (40.3), para punto fijo, será la siguiente expresión, conociendo que la velocidad axial en Z es nula y que $V_i = V_{i0}$ la velocidad inducida es renombrada como la velocidad inducida en punto fijo.

$$Pid = T \cdot (V_z + V_i) \quad (44.3)$$

$$Pid = T \cdot (V_{i0}) \quad (45.3)$$

Donde:

Pid: potencia ideal requerida por TCM.

T: tracción que genera el motor.

V_{i0} : velocidad inducida en vuelo a punto fijo.

La velocidad inducida en punto fijo se puede obtener, mediante la expresión visto anteriormente, ecuación (35.3), donde:

$$T = \dot{m} \cdot V_{i2} \quad (46.3)$$

$$\dot{m} = \rho \cdot A \cdot (V_z + V_{i2}) \quad \wedge \quad V_z = \text{es nula} \quad (47.3)$$

$$T = \rho \cdot A \cdot (V_z + V_{i2}) \cdot V_{i0} \quad (48.3)$$

$$T = \rho \cdot A \cdot 2V_{i0}^2 \quad (49.3)$$

$$V_{i0} = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot A \cdot \rho}} \quad (50.3)$$

Una vez que se obtienen las expresiones de cálculo, empezamos a reemplazar los datos. El valor de A (área de proyección del rotor) se asemeja al área de un disco rugoso con radio R (radio de la hélice). El tamaño de la hélice está correlacionado con la eficiencia en la transmisión de energía

del rotor, por lo tanto, este elemento depende de un estudio estructural. Comercialmente, existe una gran variedad de hélices con diferentes pasos y radios. En nuestro caso, utilizaremos hélices de 5 pulgadas.

$$d = 5 \text{ in} = 0.127 \text{ m} \quad (51.3)$$

$$r = 2.5 \text{ in} = 0.0635 \text{ m} \quad (52.3)$$

Por lo tanto, el área será igual a:

$$A = \pi \cdot r^2 \quad (53.3)$$

$$A = \pi \cdot (0.0635)^2 \quad (54.3)$$

$$A = 0.0127 \text{ m}^2 \quad (55.3)$$

La tracción que debe generar el cuadricóptero es igual a la suma del peso total de la estructura más el peso de la carga útil a transportar. En este caso, un total de 669 gramos (6.563 N), es decir, cada motor debe llevar una carga de 167.25 gramos (1.641 N).

Otro punto importante a tener en cuenta es evitar que los motores trabajen a su máxima potencia. Por lo tanto, es necesario mantener un factor de seguridad conocido como relación empuje/peso. Este factor puede variar entre 2 y 4. En este caso, empleamos un factor de 2 para un trabajo del 50% de los motores, teniendo en cuenta que el cuadricóptero se utiliza a velocidades moderadas. Esto implica que el peso total a cargar se duplica a 1.338 kg (13.13 N), lo que resulta en un peso de 334.5 gramos (3.28 N) para cada motor.

Si reemplazamos estos valores en la ecuación (50.3) de velocidad inducida, obtenemos:

$$V_{i0} = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot A \cdot \rho}} \quad (56.3)$$

$$V_{i0} = \sqrt{\frac{3.28}{2 \cdot 0.0127 \cdot 0.9294}} \quad (57.3)$$

$$V_{i0} = 11.8 \text{ m/s} \quad (58.3)$$

Conociendo la velocidad inducida, es posible determinar la potencia requerida mediante la expresión previamente calculada.

$$P_{id} = T \cdot (V_{io}) \quad (59.3)$$

$$P_{id} = 3.28 \cdot (11.8) \quad P_{id} = 38.71 \text{ W} \quad (60.3)$$

De esta forma se obtiene la potencia requerida del motor para el cuadricóptero según la TCM (Teoría de la cantidad de movimiento). Es importante recalcar que esta potencia está en función de la altitud del sector de trabajo, en este caso, la ciudad de Riobamba, con una altitud de 2758 m.s.n.m. A continuación, se muestra cómo varía la potencia en función de la altitud en diferentes ciudades del país.

Tabla 3-46: Influencia de la altitud en la potencia ideal de un motor.

| Ciudad | Altitud (m.s.n.m) | T(N) | Densidad | Área | Vio(m/s) | Potencia |
|-------------|-------------------|------|------------|------------|------------|------------|
| Mocha | 3264 | 3.28 | 0.88447964 | 0.01266769 | 12.0984391 | 39.6828801 |
| Tisaleo | 3245 | 3.28 | 0.88622364 | 0.01266769 | 12.086529 | 39.6438151 |
| Cajabamba | 3200 | 3.28 | 0.89036465 | 0.01266769 | 12.0583895 | 39.5515176 |
| Pucara | 3160 | 3.28 | 0.89405796 | 0.01266769 | 12.0334574 | 39.4697403 |
| Cañar | 3125 | 3.28 | 0.89729921 | 0.01266769 | 12.0117039 | 39.3983889 |
| Guamote | 3060 | 3.28 | 0.90334253 | 0.01266769 | 11.9714576 | 39.266381 |
| El Ángel | 3007 | 3.28 | 0.90829317 | 0.01266769 | 11.9387879 | 39.1592244 |
| Huaca | 3000 | 3.28 | 0.90894858 | 0.01266769 | 11.9344829 | 39.1451038 |
| Tambo | 2990 | 3.28 | 0.9098855 | 0.01266769 | 11.9283367 | 39.1249444 |
| Tulcán | 2980 | 3.28 | 0.91082316 | 0.01266769 | 11.9221952 | 39.1048003 |
| Quero | 2960 | 3.28 | 0.9127007 | 0.01266769 | 11.9099262 | 39.0645579 |
| Pujilí | 2947 | 3.28 | 0.91392269 | 0.01266769 | 11.9019612 | 39.0384329 |
| San Gabriel | 2870 | 3.28 | 0.92118632 | 0.01266769 | 11.8549444 | 38.8842178 |
| Quito | 2850 | 3.28 | 0.92308018 | 0.01266769 | 11.8427769 | 38.8443084 |
| Cayambe | 2830 | 3.28 | 0.92497702 | 0.01266769 | 11.8306278 | 38.8044591 |
| Pillaro | 2800 | 3.28 | 0.92782787 | 0.01266769 | 11.8124384 | 38.7447978 |
| Latacunga | 2770 | 3.28 | 0.93068544 | 0.01266769 | 11.79429 | 38.6852713 |
| Riobamba | 2783 | 3.28 | 0.92944633 | 0.01266769 | 11.8021493 | 38.7110496 |

Realizado por: (Cuyago, A.,2023).

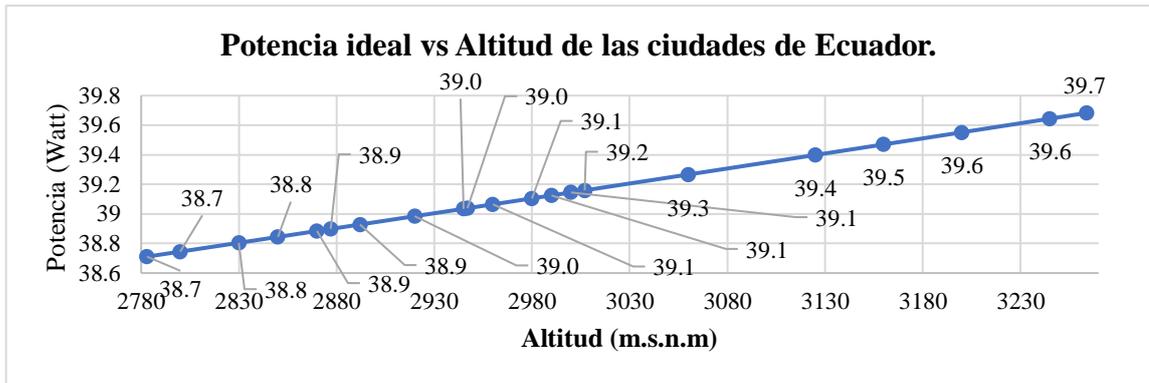


Ilustración 3-33: Potencia ideal vs altitud.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

3.8.2.1.2 Potencia necesaria para vuelo axial ascendente

En este análisis, la velocidad de ascenso ya no es nula debido a la presencia de una velocidad axial v_z . Por tanto, la expresión de la ecuación (40.3) es la siguiente:

$$P_{id} = T \cdot (V_z + V_i) \quad (61.3)$$

Donde

V_i : velocidad inducida de vuelo axial ascendente.

V_z : velocidad de ascenso.

Si observamos la ilustración 3-34, se puede emplear el análisis de Bernoulli para los saltos de presión que existen en el rotor, tanto en los puntos 0-1 y 1'-2.

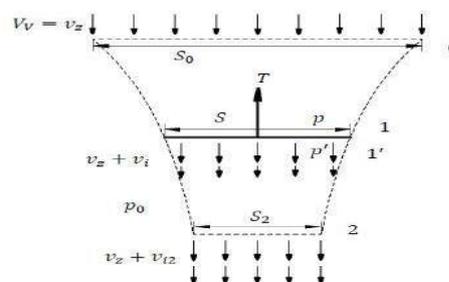


Ilustración 3-34: Fluidos aguas arriba y aguas abajo de un rotor por TCM.

Fuente: UPC, 2011.

Bernoulli de 0 – 1

$$\rho_o + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_z^2 = \rho + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V_z + V_i)^2 \quad (62.3)$$

Bernoulli de 1' – 2

$$\rho' + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V_z + V_i)^2 = \rho_o + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V_z + V_{i2})^2 \quad (63.3)$$

Sabiendo de la relación dada por la ecuación (43.3), al reemplazar en las ecuaciones anteriores, se obtiene:

$$V_{i2} = 2 \cdot V_i \quad (64.3)$$

$$\rho' + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V_z + V_i)^2 = \rho_o + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V_z + 2 \cdot V_i)^2 \quad (65.3)$$

Si relacionamos la ecuación (62.3) con la ecuación (65.3), se obtiene:

$$\rho' - \rho = 2 \cdot \rho \cdot V_i \cdot (V_z + V_i) \quad (66.3)$$

También se puede expresar el incremento de la presión en función de la reacción T y el área del rotor.

$$\rho' - \rho = \frac{T}{A} \quad (67.3)$$

Se procede a igualar la ecuación (66.3) con la ecuación (67.3):

$$\frac{T}{A} = 2 \cdot \rho \cdot V_i \cdot (V_z + V_i) \quad (68.3)$$

$$T = 2 \cdot \rho \cdot V_i \cdot (V_z + V_i) \cdot A \quad (69.3)$$

La potencia ideal está dada por la ecuación (40.3), por tanto, se tiene:

$$Pid = T \cdot (V_z + V_i) \quad (70.3)$$

$$Pid = 2 \cdot \rho \cdot V_i \cdot (V_z + V_i) \cdot A \cdot (V_z + V_i) \quad (71.3)$$

$$Pid = 2 \cdot \rho \cdot V_i \cdot A \cdot (V_z + V_i)^2 \quad (72.3)$$

Mediante un modelo matemático y observando la ilustración 3-34, se puede obtener una relación entre la velocidad de ascenso y la velocidad inducida. En este caso, se tiene ciertas idealizaciones que son:

- La velocidad del rotor es igual a la velocidad del fluido aguas arriba, para este caso se denota con V_v .
- La velocidad presente en el disco central, es la suma de la velocidad ascendente del rotor y la velocidad inducida en el plano $V_v + V_i$.
- La velocidad del fluido aguas abajo es la velocidad de ascenso mas una velocidad inducida a determinar en el plano del disco $V_v + V_{i2}$.

Teniendo esto en cuenta, se puede relacionar la ecuación (50.3) con la ecuación (69.3).

$$V_{i0}^2 = \frac{T}{2 \cdot A \cdot \rho} \quad \wedge \quad T = 2 \cdot A \cdot \rho \cdot V_{i0}^2 \quad (73.3)$$

$$T = 2 \cdot \rho \cdot V_i \cdot (V_z + V_i) \cdot A \quad (74.3)$$

$$2 \cdot A \cdot \rho \cdot V_{i0}^2 = 2 \cdot \rho \cdot V_i \cdot (V_z + V_i) \cdot A \quad (75.3)$$

$$V_{i0}^2 = V_i \cdot (V_z + V_i) \quad (76.3)$$

$$V_i \geq 0 \quad (77.3)$$

$$\frac{V_i}{V_{i0}} = -\frac{1}{2} \cdot \frac{V_z}{V_{i0}} + \sqrt{\frac{1}{4} \cdot \left(\frac{V_z}{V_{i0}}\right)^2 + 1} \quad (78.3)$$

Una vez que se tienen las expresiones correspondientes, se reemplazan los datos para obtener la potencia ideal en ascenso. En este caso, se considera un valor de $V_z = 5 \text{ m/s}$, tomando como referencia los drones DJI del mercado. El resultado obtenido es el siguiente:

$$\frac{V_i}{V_{i0}} = -\frac{1}{2} \cdot \frac{5}{11.8} + \sqrt{\frac{1}{4} \cdot \left(\frac{5}{11.8}\right)^2 + 1} \quad (79.3)$$

$$V_i = 0.81 \cdot V_{i0} \quad (80.3)$$

$$V_i = 9.56 \text{ m/s} \quad (81.3)$$

Se realiza el reemplazo en la ecuación (72.3):

$$P_{id} = T \cdot (V_z + V_i) \quad (82.3)$$

$$P_{id} = 3.28 \cdot (5 + 9.56) \quad (83.3)$$

$$P_{id} = 47.77 \text{ W} \quad (84.3)$$

Se debe tener en cuenta que la velocidad inducida axial ascendente depende de la velocidad de ascenso V_z y de la velocidad inducida en vuelo de punto fijo V_{i0} , es decir, de la altitud de operación del UAV's. Para nuestro caso, la ciudad de Riobamba con 2758 m.s.n.m, a continuación, se presenta la variación en la potencia y la velocidad inducida axial de ascenso.

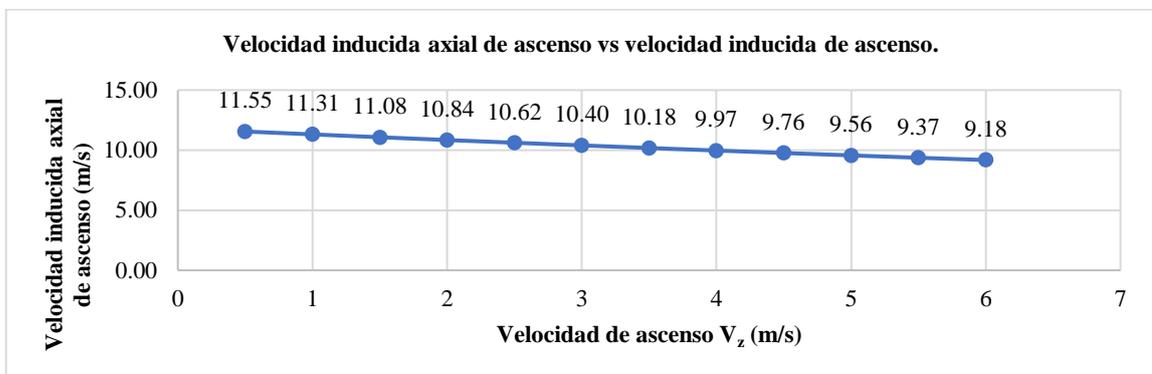


Ilustración 3-35: Velocidad inducida axial de ascenso en función de la velocidad de ascenso.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

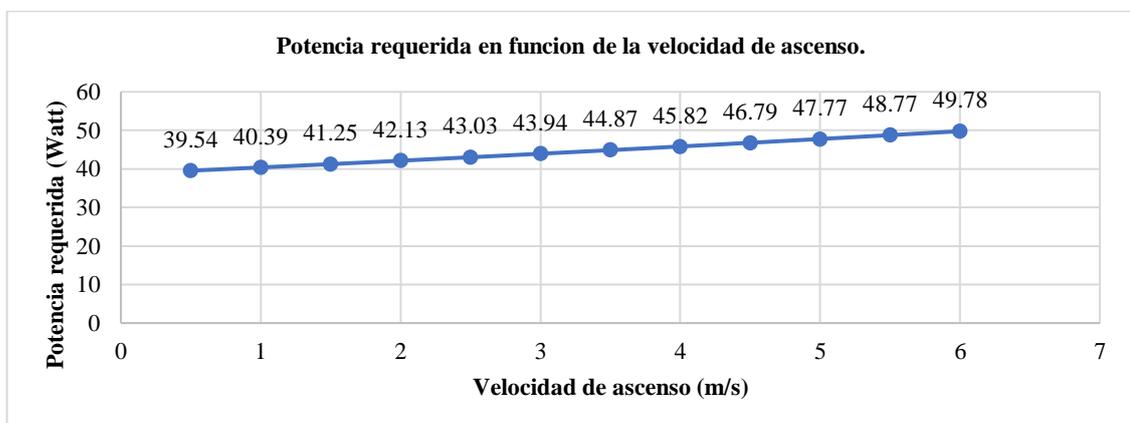


Ilustración 3-36: Potencia ideal requerida en función de la velocidad de ascenso.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

3.8.2.1.3 Potencia ideal para vuelo axial descendente

En este análisis, se debe cumplir que $V_z > 2 \cdot V_i$. Si observamos la ilustración 3-34, la velocidad V_z se dirige hacia arriba y la velocidad inducida hacia abajo. Si la resultante no supera la velocidad inducida, la velocidad nunca saldría. En este caso, se forman turbulencias internas que no se pueden resolver mediante la TCM, lo que resulta en dos casos diferentes:

- Si la velocidad de descenso es moderada, se emplea modelos empíricos por la forma de circulación tan compleja del fluido.
- Si la velocidad de descenso es alta, la TCM obtiene resultados más adecuados, debido a que el fluido tiene dirección hacia arriba.

Con esta aclaración, se pueden mantener cuatro regímenes diferentes en el funcionamiento de un UAV (vehículo aéreo no tripulado), cada uno con comportamientos de velocidades distintos.

$$\text{Vuelo normal ascendente } V_c \geq 0. \quad (85.3)$$

$$\text{Anillo de vórtices } -1 \leq V_c/V_{io} < 0. \quad (86.3)$$

$$\text{Estela turbulenta } -2 \leq V_c/V_{io} < -1. \quad (87.3)$$

$$\text{Molina frenante } V_c/V_{io} < -2. \quad (88.3)$$

El análisis por TCM solo se puede realizar en para vuelo normal ascendente y molina frenante, por otro lado, anillo de vórtices y la estela turbulenta necesita de correcciones experimentales, si ese fuera el caso se debe realizar un ajuste lineal. Tomando como base que la velocidad de descenso de la marca DJI es de $V_c = -3 \text{ m/s}$ como máximo, se procede a identificar el régimen al que forma parte.

$$\frac{V_c}{V_{io}} = \frac{-3}{11.8021} \quad (89.3)$$

$$\frac{V_c}{V_{io}} = -0.254 \quad (90.3)$$

$$-1 \leq -0.254 < 0 \text{ Anillo de vórtices} \quad (91.3)$$

Como se encuentra en el régimen de experimentación, se necesita aplicar un factor de corrección K , que para un caso ideal toma el valor de 1 pero para la vida real su valor es de 1.15.

$$\frac{V_i}{V_{io}} = K - \frac{V_c}{V_{io}} \quad \text{si} \quad -1.5 \leq \frac{V_c}{V_{io}} \leq 0 \quad (92.3)$$

Factor de corrección K para la relación $\frac{V_c}{V_{io}}$.

$$\frac{V_i}{V_{io}} = K \cdot \left(7 + 3 \cdot \frac{V_c}{V_{io}}\right) \quad \text{si} \quad -2 \leq \frac{V_c}{V_{io}} \leq -1.5 \quad (93.3)$$

Factor de corrección K para la relación $\frac{V_c}{V_{io}}$.

Por tanto, el factor K se calcula utilizando la ecuación (92.3), lo que nos permite obtener el valor de la velocidad inducida V_i .

$$\frac{V_i}{11.8} = 1.15 - \frac{-3}{11.8} \quad \text{si} \quad -1.5 \leq \frac{V_c}{V_{io}} \leq 0 \quad (94.3)$$

$$V_i = 16.57 \text{ m/s} \quad (95.3)$$

La potencia ideal se encuentra con la ecuación (40.3):

$$P_{id} = T \cdot (V_i + V_c) \quad (96.3)$$

$$P_{id} = 3.28 \cdot (16.57 + (-3)) \quad (97.3)$$

$$P_{id} = 44.51 \text{ W} \quad (98.3)$$

Si observamos la ilustración 3-37, se puede notar como la potencia ideal para descenso se mantiene constante para velocidades entre -1 m/s a -25 m/s, sin embargo, para velocidades mayores, tenemos un pico de potencia alta para luego descender significativamente, aun así, esto nos demuestra cómo se comportaría el UAV's a distintas velocidades de descenso, en la realidad es casi improbable el uso de velocidad de descenso tan altas ya que puede causar daños en el aterrizaje del UAV's.

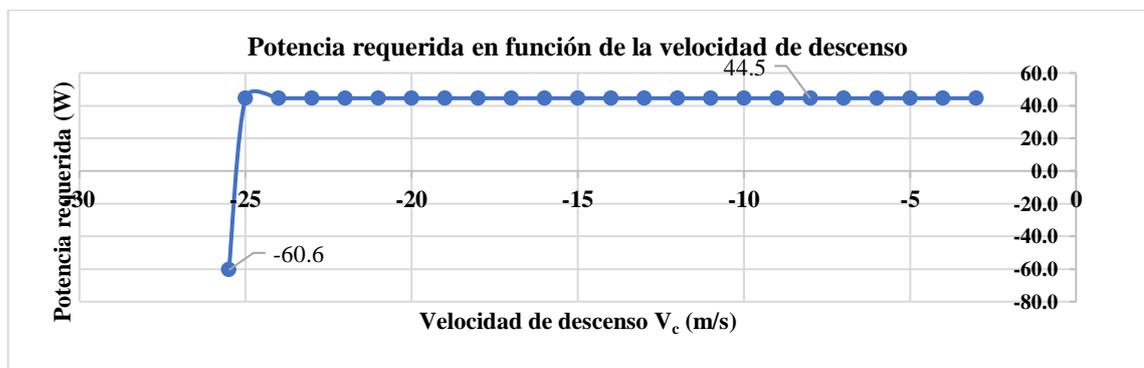


Ilustración 3-37: Potencia ideal en función de la velocidad de descenso.

Realizado por: Cuyago, A.2023.

3.8.2.1.4 Potencia requerida para vuelo de avance

Para este movimiento se debe tener en cuenta que el avance se produce por el cambio de velocidades de los rotores, esto produce una inclinación en el UAV's lo que hace que el flujo de aire pase a ser bidimensional. La inclinación no debe ser excesiva para evitar maniobras erróneas, por lo cual el ángulo de inclinación a estudiar será muy pequeño.

Al utilizar la ecuación (17.3) para la conservación de la masa:

$$\dot{m} = \rho \cdot |V_1| \cdot A \quad (99.3)$$

Se sabe que $|V_1|$ es un vector perpendicular a la sección perpendicular al eje del volumen de control representado en la ilustración 3-34.

$$V_1 = \sqrt{V_x^2 + (V_z + V_i)^2} \quad (100.3)$$

Donde:

V_x : representa la velocidad paralela al suelo.

V_z : componente de la velocidad perpendicular al suelo.

V_i : velocidad inducida por el rotor de forma perpendicular al suelo.

En un vuelo de avance horizontal sin inclinación, la componente V_z sería 0, lo que simplifica los cálculos a un análisis de una dimensión.

Usando las expresiones anteriormente calculadas como la ecuación (35.3) que se obtuvo por medio de la formulación de cantidad de movimiento, la ecuación (39.3) y la ecuación (40.3) para el cálculo de la potencia, la relación dada por la ecuación (43.3), se puede obtener la reacción de empuje T o tracción que genera el rotor para el cálculo de la potencia ideal requerida.

$$T = \dot{m} \cdot V_{i2} \quad (101.3)$$

$$T = 2 \cdot \dot{m} \cdot V_i \quad (102.3)$$

$$T = 2 \cdot \rho \cdot A \cdot V_i \cdot \sqrt{V_x^2 + (V_z + V_i)^2} \quad (103.3)$$

Reacción de empuje T para vuelo de avance.

$$P_{id} = T \cdot (V_z + V_i) \quad (104.3)$$

$$P_{id} = 2 \cdot \rho \cdot A \cdot V_i \cdot \sqrt{V_x^2 + (V_z + V_i)^2} \cdot (V_z + V_i) \quad (105.3)$$

Potencia ideal para vuelo de avance.

Si observamos las expresiones obtenidas, podemos ver que contamos con tres variables para la velocidad: V_x, V_z, V_i . Sabemos que, para casos de estudio, podemos decir que el vuelo es completamente paralelo al suelo, por lo que $V_z \approx 0$. Además, el valor de la velocidad inducida V_i se mantiene fijo en el estudio anterior, con un valor de 16.57 m/s. Para el análisis, el desplazamiento debe ser lento, por lo tanto, la velocidad de traslación V_x debe estar entre 0 y 0.5 m/s. Con esto, podemos observar el comportamiento de la potencia ideal requerida para un movimiento horizontal, como se muestra en la ilustración 3-38, donde se aprecia que la potencia incrementa en función del aumento en la velocidad de traslación V_x , pero este crecimiento es mínimo debido a que el mayor consumo se da por la velocidad inducida V_i .

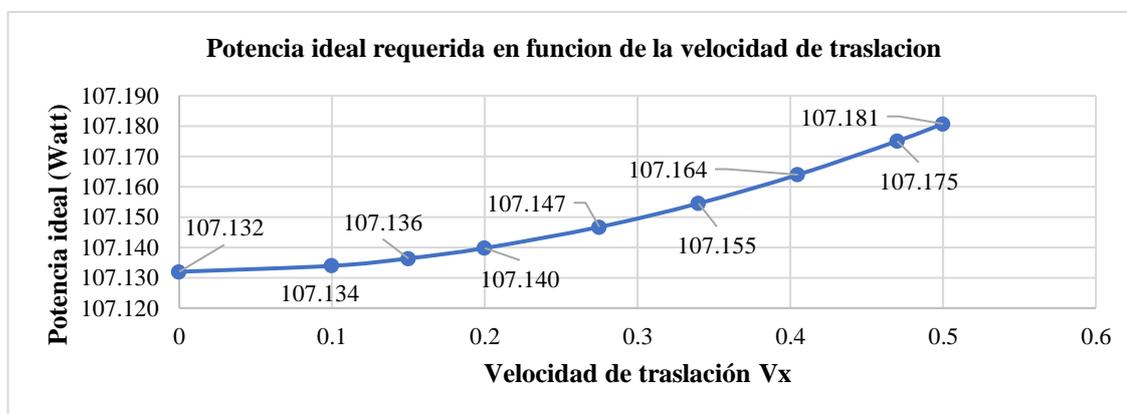


Ilustración 3-38: Potencia ideal en función de la velocidad de traslación.

Realizado por: Cuyago, A, 2023

3.8.2.2 Teoría del elemento de pala o hélices (TEP)

La teoría que empezó con William Froude en 1878, David W. Taylor en 1893 y Stefan Drzewiecki tiene como objetivo determinar el empuje total que puede generar una hélice. Para lograrlo, se divide en pequeñas partes y se analizan las fuerzas que actúan sobre cada una de ellas, teniendo en cuenta su diferencial de espesor. Este enfoque proporciona resultados más precisos en comparación con métodos más simples, pero también requiere cálculos más complejos (Serrano Cordero, Pérez Curutchet, 2016, pp.101-102). Para comprender las expresiones de cálculo, es necesario familiarizarse con la terminología utilizada para describir el perfil alar de la hélice, como se muestra en la ilustración 3-39.

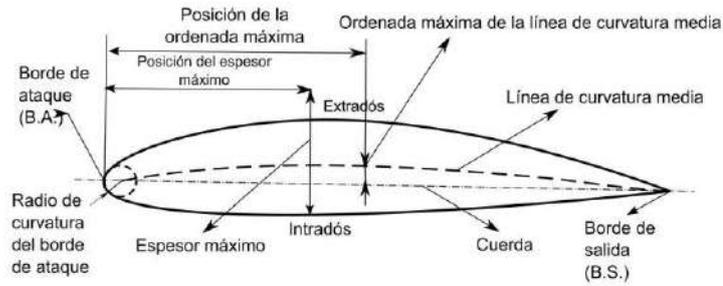


Ilustración 3-39: Terminología perfil hélice.

Fuente: Terminología de la sección alar., 2016.

3.8.2.2.1 Potencia necesaria para vuelo en punto fijo según la TEP

El estudio de la presencia de fuerzas aerodinámicas en una hélice se puede realizar mediante el análisis de parámetros específicos de su perfil alar, como el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia. Estos parámetros se obtienen a través de la formulación.

$$C_l = C_{l0} \cdot \alpha \quad (106.3)$$

$$C_d = C_{d0} + C_{d1} \cdot \alpha + C_{d2} \cdot \alpha^2 \quad (107.3)$$

Donde:

C_l : Coeficiente de sustentación.

C_d : Coeficiente de resistencia.

$C_{l0}, C_{d0}, C_{d1}, C_{d2}$: Parámetros a detallar.

α : Ángulo de ataque.

Debido a que el UAV utiliza hélices de 5 in, se muestra a continuación el perfil alar con los datos pertinentes. Para obtener esta información, se utiliza la página web <http://airfoiltools.com>. De esta manera, se determina que la hélice a utilizar tiene una gran similitud con la base de datos para el perfil NACA 2408.

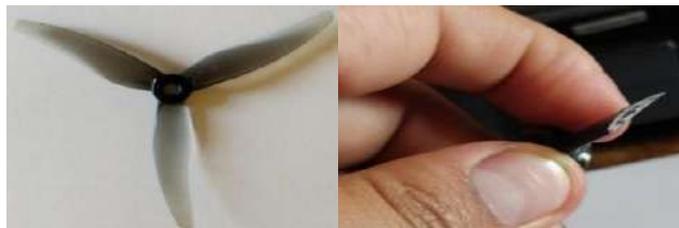


Ilustración 3-40: Sección transversal de hélice de 51x36.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

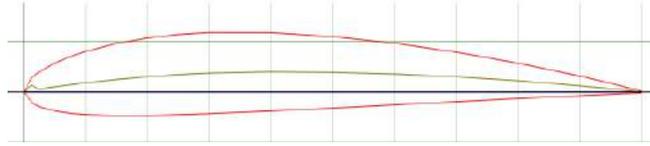


Ilustración 3-41: Perfil alar NACA 2408.

Fuente: Airfoil,2023.

Para el cálculo se necesita del valor de Reynolds para determinar los coeficientes aerodinámicos pertinentes.

$$Re = \frac{\rho \cdot D \cdot v}{\mu} \quad (108.3)$$

Donde:

ρ : densidad del fluido.

D : diámetro característico de la hélice.

v : velocidad lineal.

μ : viscosidad dinámica del fluido.

Realizando los cambios necesarios para adaptar la ecuación al análisis del UAV, se obtiene:

$$Re = \frac{\rho \cdot 2 \cdot R^2 \cdot \omega}{\mu} \quad (109.3)$$

Donde:

R : radios de la hélice.

ω : velocidad angular del rotor.

Reemplazando los datos pertinentes, se obtiene:

$$R = 0.0635 \text{ m}$$

El frame tiene una distancia entre ejes de 25 cm, por lo tanto, se seleccionan motores brushless 2207 / 2550 KV según la tabla 3-22. Con esta información, se determina que la batería a utilizar es una LIPO de 4 celdas, la cual, según la tabla 3-40, suministra 14.8 Volts. De esta manera, se pueden obtener las RPM del motor.

$$\omega = KV \cdot Volt \quad (110.3)$$

$$\omega = 2550 \cdot 14.8 \quad (111.3)$$

$$\omega = 37740 \text{ RPM} \quad (112.3)$$

$$\omega = 3952.1235537 \text{ rad/s} \quad (113.3)$$

La densidad del fluido para la ciudad de Riobamba, es de:

$$\rho = 0.9294 \text{ kg/m}^3$$

La viscosidad dinámica a la altitud en la que se realiza el estudio es aproximadamente $1.8 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$ para una temperatura aproximada de $20 \text{ }^\circ\text{C}$ en la ciudad de Riobamba.

$$Re = \frac{0.9294 \cdot 2 \cdot 0.0635^2 \cdot 3952.123}{1.8 \cdot 10^{-5}} \quad (114.3)$$

$$Re = 1645652.457 \quad (115.3)$$

Se sabe que, para el cálculo de las RPM, se tiene en cuenta que el motor está en funcionamiento a su capacidad máxima. Aun así, se requiere un valor elevado de Reynolds para obtener datos confiables sobre los coeficientes necesarios, utilizando un valor de $Re > 100000$. De esta manera, se obtienen los datos en la página web mencionada anteriormente.

Si se observa la ilustración 3-42, se puede notar cómo a medida que aumenta el ángulo de ataque, también crece el coeficiente de sustentación hasta alcanzar un valor aproximado de $C_L = 1.3719$ para un ángulo de ataque de 12.5° .

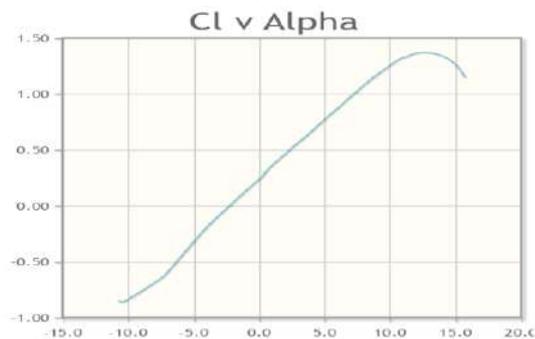


Ilustración 3-42: Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque.

Fuente: Airfoil,2023.

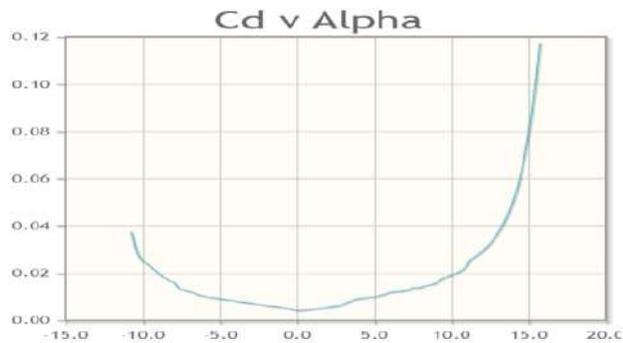


Ilustración 3-43: Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque.

Fuente: Airfoil,2023.

En la ilustración 3-43 se puede observar cómo el coeficiente de resistencia varía en un rango de -12° hasta 16° en ángulo de ataque. También se nota que el coeficiente de resistencia es menor cuando el ángulo de ataque se acerca a 0, lo cual es lógico debido a que el UAV estaría en posición horizontal con el eje paralelo al suelo, reduciendo la fuerza que se opone al movimiento de la hélice.

Es importante recordar que el ángulo de ataque es aquel que se forma entre un eje paralelo al suelo o horizontal con el perfil alar o sección transversal de la hélice. Como se mencionó anteriormente, para el cálculo de la potencia requerida en un movimiento de avance, se debe considerar que el ángulo de estudio no sea demasiado grande. Por lo tanto, los ángulos mencionados anteriormente estarían dentro del rango de estudio adecuado.

Tabla 3-47: Tabulación de los coeficientes Cl y Cd para distintos ángulos de ataque.

| Alpha | Cl | Cd | Alpha | Cl | Cd |
|-------|---------|---------|-------|--------|---------|
| -9.5 | -0.8012 | 0.02264 | 3.75 | 0.637 | 0.00865 |
| -9.25 | -0.7832 | 0.0213 | 4 | 0.6631 | 0.00897 |
| -9 | -0.7655 | 0.01988 | 4.25 | 0.6898 | 0.00919 |
| -8.75 | -0.7471 | 0.01859 | 4.5 | 0.7165 | 0.00942 |
| -8.5 | -0.728 | 0.01749 | 4.75 | 0.7431 | 0.00965 |
| -8.25 | -0.708 | 0.0166 | 5 | 0.7695 | 0.00992 |
| -8 | -0.6871 | 0.01595 | 5.25 | 0.7956 | 0.01023 |
| -7.75 | -0.6705 | 0.01379 | 5.5 | 0.8213 | 0.01059 |
| -7.5 | -0.6492 | 0.01309 | 5.75 | 0.8465 | 0.01104 |
| -7.25 | -0.6271 | 0.01262 | 6 | 0.8697 | 0.01179 |
| -7 | -0.5952 | 0.01217 | 6.25 | 0.8961 | 0.01199 |
| -6.75 | -0.5616 | 0.01178 | 6.5 | 0.9227 | 0.01216 |
| -6.5 | -0.5285 | 0.0108 | 6.75 | 0.9491 | 0.01235 |
| -6.25 | -0.4933 | 0.01035 | 7 | 0.9752 | 0.01258 |

| | | | | | |
|-------|---------|---------|-------|--------|---------|
| -6 | -0.4591 | 0.01008 | 7.25 | 1.0008 | 0.01286 |
| -5.75 | -0.4258 | 0.00958 | 7.5 | 1.0235 | 0.01358 |
| -5.5 | -0.3914 | 0.00944 | 7.75 | 1.0508 | 0.0136 |
| -5.25 | -0.3562 | 0.00942 | 8 | 1.0773 | 0.01372 |
| -5 | -0.3216 | 0.00891 | 8.25 | 1.0995 | 0.01449 |
| -4.75 | -0.2881 | 0.00874 | 8.5 | 1.1243 | 0.01484 |
| -4.5 | -0.2559 | 0.00859 | 8.75 | 1.1483 | 0.01527 |
| -4.25 | -0.2227 | 0.00847 | 9 | 1.1718 | 0.01576 |
| -4 | -0.1916 | 0.008 | 9.25 | 1.1912 | 0.01681 |
| -3.75 | -0.1628 | 0.00774 | 9.5 | 1.2107 | 0.0178 |
| -3.5 | -0.1331 | 0.00752 | 9.75 | 1.2331 | 0.01836 |
| -3.25 | -0.106 | 0.00734 | 10 | 1.2545 | 0.01902 |
| -3 | -0.0784 | 0.00715 | 10.25 | 1.2753 | 0.01972 |
| -2.75 | -0.0517 | 0.00686 | 10.5 | 1.2952 | 0.0205 |
| -2.5 | -0.0252 | 0.00658 | 10.75 | 1.3133 | 0.02144 |
| -2.25 | 0.0015 | 0.00635 | 11 | 1.3251 | 0.02309 |
| -2 | 0.0283 | 0.00615 | 11.25 | 1.3301 | 0.02552 |
| -1.75 | 0.0551 | 0.00597 | 11.5 | 1.3452 | 0.02657 |
| -1.5 | 0.0819 | 0.00579 | 11.75 | 1.3576 | 0.02781 |
| -1.25 | 0.1087 | 0.0056 | 12 | 1.3658 | 0.02918 |
| -1 | 0.1353 | 0.00534 | 12.25 | 1.3699 | 0.0307 |
| -0.75 | 0.1615 | 0.00502 | 12.5 | 1.3719 | 0.03238 |
| -0.5 | 0.1875 | 0.00475 | 12.75 | 1.3714 | 0.03437 |
| -0.25 | 0.2123 | 0.00444 | 13 | 1.3699 | 0.03655 |
| 0 | 0.2341 | 0.00419 | 13.25 | 1.3655 | 0.03921 |
| 0.25 | 0.2592 | 0.00417 | 13.5 | 1.3592 | 0.04231 |
| 0.5 | 0.2995 | 0.0043 | 13.75 | 1.3513 | 0.04592 |
| 0.75 | 0.3336 | 0.00448 | 14 | 1.3399 | 0.05038 |
| 1 | 0.3593 | 0.00464 | 14.25 | 1.3277 | 0.05541 |
| 1.25 | 0.3851 | 0.00481 | 14.5 | 1.3111 | 0.06165 |
| 1.5 | 0.4108 | 0.00501 | 14.75 | 1.2908 | 0.06902 |
| 1.75 | 0.4368 | 0.00521 | 15 | 1.2658 | 0.0778 |
| 2 | 0.4629 | 0.00541 | 15.25 | 1.2337 | 0.08851 |
| 2.25 | 0.4888 | 0.00566 | 15.5 | 1.1937 | 0.10179 |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Con ayuda de la tabla 3-47, podemos obtener los parámetros δ_0 y δ_2 , por la siguiente expresión en función del ángulo de ataque y el coeficiente de resistencia:

$$C_d = \delta_0 + \delta_2 \cdot \alpha^2 \quad (116.3)$$

Coeficiente de resistencia.

Como los ángulos de estudio deben ser pequeños, se selecciona 0.25° y 0.5° , de esta forma la expresión es la dada por la ecuación (118.3).

$$0.25^\circ \cdot \frac{2\pi}{360} = 0.004363 \text{ rad} \quad (117.3)$$

$$0.5^\circ \cdot \frac{2\pi}{360} = 0.008726 \text{ rad}$$

$$\begin{cases} 0.00417 = \delta_0 + \delta_2 \cdot 0.004363^2 \\ 0.0043 = \delta_0 + \delta_2 \cdot 0.008726^2 \end{cases} \quad (118.3)$$

$$\delta_0 = 0.00413 \quad (119.3)$$

$$\delta_2 = 2.2757$$

De esta manera, se puede obtener una expresión que permite conocer el valor del coeficiente de resistencia para cualquier ángulo de ataque dentro del rango establecido.

Para determinar la potencia que el motor empleará, es necesario obtener los valores de la solidez de la hélice y el coeficiente de tracción.

La solidez de la hélice se define como el área efectiva para la sustentación y se obtiene mediante la siguiente expresión:

$$\sigma = \frac{bc}{\pi R} \quad (120.3)$$

Donde:

σ : solidez de la hélice.

b : número de hélices que conforma un rotor.

c : longitud de la cuerda que presenta la hélice de estudio.

R : radio de la hélice.

Si se reemplazan los datos en la expresión (120.3), se obtiene que la cuerda de la hélice tiene un valor de 15 mm, medida desde el borde de ataque al borde de salida. Esta medida representa el ancho de la sección transversal de la hélice. Por otro lado, el radio de la hélice es de 2.5 in, lo que equivale a 0.0635 m.

$$\sigma = \frac{3 \cdot 0.015}{\pi \cdot 0.0635} \quad (121.3)$$

$$\sigma = 0.2256 \quad (122.3)$$

El coeficiente de tracción se expresa por:

$$C_T = \frac{4 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot \pi \cdot D^2 \cdot (\omega \cdot R)^2} \quad (123.3)$$

Donde:

m: carga de 334.5 gramos para cada motor.

g: gravedad de la tierra 9.81 m/s².

ρ: densidad para la altitud de estudio 0.9294 Kg/m³.

D: diámetro de hélice 0.127 m.

ω: velocidad angular del rotor máximo 3952.1235537 rad/s.

R: radio de la hélice 0.0635 m.

$$C_T = \frac{4 \cdot 0.3345 \cdot 9.81}{0.9294 \cdot \pi \cdot 0.127^2 \cdot (3952.124 \cdot 0.0635)^2} \quad (124.3)$$

$$C_T = 0.0044254 \quad (125.3)$$

La velocidad angular ω, es una variable debido a que el rotor no va a estar girando siempre al 100%. Por tanto, el coeficiente de tracción va estar afectado. A medida que aumenta la velocidad angular, la resistencia al aire es menor que cuando la velocidad angular disminuye, como se observa en la ilustración 3-44.

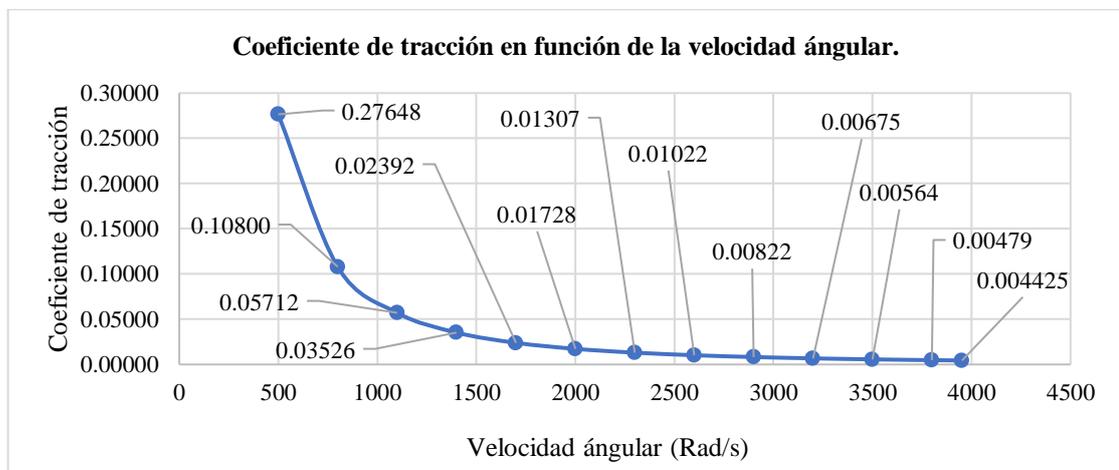


Ilustración 3-44: Coeficiente de tracción en función de la velocidad angular.

Realizado por: Cuyago, A., 2023.

Utilizando el coeficiente de tracción, es posible calcular el coeficiente de potencia inducida en vuelo a punto fijo, el cual se expresa mediante la siguiente fórmula:

$$C_{Pi0} = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} \quad (126.3)$$

Si se evalúa para la velocidad angular máxima, se obtiene:

$$C_{Pi0} = \frac{0.0044254^{3/2}}{\sqrt{2}} \quad (127.3)$$

$$C_{Pi0} = 0.0002081 \quad (128.3)$$

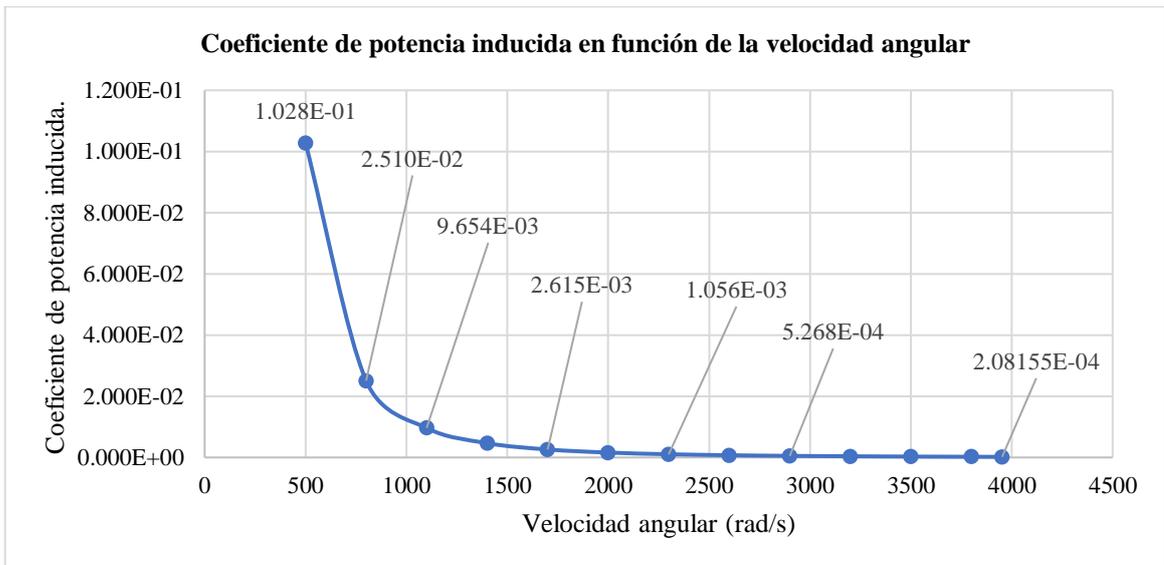


Ilustración 3-45: Coeficiente de tracción en función de la velocidad angular.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

Una vez que se obtienen todos los parámetros de trabajo, se pueden evaluar en la expresión correspondiente para obtener el coeficiente de potencia parásita, el cual se utiliza para corregir la potencia requerida a calcular.

$$C_{PO} = \frac{\sigma \cdot \delta_0}{8} \cdot \left[1 + \frac{\delta_2}{\delta_0} \cdot (\theta_0^2 - \frac{8}{3} \cdot \lambda_{io} \cdot \theta_0 \cdot 2 \cdot \lambda_{io}^2) \right] \quad (129.3)$$

Donde:

$$\sigma = 0.2256$$

$$\delta_0 = 0.00413$$

$$\delta_2 = 2.2757$$

θ_0 : paso colectivo.

λ_{io} : coeficiente de velocidad inducida.

El paso colectivo y el coeficiente de velocidad inducida, se determina por las expresiones:

$$\theta_0 = \frac{6 \cdot C_t}{\sigma \cdot C_L} + \frac{3}{2} \cdot \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (130.3)$$

$$\lambda_{io} = \frac{V_{io}}{\omega \cdot R} \quad (131.3)$$

V_{io} : velocidad inducida en vuelo de punto fijo 11.802 m/s

Considerando los valores a reemplazar, se obtiene el paso colectivo mediante la siguiente expresión:

$$C_T = 0.0044254$$

$$\sigma = 0.2256$$

$$C_L = 1.3719$$

$$\omega = 3952.1235537 \text{ rad/s}$$

$$\theta_0 = \frac{6 \cdot 0.0044254}{0.2256 \cdot 1.3719} + \frac{3}{2} \cdot \sqrt{\frac{0.0044254}{2}} \quad (132.3)$$

$$\theta_0 = 0.15636 \quad (133.3)$$

$$\lambda_{io} = \frac{11.802}{3952.1235537 \cdot 0.0635} \quad (134.3)$$

$$\lambda_{io} = 0.047 \quad (135.3)$$

Una vez determinado los coeficientes respectivos, podemos observar cómo estos varían en función de la velocidad angular, ya que sus expresiones contienen parámetros que dependen de este.

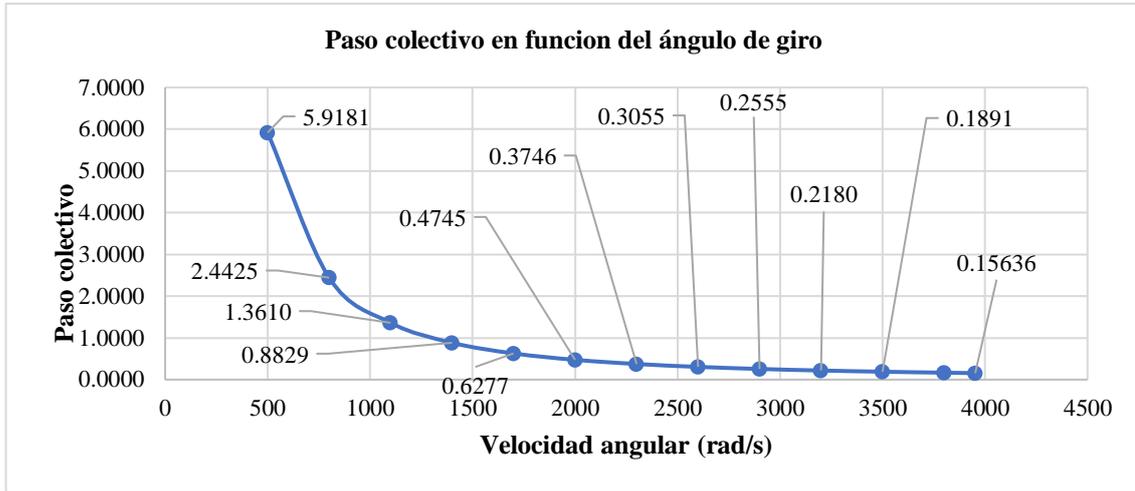


Ilustración 3-46: Paso colectivo en función de la velocidad angular.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

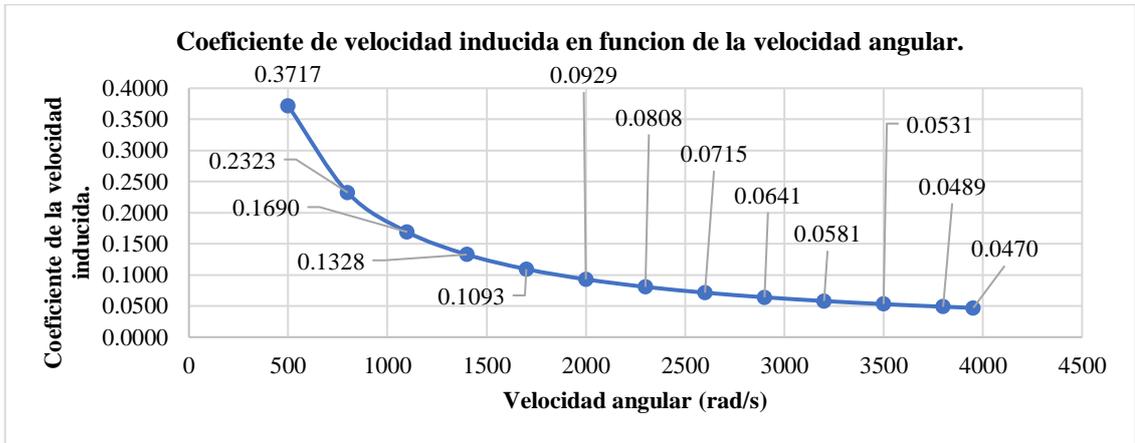


Ilustración 3-47: Coeficiente de la velocidad inducida en función de la velocidad angular.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

Reemplazando los valores obtenidos:

$$C_{PO} = \frac{\sigma \cdot \delta_0}{8} \cdot \left[1 + \frac{\delta_2}{\delta_0} \cdot \left(\theta_0^2 - \frac{8}{3} \cdot \lambda_{io} \cdot \theta_0 \cdot 2 \cdot \lambda_{io}^2 \right) \right] \quad (136.3)$$

$$C_{PO} = \frac{0.2256 \cdot 0.00413}{8} \cdot \left[1 + \frac{2.2757}{0.00413} \cdot \left(0.15636^2 - \frac{8}{3} \cdot 0.0665 \cdot 0.15636 \cdot 2 \cdot 0.0665^2 \right) \right] \quad (137.3)$$

$$C_{PO} = 0.001679 \quad (138.3)$$

Esta expresión depende de muchos parámetros que están ligados con la velocidad angular del rotor, si analizamos la respuesta, el coeficiente de potencia parasito es muy cercano a 0 debido a que el rotor está en su máxima capacidad teóricamente, sin embargo este coeficiente aumentara

conforme reduce la velocidad angular, si analizamos las anteriores gráficas, debido a la utilidad de nuestro UAV's, el coeficiente de potencia parasita no se verá afectado tan gravemente ni cuando el UAV's este en su 50% de capacidad, lo que asegura nuestros cálculos. Una vez expresados todos los parámetros que influyen, es posible calcular la potencia ideal requerida para el vuelo en punto fijo mediante la siguiente expresión:

$$P_{io} = (C_{PO} + C_{Pio}) \cdot \rho \cdot \pi \cdot \frac{D^2}{4} \cdot \omega^3 \cdot R^3 \quad (139.3)$$

Potencia ideal requerida para vuelo en punto fijo por la TEP.

$$P_{io} = (0.001679 + 0.0002081) \cdot 0.9294 \cdot \pi \cdot \frac{0.127^2}{4} \cdot 3952.1235537^3 \cdot 0.0635^3 \quad (140.3)$$

$$P_{io} = 351.28 \text{ Watt} \quad (141.3)$$

Si se analiza la ilustración, se puede observar cómo al inicio se necesita vencer un pico de potencia, pero a medida que avanza, este parámetro disminuye. Teniendo en cuenta que se debe trabajar con un voltaje adecuado para reducir el consumo de corriente, la velocidad angular a la que se debe trabajar debería estar en un rango de 1500 rad/s a 3952 rad/s, que es la velocidad angular máxima.

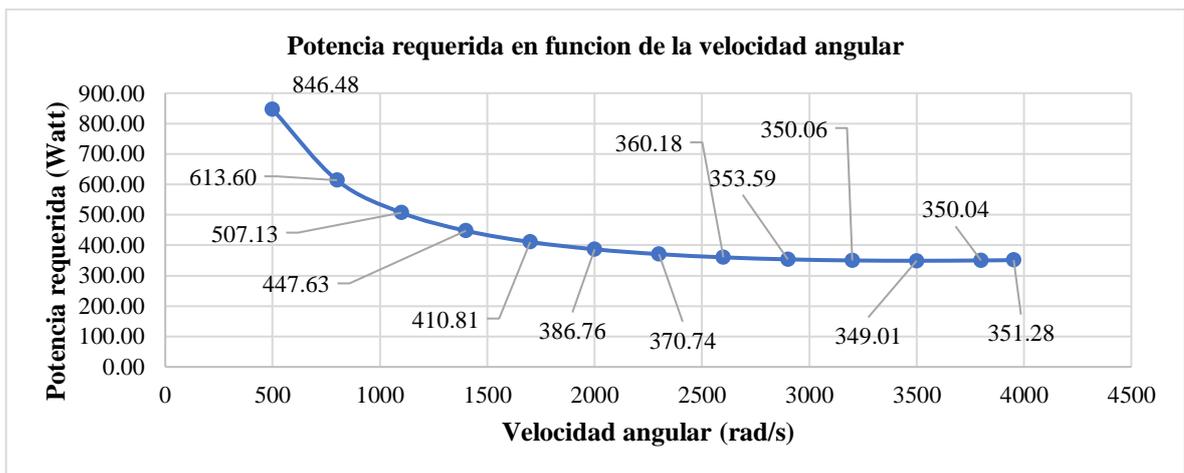


Ilustración 3-48: Potencia requerida en función de la velocidad angular.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Si se observan las especificaciones del motor V2207-2550 KV, se puede notar que su potencia máxima es de 545 Watts. Esto indica que el motor seleccionado está acorde a nuestras necesidades y también permite verificar la validez de la tabla 3-22.

Tabla 3-48: Especificaciones motor V2207-2550 KV.

| Especificaciones motor seleccionado | | |
|-------------------------------------|--------------|----|
| Dimensiones | 27.5 x 31.35 | mm |
| Diámetro del eje | 4 | mm |
| Potencia máxima | 545 | W |
| Resistencia interna | 43 | mΩ |
| Voltaje nominal | LiPo 4S | |
| Corriente máxima | 38.6 | A |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.8.3 Autonomía del cuadricóptero

Este apartado permite realizar el cálculo teórico del tiempo en el que el UAV puede estar en el aire. Esta duración depende de la capacidad de la batería y del consumo energético que ocurre durante la operación de vuelo. Para ello, se puede analizar la maniobrabilidad del cuadricóptero en tres puntos específicos.

Tabla 3-49: Resumen de potencias requeridas para operaciones de vuelo.

| | |
|--------------------------------------|----------------------|
| Potencia para vuelo a punto fijo | $P_{id} = 38.7 W$ |
| Potencia para vuelo axial ascendente | $P_{id} = 44.51 W$ |
| Potencia para vuelo de avance | $P_{id} = 107.181 W$ |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Dado que nuestro motor seleccionado es compatible con baterías LiPo 4s, nos dirigimos a la tabla 3-40 para obtener el voltaje entregado, el cual es de 14.8 V. Mediante la expresión para calcular la potencia, podemos obtener los valores de consumo de corriente para los diferentes puntos de análisis.

$$P = V \cdot I \quad (142.3)$$

$$I = \frac{P}{V} \quad (143.3)$$

$$I_{io} = \frac{38.7}{14.8} = 2.614 A \quad (144.3)$$

$$I_i = \frac{44.51}{14.8} = 3 A \quad (145.3)$$

$$I_{av} = \frac{107.181}{14.8} = 7.28 A \quad (146.3)$$

Debido a la utilidad de nuestro UAV, dirigido a la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo, se considera que el 42.5% del tiempo de vuelo será destinado al vuelo en punto fijo, otro 42.5% al vuelo ascendente y el 15% restante al vuelo de avance horizontal. Con esto se calcula la capacidad requerida mediante la ecuación:

$$C_r = N_r \cdot (\%_{av} \cdot t \cdot I_{av} + \%_{io} \cdot t \cdot (I_{io} + I_i)) \cdot n \quad (147.3)$$

Donde:

N_r : número de rotores, para este caso 4.

t : tiempo de vuelo estimado de 8 minutos.

n : coeficiente de seguridad de 1.15.

I_{io} : intensidad para vuelo en punto fijo.

I_i : intensidad para vuelo axial ascendente.

I_{av} : intensidad para vuelo de avance.

Teniendo en cuenta que el factor de seguridad $n = 1.15$, debido al consumo de energía en cables y otros componentes, y considerando un tiempo de vuelo estimado de 8 minutos.

$$C_r = 4 \cdot (0.15 \cdot \frac{8}{60} \cdot (7.28) + 0.425 \cdot \frac{8}{60} \cdot (2.614 + 3)) \cdot 1.15 \quad (148.3)$$

$$C_r = 2.13314 \text{ Ah} \cdot 1000 \frac{\text{mA}}{\text{A}} \quad (149.3)$$

$$C_r = 2133.143 \text{ mAh} \quad (150.3)$$

Con este dato se puede conocer la autonomía del UAV's, la selección de una batería 4S tipo LiPo de 1550 mAh, se encuentra en el rango establecido, de esta manera se puede obtener el tiempo de vuelo, despejando de la ecuación (147.3) el término t .

$$t = \frac{C_r}{N_r \cdot n \cdot [\%_{av} \cdot I_{av} + \%_{io} \cdot (I_{io} + I_i)]} \quad (151.3)$$

$$t = \frac{1550/1000}{4 \cdot 1.15 \cdot [0.15 \cdot 7.28 + 0.425 \cdot (2.614 + 3)]} \quad (152.3)$$

$$t = 0.0968 \text{ hora} \approx 5. \text{ min} \quad (153.3)$$

Si observamos, el tiempo de vuelo no cumple con lo esperado. Sin embargo, hay que tener en cuenta que los cálculos se han realizado para una relación de empuje/peso de 2. Por lo tanto, este tiempo puede aumentar dependiendo del uso del UAV y su aplicación. Otro factor a considerar es adquirir dos baterías para conectar en paralelo o intercambiarlas en cada operación de vuelo. De esta manera, el tiempo estimado de vuelo máximo según la teoría sería el doble, es decir, 10 minutos. Esto debe ser verificado mediante pruebas experimentales de vuelo.

Además, otra observación que se puede hacer es cambiar el tipo de batería LiPo. Si se utiliza una batería 6S, el voltaje de entrega sería de 22.2 V. Esto produciría cambios en la potencia requerida por la TEP y en los valores de Reynolds, así como en los coeficientes de cálculo. Sin embargo, esto requeriría recalcular los pasos anteriormente visto de manera repetitiva. Por lo tanto, se generarán los cálculos utilizando las potencias de trabajo proporcionadas por la TCM.

$$I = \frac{P}{V} \quad (154.3)$$

$$I_{io} = \frac{38.7}{22.2} = 1.74 \text{ A} \quad (155.3)$$

$$I_i = \frac{44.51}{22.2} = 2 \text{ A} \quad (156.3)$$

$$I_{av} = \frac{107.181}{22.2} = 4.83 \text{ A} \quad (157.3)$$

$$C_r = 4 \cdot (0.15 \cdot \frac{8}{60} \cdot (4.83) + 0.425 \cdot \frac{8}{60} \cdot (2 + 1.74)) \cdot 1.15 \quad (158.3)$$

$$C_r = 1.4193 \text{ Ah} \cdot 1000 \frac{\text{mA}}{\text{A}} \quad (159.3)$$

$$C_r = 1419.25 \text{ mAh} \quad (160.3)$$

Con este dato, se puede determinar la autonomía del UAV. La selección de una batería 6S tipo LiPo de 1400 mAh se encuentra dentro del rango establecido. De esta manera, se puede calcular el tiempo de vuelo al despejar el término t de la ecuación (147.3).

$$t = \frac{C_r}{N_r \cdot n \cdot [\%_{av} \cdot I_{av} + \%_{io} \cdot (I_{io} + I_i)]} \quad (161.3)$$

$$t = \frac{1400/1000}{4 \cdot 1.15 \cdot [0.15 \cdot 4.83 + 0.425 \cdot (2 + 1.74)]} \cdot 60 \text{ min} \quad (162.3)$$

$$t = 8 \text{ minutos con 2 segundos} \quad (163.3)$$

Este valor se acerca más al requerido y debe ser confirmado mediante pruebas de vuelo pertinentes. Además, no se debe olvidar que la capacidad de la batería influye en la selección del motor. Para este caso, se selecciona un motor brushless del tipo V2207-1750KV.



Ilustración 3-49: T-Motor

V2 V2207-1750KV.

Fuente: GetFPV-Learn, 2018.

3.8.4 Diseño y análisis mecánica

3.8.4.1 Dimensionamiento del cuadricóptero

El dimensionamiento de un cuadricóptero u otro tipo de UAV visto en este estudio depende del tamaño de las hélices. El diseñador mecánico debe tener claro la utilidad del UAV, lo que explica la existencia de cuadricópteros de diferentes tamaños en el mercado. Si la necesidad es solamente para entretenimiento, educación o arte visual, un marco de tamaño pequeño cumple excelente con su propósito. Sin embargo, si se requiere un UAV para aplicaciones de alto valor, como seguimiento militar, agricultura, transporte de mercancías y vigilancia, el diseñador deberá trabajar con un marco de dimensiones más grandes, lo que implica el uso de hélices de mayor tamaño, como se muestra en la tabla 3-22.

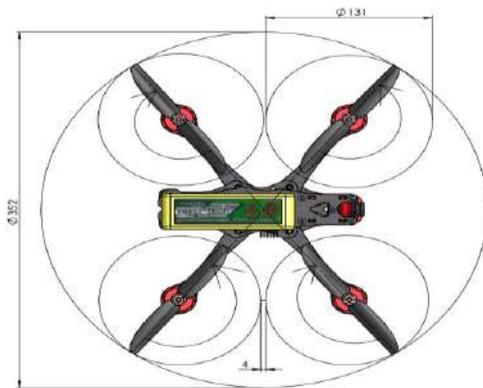


Ilustración 3-50: Diagrama diámetro externo cuadricóptero.

Elaborado por: Cuyago, A, 2023.

Con ayuda de la tabla 3-22, se observa que, para un marco de 23-25 cm de eje a eje, se pueden emplear hélices de 5 a 6 pulgadas. Teniendo en cuenta que se trabaja con hélices de 5 pulgadas, se concluye que el marco es adecuado para el modelado y diseño correspondiente mediante software CAD.

3.8.4.2 Diseño y modelado de los componentes del frame cuadricóptero.

Tomando como base un marco de 25 cm de tamaño y la selección de hélices tripalas 51x36, se procede a modelar los componentes que formarán parte del marco, con el objetivo principal de lograr un diseño estético y, sobre todo, cumplir su función educativa en el área de la facultad de mecánica de la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo.

Para ello, es importante tener en cuenta que el marco está conformado por dos elementos principales, que se detallan a continuación:

- **Brazo:** Se considera una viga en voladizo debido a su configuración, se encarga de proporcionar soporte a los motores y hélices seleccionados.
- **Bastidor:** Es la base donde se unen los brazos del UAV. Su función es proporcionar el espacio necesario para la distribución del sistema eléctrico y electrónico requerido por el UAV.

A continuación, se procede a modelar utilizando el software CAD específico SolidWorks, el cual brinda un árbol de diseño paramétrico que asiste al diseñador mecánico en el desarrollo de sus ideas y las correcciones necesarias.

3.8.4.2.1 Modelado de los brazos del cuadricóptero

Se analiza la ilustración 3-51 y se genera una distribución del área de trabajo. Se considera que nuestro diámetro máximo de trabajo es de 352 mm. Teniendo en cuenta que las hélices generan un diámetro de trabajo de 131 mm, se deduce que los brazos deben tener una longitud mayor a la mitad del diámetro formado por las hélices.

$$\begin{aligned} \text{Diámetro}_{\text{hélice}} &= 131 \text{ mm} \\ \text{Longitud}_{\text{brazo}} &> \frac{\text{Diámetro}_{\text{hélice}}}{2} \\ \text{Longitud}_{\text{brazo}} &> \frac{131}{2} \end{aligned}$$

$$Longitud_{\text{brazo}} > 65.5 \text{ mm}$$

Tomando como base el resultado, se procede a dibujar un brazo de longitud de 127 mm, el cual se puede observar en los anexos del trabajo de titulación.

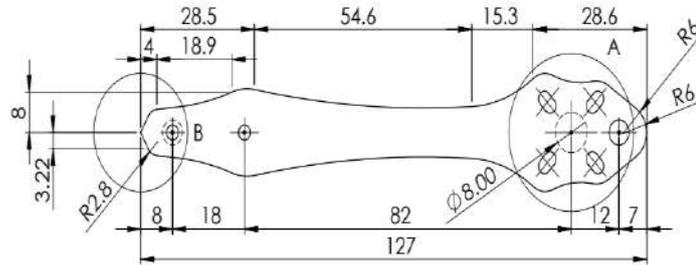


Ilustración 3-51: Modelado del brazo cuadricóptero.

Elaborado por: Cuyago, A, 2023.

3.8.4.2.2 Secciones de trabajo para el diseño del brazo UAV's

El diseño del brazo de un UAV se debe tener en cuenta que este elemento estará sujeto a flexión debido a la fuerza de empuje generada por los motores en conjunto con las hélices, necesaria para el despegue. Por lo tanto, es importante considerar la selección de una sección de trabajo adecuada.

Sección rectangular: se recomienda para UAV que no requieren grandes esfuerzos de trabajo, como aquellos destinados al entretenimiento, educación o fotografía. En este campo, se incluyen UAV destinados al vuelo libre (freestyle), vuelos de largo alcance (long range) y competiciones o carreras.



Ilustración 3-52: Cuadricóptero

TEEROK sección rectangular.

Fuente: TEEROK, 2023.

Sección tubular: se emplea en diversos tipos de UAV, aunque generalmente se recomienda para UAV de gran tamaño, superiores a 500 mm de diámetro de trabajo. Estos UAV están destinados a aplicaciones de alto impacto, como agricultura, campo militar, investigación, entre otros. El

perfil tubular ofrece numerosas ventajas, ya que tiene un buen comportamiento frente a esfuerzos como la flexión y reduce el peso total de la estructura. Además, su construcción es más sencilla, ya sea mediante impresión 3D o adquiriendo los componentes en ferreterías.



Ilustración 3-53: Cuadricóptero para agricultura sección tubular.

Fuente: HOBBYTUXTLA, 2023.

3.8.4.2.3 Modelado del bastidor cuadricóptero

El bastidor debe ser modelado en función del espacio de trabajo necesario para la distribución oportuna de los componentes eléctricos y electrónicos, tales como el controlador de vuelo, ESC, cámara y batería. Por lo tanto, se procede a modelar tres bastidores: uno inferior, otro intermedio y uno superior, como se muestra en los anexos correspondientes.

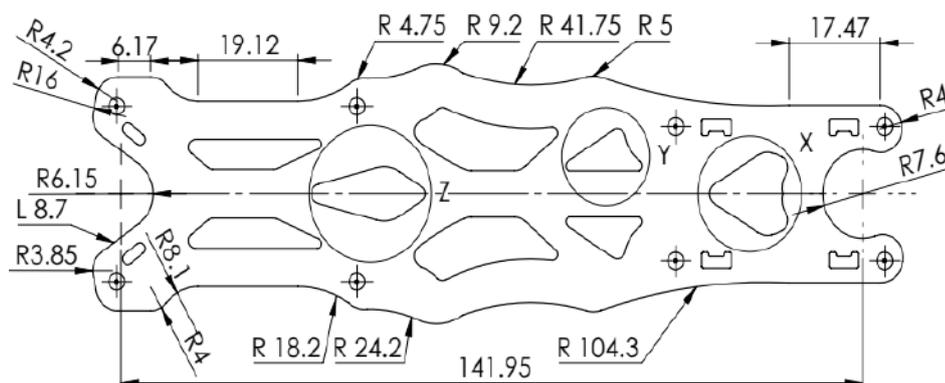


Ilustración 3-54: Modelado del bastidor superior.

Elaborado por: Cuyago, A, 2023.

El bastidor superior se encarga de llevar la batería LiPo para la distribución de energía necesaria en el UAV's en el proceso de vuelo. Para sujetar dicho componente, se emplearán abrazaderas. En el proceso de modelado, se revisará la distribución de agujeros M3 en función de los componentes que se utilizarán y las conexiones necesarias.

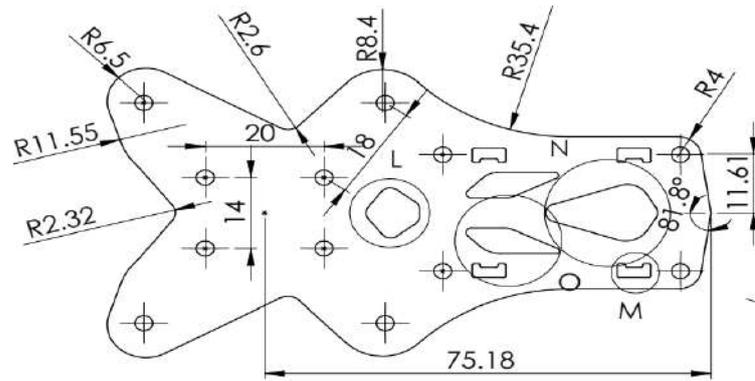


Ilustración 3-55: Modelado del bastidor inferior.

Elaborado por: Cuyago, A, 2023.

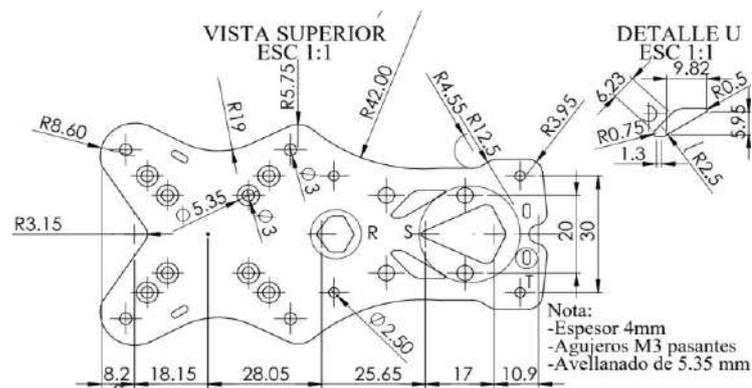


Ilustración 3-56: Modelado del bastidor intermedio.

Elaborado por: Cuyago, A, 2023.

Los bastidores inferior e intermedio se encargan de establecer las conexiones con los brazos. Para lograrlo, se realiza una distribución de pernos M3 para asegurarlos adecuadamente. Además, se planifica la disposición de agujeros M3 para acomodar la controladora de vuelo, considerando sus dimensiones estándar en el mercado, ya sea 30x30 o 20x20. Así mismo, se diseñan agujeros específicos para el ESC 4-1, el cual tiene dimensiones de 20x20 y se encuentra disponible en el mercado. Esta cuidadosa planificación no solo garantiza una distribución estética de los elementos eléctricos, sino que también asegura la estabilidad y seguridad de los componentes durante el vuelo.

3.8.4.3 Análisis del elemento crítico del frame

La importancia del análisis de la estructura del cuadricóptero se centra en asegurar que resista la presencia de esfuerzos como tracción, corte, flexión o incluso cargas combinadas. Para esto, se procede a realizar un análisis mediante el Método de Elementos Finitos (MEF) utilizando el software ANSYS, junto con cálculos analíticos.

En un UAV's, el componente estructural que experimentan mayor sollicitación son los brazos, que están sometidos a flexión debido al peso muerto que deben superar para poder volar.

Otro aspecto a tener en cuenta en el análisis estructural de un UAV es el tipo de sección con el que se construye los brazos. Cada sección tiene un comportamiento diferente frente a los esfuerzos generados por las cargas de trabajo.

Tabla 3-50: Esfuerzos equivalentes para secciones diferente en brazos.

| | Rectangular | Circular | Tubular |
|---------|---|--|---|
| Axial | $\sigma_a = \frac{F}{a \cdot b}$ | $\sigma_a = \frac{4F}{\pi \cdot d^2}$ | $\sigma_a = \frac{4F}{\pi \cdot (D^2 - d^2)}$ |
| Flexión | $\sigma_f = \frac{M \cdot c}{I}$ | $\sigma_f = \frac{32M}{\pi \cdot d^3}$ | $\sigma_f = \frac{32M \cdot D}{\pi \cdot (D^4 - d^4)}$ |
| Corte | $\tau_c = \frac{V}{a \cdot b}$ | $\tau_c = \frac{4V}{\pi \cdot d^2}$ | $\tau_c = \frac{V}{\pi \cdot (D^2 - d^2)}$ |
| Torsión | $\tau_T = \frac{T}{\alpha \cdot a \cdot b^2}$ | $\tau_T = \frac{16T}{\pi \cdot d^3}$ | $\tau_T = \frac{16 \cdot T \cdot D}{\pi \cdot (D^4 - d^4)}$ |

Fuente: (Orna, J, 2022)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Basándonos en el análisis elaborado en el capítulo 2, la fibra de carbono se presenta como un material compuesto con la capacidad de mejorar sus características. Por lo tanto, es necesario tener en cuenta varios factores al calcular el factor de seguridad. Sin embargo, al idealizarlo como un material isotrópico, homogéneo y elástico lineal, es posible aplicar la teoría de falla.

Tabla 3-51: Relación de longitudes para una sección rectangular a torsión.

| a/b | 1 | 1.5 | 2 | 3 | 4 | 6 | 8 | 10 | ∞ |
|----------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|----------|
| α | 0.208 | 0.231 | 0.246 | 0.267 | 0.282 | 0.299 | 0.307 | 0.313 | 0.333 |
| β | 0.141 | 0.196 | 0.229 | 0.263 | 0.281 | 0.299 | 0.307 | 0.313 | 0.333 |
| γ | 1 | 0.858 | 0.796 | 0.753 | 0.745 | 0.743 | 0.743 | 0.743 | 0.743 |

Fuente: (Orna, J, 2022)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Donde:

σ_a : esfuerzo equivalente de tracción (Mpa).

σ_f : esfuerzo equivalente de flección (Mpa).

τ_c : esfuerzo equivalente de corte (Mpa).

τ_T : esfuerzo equivalente de torsión (Mpa).

F, V : fuerza o cargas presentes (N).

T : torsión (N-m).

α, β, γ : coeficientes para esfuerzos de torsión.

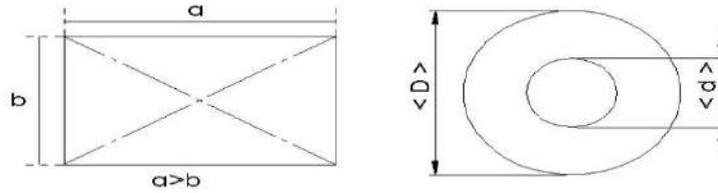


Ilustración 3-57: Representación secciones para brazos en UAV's.

Elaborado por: Cuyago, A, 2023.

En la etapa de diseño se debe verificar la rigidez de los elementos, de esta forma se puede controlar las deformaciones que puede presentar el componente ante la carga sometida. Para ello se debe tomar a los brazos del frame como un elemento con apoyo empotrado y sometido a una carga en su extremo.

APÉNDICE D. Deflexiones y pendientes de vigas

| Viga y carga | Curva elástica | Deflexión máxima | Pendiente en el extremo | Ecuación de la curva elástica |
|--------------|----------------|---------------------|-------------------------|--|
| | | $-\frac{PL^3}{3EI}$ | $-\frac{PL^2}{2EI}$ | $y = \frac{P}{6EI}(x^3 - 3Lx^2)$ |
| | | $-\frac{wL^4}{8EI}$ | $-\frac{wL^3}{6EI}$ | $y = -\frac{w}{24EI}(x^4 - 4Lx^3 + 6L^2x^2)$ |

Ilustración 3-58: Deflexiones en vigas.

Fuente: Ferdinand P. Beer, 2013.

3.8.4.4 Cálculo analítico y MEF de los brazos del cuadricóptero

Paso 1. Se tiene en cuenta que los brazos están sometidos a la fuerza de empuje que genera los motores para emprender el vuelo del UAV's. Para el cálculo esto se asemeja a una viga empotrada y voladizo.

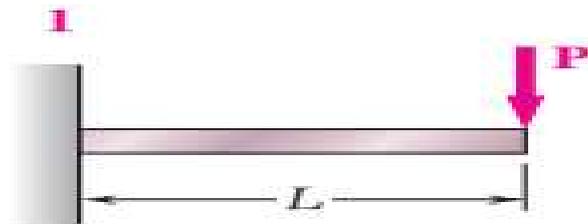


Ilustración 3-59: Representación de brazos del cuadricóptero ante una carga de empuje.

Fuente: Ferdinand P. Beer, 2013.

Paso 2. La tracción que debe generar el cuadricóptero es igual a la suma del peso total de la estructura más el peso de carga útil a transportar. Para este caso un total de 669 gramos (6.563N), es decir cada motor debe llevar una carga de 167.25 gramos (1.641N).

$$F_m > \frac{2 \cdot \text{Peso}}{\#\text{motores}}$$

$$F_m > \frac{2 \cdot 669}{4}$$

$$F_m > 334.5 \text{ g} \approx 3.281 \text{ N}$$

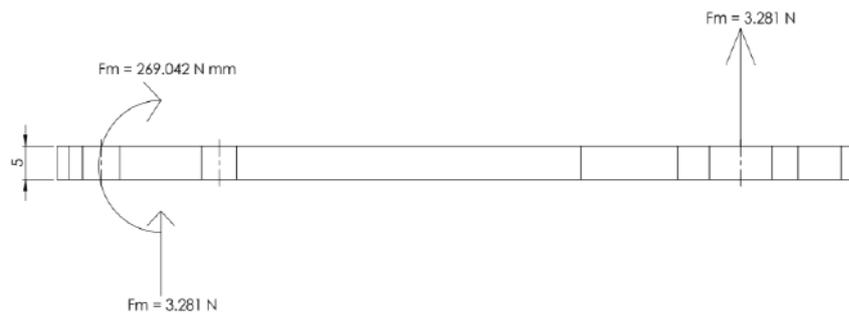


Ilustración 3-60: Representación de brazos del cuadricóptero ante una carga de empuje.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

Paso 3. Todas las fuerzas deben ser trasladadas al punto crítico de análisis. Según la teoría, se sabe que el mayor esfuerzo se produce en los puntos cercanos al empotramiento.

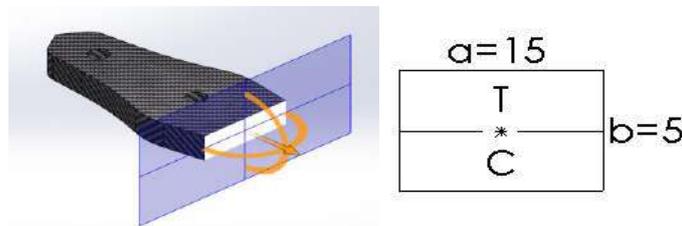


Ilustración 3-61: Traslado de fuerzas al punto de análisis.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

$$\vec{M} = \vec{r} \times \vec{F}$$

$$\vec{M} = \langle 82 \ i \rangle \times \langle 3.281 \ j \rangle$$

$$\vec{M} = 269.042 \text{ N} - \text{mm}$$

Paso 4. Se calculan los esfuerzos pertinentes para corte y flexión.

$$\tau_c = \frac{V}{a \cdot b}$$

$$\tau_Y = \frac{3.281N}{(15 \cdot 5)mm^2}$$

$$\tau_Y = 0.0437 MPa$$

$$\sigma_f = \frac{M \cdot c}{I}$$

c : distancia desde el eje neutro hasta la parte superior maxima de la seccion.

$I = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3$, donde la base (b) siempre es paralelo al eje neutro.

$$\sigma_{fz} = \frac{269.042 Nmm \cdot \frac{b}{2}}{\frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3}$$

$$\sigma_{fz} = \frac{269.042 Nmm \cdot \frac{5}{2}}{\frac{1}{12} \cdot 15 \cdot 5^3}$$

$$\sigma_{fz} = 4.304 MPa$$

Paso 5. Se obtiene el esfuerzo equivalente normal y tangencial.

$$\sigma_x = \sigma_{fy} + \sigma_{fz} + \sigma_T \quad (164.3)$$

$$\sigma_x = \sigma_{fz} = 4.304 MPa \quad (165.3)$$

$$\tau_{xy} = \tau_y + \tau_z + \tau_T \quad (166.3)$$

$$\tau_{xy} = \tau_Y = 0.0437 MPa \quad (167.3)$$

Paso 6. Comparar los datos con la tension limite de las propiedades de la fibra de carbono, para determinar el factor de seguridad mediante la ecuación (168.3)

$$n = \frac{\sigma_x \lim}{\sigma_x \max} \quad (168.3)$$

| | A | B | C |
|----|---|-------|--------------------|
| 1 | Property | Value | Unit |
| 2 | Density | 1451 | kg m ⁻³ |
| 3 | Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion | | |
| 8 | Orthotropic Elasticity | | |
| 9 | Young's Modulus X direction | 59360 | MPa |
| 10 | Young's Modulus Y direction | 59360 | MPa |
| 11 | Young's Modulus Z direction | 7500 | MPa |
| 12 | Poisson's Ratio XY | 0.04 | |
| 13 | Poisson's Ratio YZ | 0.3 | |
| 14 | Poisson's Ratio XZ | 0.3 | |
| 15 | Shear Modulus XY | 3300 | MPa |
| 16 | Shear Modulus YZ | 2700 | MPa |
| 17 | Shear Modulus XZ | 2700 | MPa |
| 18 | Orthotropic Stress Limits | | |
| 19 | Tensile X direction | 513 | MPa |
| 20 | Tensile Y direction | 513 | MPa |
| 21 | Tensile Z direction | 50 | MPa |
| 22 | Compressive X direction | -437 | MPa |
| 23 | Compressive Y direction | -437 | MPa |
| 24 | Compressive Z direction | -150 | MPa |
| 25 | Shear XY | 120 | MPa |
| 26 | Shear YZ | 55 | MPa |
| 27 | Shear XZ | 55 | MPa |
| 28 | Orthotropic Strain Limits | | |
| 38 | Tsai-Wu Constants | | |

Ilustración 3-62: Propiedades de la fibra de carbono Epoxy Carbon Woven (230 GPa).

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Basándose en la investigación realizada en el presente documento, se utilizan los resultados obtenidos por Serrano Cordero y Pérez Curutchet (2016, pp. 154-155) para el módulo de Young de la fibra de carbono tipo 3K, que presenta un valor de 59782,42 MPa. Con esta información, se procede a revisar la base de datos de materiales del software ANSYS para seleccionar un tipo de fibra de carbono que se asemeje al módulo de Young mencionado.

$$\sigma_x \lim = 533 \text{ MPa}$$

$$n = \frac{\sigma_x \lim}{\sigma_x \max}$$

$$n = \frac{533}{4.304}$$

$$n = 116 \text{ factor de seguridad a flexión.}$$

El esfuerzo predominante en los componentes analizados es la flexión, por lo tanto, se omite el cálculo del factor de seguridad por corte. Los resultados muestran que el brazo, con las dimensiones estudiadas, cumple ampliamente con los requisitos de diseño. A continuación, se procede a realizar la validación mediante el análisis de elementos finitos (MEF).

Paso 7. Deflexión máxima del brazo.

$$\delta_{\max} = \frac{F_m \cdot L^3}{3 \cdot E \cdot I} \quad (169.3)$$

El análisis para deflexión se toma en cuenta la distancia total del brazo desde el inicio del empotramiento hasta el punto máximo de extremo. Por tal el valor de $L = 101 \text{ mm}$.

$$\delta_{max} = \frac{3.281 \cdot 101^3}{3 \cdot 59000 \cdot \left(\frac{1}{12} \cdot 15 \cdot 5^3\right)}$$

$$\delta_{max} = 0.122 \text{ mm}$$

Paso 8. La simulación realizada en ANSYS utiliza el método de cuerpos sólidos. Como diseñadores, se debe garantizar la calidad de la malla utilizada. Para ello, se lleva a cabo un análisis de convergencia con el fin de asegurar la precisión de los resultados obtenidos.

Para comenzar la simulación, se modela el brazo en SolidWorks y se exporta al software ANSYS. Es importante establecer una conexión adecuada entre ambos programas utilizando el formato de archivo. step. En la simulación, se utiliza el módulo static structural de ANSYS, el cual permite estudiar tensiones, esfuerzos, deformaciones y otros parámetros relevantes.

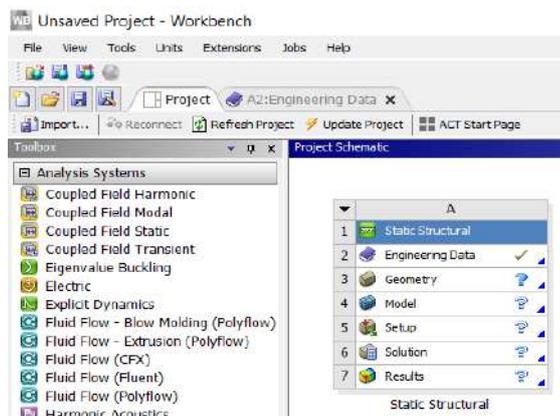


Ilustración 3-63: Software ANSYS.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

Se asigna el material de estudio dirigiéndose a la base de datos de materiales de ANSYS. En este caso, se selecciona el material Epoxy Carbon Woven con un módulo de elasticidad de 230 GPa.

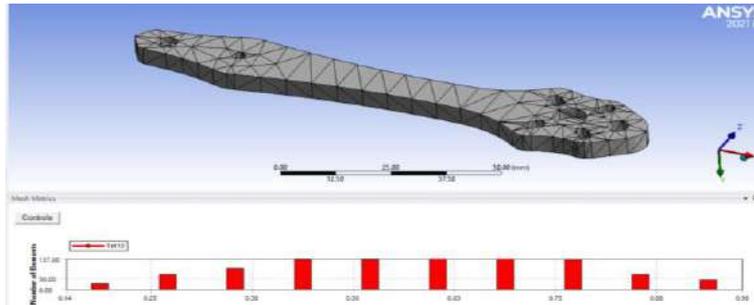


Ilustración 3-66: Mallado natural, sin afinación por métodos.

Realizado por: Cuyago, A.,2023.

El análisis de sólidos mediante MEF recomienda trabajar con un indicador del mallado. En este caso, se utilizó el indicador "element quality", como se muestra en la ilustración. Este indicador permite evaluar la calidad de los elementos de la malla y asegurar que cumplan con los criterios establecidos.

| | MINIMU M | MAXIMU M | AVERAGE | STANDARD DEVIATION | CORRECT |
|-------------------------|-------------|-------------|---------|-----------------------|------------------|
| Element Quality | -4.58E-4 | 0.999 | 0.7570 | 0.2025 | 1 |
| Aspect Ratio | 1 | 94.942 | 2.3903 | 2.1655 | 1 |
| Jacobian Ratio | 1 | 38.141 | 1.0829 | 0.3531 | 1 |
| Warping Factor | 0 | 0.42 | 1.1475 | 0.01389 | 0 |
| Parallel Deviation | 0 | 135.56 | 2.4901 | 7.66 | 0 |
| Maximum Corner Angle | 62.228° | 178.71° | 94.101° | 9.4292° | 90-cuadrilateral |
| Skewness | 1.30E-10 | 0.999 | 4.82E-2 | 0.11 | 0 - 0.25 |

Ilustración 3-67: Indicadores para evaluar una calidad de malla.

Fuente: Aquino, 2022, pp.22, 2023.

Colocar las cargas pertinentes y las restricciones y simular. Para este caso la fuerza de empuje que genera los motores es de 6.563 N que se aplica en el brazo de estudio en la parte correspondiente a la ubicación del motor, además de colocar la restricción de empotramiento en la conexión con pernos del brazo y el bastidor.

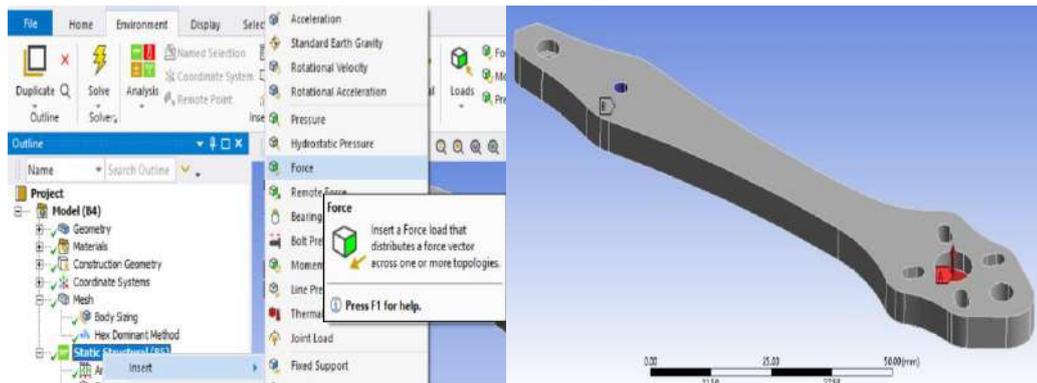


Ilustración 3-67: Indicadores para evaluar una calidad de malla.

Fuente: Aquino, 2022, pp.22, 2023.

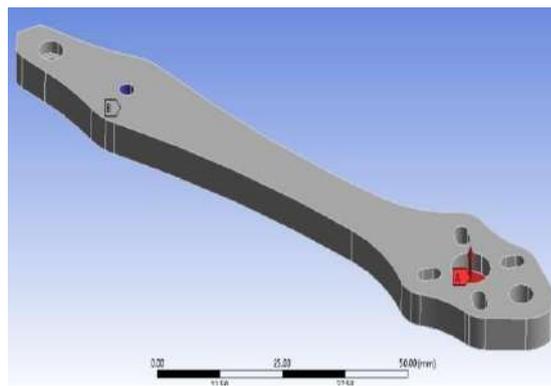


Ilustración 3-68: Pasos para colocar fuerza de empuje en ANSYS.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

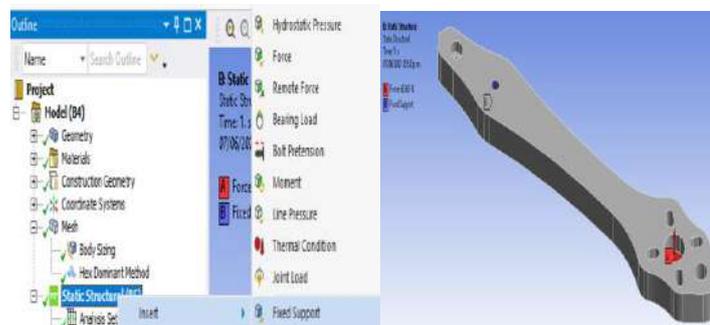


Ilustración 3-69: Pasos para colocar la restricción de apoyo en ANSYS.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Se analiza el mallado natural proporcionado por ANSYS y se llega a la conclusión de que existen errores en el punto de empotramiento debido al crecimiento excesivo de esfuerzo. Estos puntos se conocen como puntos de singularidad. Con el fin de obtener resultados adecuados, se procede a crear un "path" o trayectoria de análisis alejada de estos puntos de singularidad. Además, se refina la malla hasta obtener resultados óptimos.

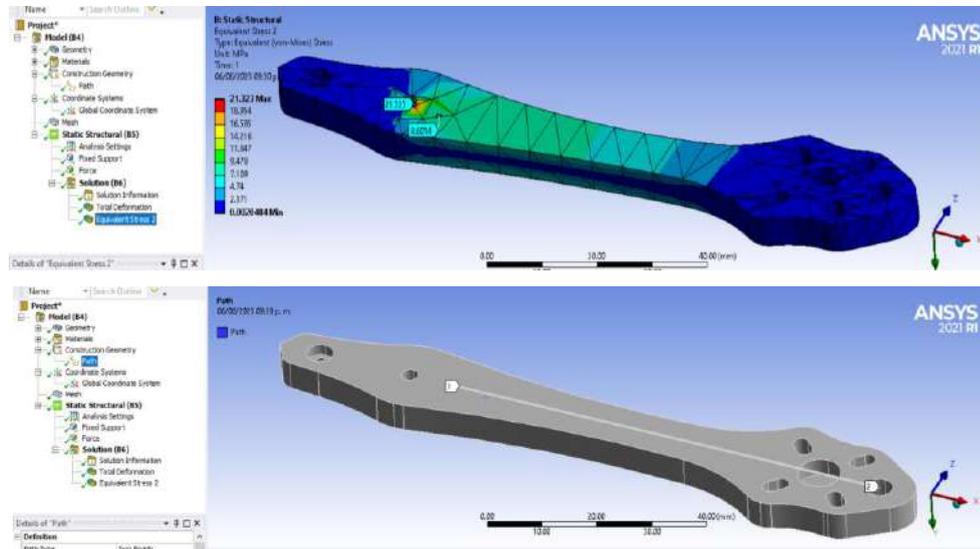


Ilustración 3-70: Alineación de path en ANSYS.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

Tabla 3-52: Análisis de convergencia del mallado.

| Tamaño malla (mm) | Nodos | Elementos | Deformación max (mm) | Esf max Punto S (MPa) | Esf max Alejado P.S (MPa) | Element Quality | | | |
|-------------------|--------|-----------|----------------------|-----------------------|---------------------------|-----------------|---------|---------|--------------------|
| | | | | | | Min | Max | Average | Standard deviation |
| 6.4414 | 2045 | 957 | 0.1187 | 9.1382 | 4.152 | 0.14446 | 0.98098 | 0.57652 | 0.19032 |
| 5 | 2134 | 624 | 0.12429 | 11.433 | 4.3389 | 3.65E-02 | 0.9959 | 0.44303 | 0.18986 |
| 3.5 | 5082 | 2713 | 0.12431 | 10.392 | 4.339 | 0.2075 | 0.99817 | 0.70336 | 0.14855 |
| 2 | 9915 | 2400 | 0.12558 | 13.808 | 4.366 | 0.015671 | 0.9996 | 0.69655 | 0.26022 |
| 1.5 | 20088 | 4936 | 0.12562 | 16.223 | 4.328 | 0.021127 | 0.9987 | 0.74575 | 0.25628 |
| 0.75 | 104752 | 25184 | 0.1257 | 15.056 | 4.326 | 2.47E-02 | 0.99999 | 0.86029 | 0.20809 |
| 0.65 | 159253 | 39307 | 0.1257 | 14.96 | 4.326 | 0.028399 | 1 | 0.85514 | 0.21403 |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

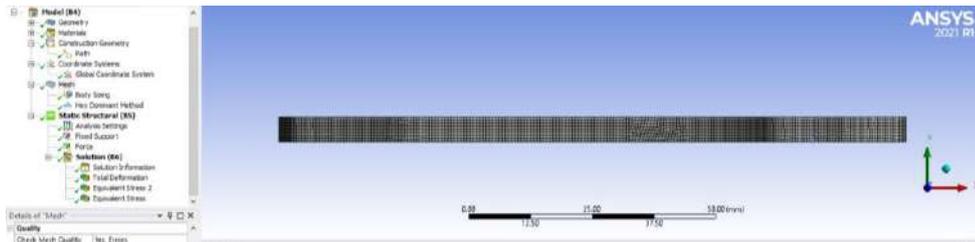


Ilustración 3-71: Refinamiento final de malla con un tamaño de 0.65 mm.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

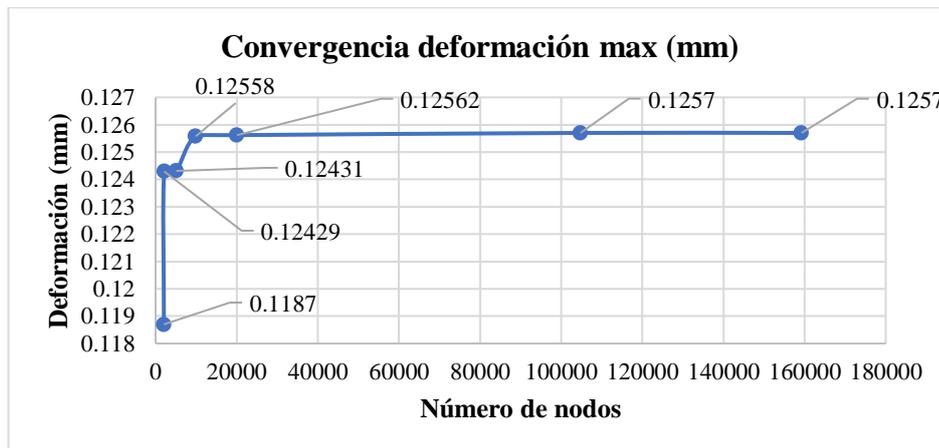
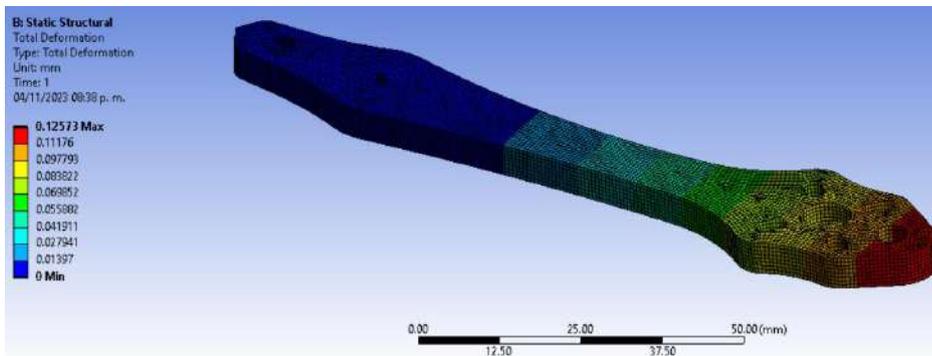
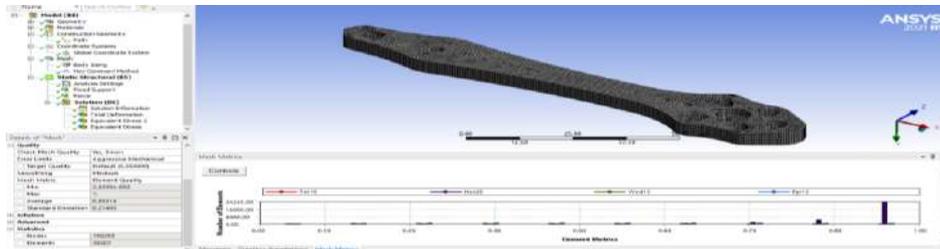


Ilustración 3-72: Convergencia de la deformación máxima.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

Se analiza el resultado de la ilustración 3-72, de esta forma para un tamaño de malla de 1.5 a 0.65 mm se obtiene un valor constante de deformación máxima de 0.1257 mm por ANSYS en comparación con el cálculo analítico de 0.122 mm.

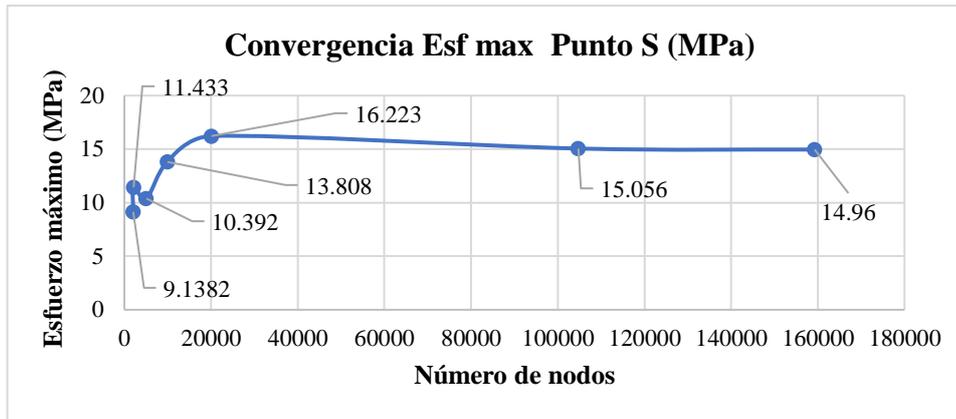


Ilustración 3-73: Convergencia del esfuerzo máximo en el punto de singularidad.

Realizado por: Cuyago, A.,2023.

Los puntos de singularidad corresponden a las zonas donde se encuentran las restricciones de apoyo necesarias en el elemento de estudio. Estas zonas generan un crecimiento de energía distorsionada, lo que puede llevar a errores en los resultados. Para evitar esto, es necesario evitar el análisis de dicha zona. En la ilustración 3-73 se puede observar que la zona de empotramiento presenta cambios variables de esfuerzos altos en comparación con el análisis realizado en el path, ilustración 3-74. En el análisis de path, el esfuerzo se estabiliza en 4.324 N según ANSYS y 4.326 N según el cálculo analítico.

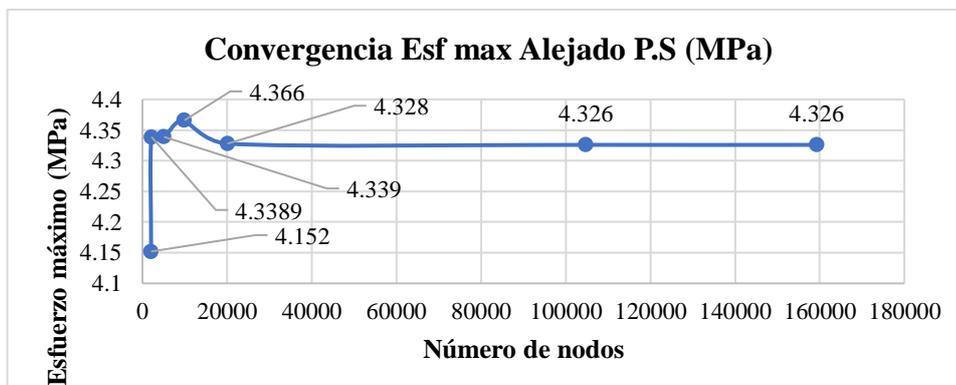
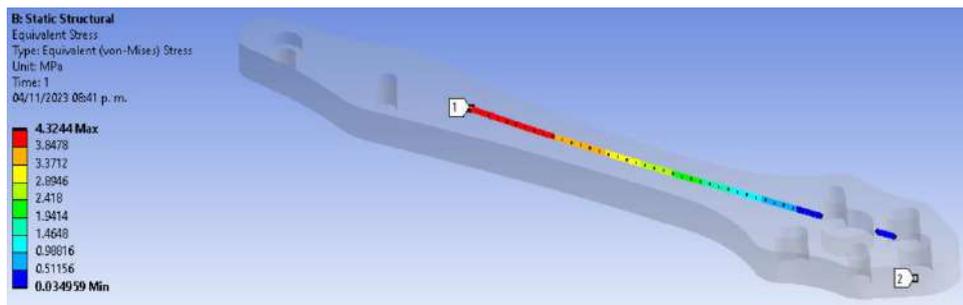


Ilustración 3-74: Convergencia del esfuerzo máximo en la zona del path.

Realizado por: Cuyago, A.,2023.

3.9 Componentes eléctricos y electrónicos

3.9.1 Especificaciones del controlador de vuelo

LAYOUT

5V: onboard BEC 5V 1.5A cont.
 Vxs: onboard BEC 9-16V, Voltage=Vx
 *** Vxs ON/OFF can be switched via ArduPilot Relay or Modes/USER1 (BF/INAV) (Default ON)
 G: Ground

RX1 & TX1: UART1_RX & TX
 RX6 & TX6: UART6_RX & TX

LED: 2812 LED signal Out, PWM12 in ArduPilot fw

C1: Analog Camera-1 video IN (Default)
 C2: Analog Camera-2 video IN
 *** C1/C2 can be switched via ArduPilot Relay or Modes/USER2 (BF/INAV)
 *** 2 Cameras must be set with identical video format

VTX: Analog Video OUT for Analog Video Transmitter

D+ & D-: USB data
 VBUS: USB voltage
 USB shell: Ground

Buz- & 5V: Passive 5V buzzer
 Buz- /5V/G: Matek DBUZ5V

Boot: STM32F405 boot pin
 DFU mode: Bridge Boot to 3v3 while powering on

This side UP by default

DJI SBUS

If using non-DJI FPV remote controller, keep this pad unbridged

DJI SBUS

If using DJI FPV Remote Controller, Bridging this pad will link SBUS pin to DJI SBUS on SH1.0-6P connector

4V5: 4.4-4.8V, Max.800mA, the voltage is also supplied when connecting via USB
 3V3: LDO3.3V Max.200mA

SBUS: UART2_RX with inversion for SBUS receiver protocol
 Rx2: UART2_RX
 Tx2: UART2_TX
 *** Tx2 can be remapped to softserial_tx1 for Frsky SmartPort telemetry (BF CLI resource SERIAL_TX_11 A02, enabled CPU based serial port in INAV)
 *** Frsky FPort must be uninverted signal

ADC: Analog Airspeed sensor IN with INAV/ArduPilot (0-3.3V), spare ADC pin with BF fw
 Rssi: Analog RSSI IN (0-3.3V)

SCL & SDA: I2C1 Bus for Magnetometer/Digital airspeed sensor/OLED
 Tx5 & Rx5: UART5_TX & RX
 *** GPS can be connected to any spare UART_TX & RX

SH1.0-8P_2 Sequence
 --Vbat: Battery voltage, 9-60V DC IN
 --G: Ground
 --ADC: can be remapped as current sense ADC
 *** Ardu: BATT_CURR2_PIN = 10 (ArduPilot support 2x Current readout)
 *** INAV: set current_adc_channel = 4
 *** BF: resource ADC_CURR_1 C00
 --Rx3: UART3_RX, for BLHeli32 ESC Telemetry
 --S5/S6/S7/S8: DShot/PWM outputs

SH1.0-8P_1 Sequence
 --Vbat: Battery voltage, 9-60V DC IN
 --G: Ground
 --Curr: current sensor signal IN
 --Rx3: UART3_RX, for BLHeli32 ESC Telemetry
 --S1/S2/S3/S4: DShot/PWM outputs

Size & Weight: 36x36mm /7g
 Holes: \varnothing 4mm, 30.5mm x 30.5mm

Packing
 1x F405-HDTE
 1x JST-SH1.0_8P cable 5cm
 2x JST-SH1.0_8P connector
 6x M3 Silicon Grommets
 1x JST-SH1.0_6P to JST-GH1.25_8P 8cm for DJI air unit

Ilustración 3-75: Matek F405-TE.

Fuente: MATEKSYS, 2023.

Tabla 3-53: Especificaciones controlador de vuelo Matek F405-TE.

| Propiedades Matek F405-TE | |
|--|--|
| Características | STM32F405 tiene 1 MB de flash que puede ejecutar ArduPilot/INAV/BetaFlight. |
| | InvenSense la IMU de tercera generación ICM42688-P. |
| | 9-60 V (3 ~ 12 S LiPo) amplio voltaje de entrada y sentido de voltaje. y un 9~16V. |
| | BEC para DJI OSD o VTX analógico. |
| | 8motores+3servos en mezclador multirotor INAV/BF. |
| | Conector 2x SH1.0_8pin para PnP con 2x 4in1 ESC. |
| | 1 conector SH1.0_6pin para PnP con sistema HD (unidad Caddx Vista y Air). |
| | Salida de pines USB para conectar a un adaptador USB externo. |
| Especificaciones | UCM: STM32F405RGT6. |
| | IMU: ICM42688-P. |
| | OSD: AT7456E, DJI OSD. |
| | Baro: SPL06-001 (I2C). |
| | Caja negra: memoria Flash de 16 Mbytes. |
| | 6x UART, 1x opción Softserial_Tx. |
| | 12 salidas PWM (8x Dshot). |
| | 1x I2C. |
| | 4x ADC (VBAT, actual, RSSI, velocidad del aire). |
| | 2x PINIO. |
| | 3x LEDs para FC STATUS (Azul, Verde) e indicador de 3.3V (Rojo). |
| | 9~16V(Vxs) salida ON/OFF conmutable. |
| Señal de cámara analógica dual conmutable. | |
| Potencia | Entrada: 9~60V (3~12S LiPo). |
| | BCE: 5V 1.5A. |
| | BEC: Vx, 9~16V/1~2A (3S ENTRADA/9V 2A, 4S ENTRADA/12V 2A, 6S ENTRADA/16V 2A, 8S ENTRADA/16V 1,5A, 12S ENTRADA/16V 1A). |
| | Sensor de voltaje de la batería: 1K:20K (escala INAV 2100, escala BF 210). |
| | Sin sensor de corriente incorporado, admite sensor de corriente externo de PDB/4 en 1. |
| Firmware | firmware ArduPilot: MatekF405-TE. |
| | INAV: MATEKF405TE. |
| | Vuelo Beta: MATEKF405TE. |
| Propiedades físicas | Montaje: 30,5 x 30,5 mm. |
| | Φ4 mm con ojales de Φ3 mm. |
| | Dimensiones: 36x36x9mm. |
| | Peso: 7g |
| Incluye el paquete | 1x FC F405-HDTE. |
| | 6x pasacables de silicona M4 a M3. |
| | 1 cable SH1.0_8pin de 5 cm, 2 conectores SH1.0_8pin. |
| | 1 cable SH1.0_6pin a GH1.25_8pin de 8 cm para sistema HD (unidad Caddx Vista y Air). |

Fuente: (MATEKSYS, 2023)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.2 Especificaciones de los motores

Según el análisis basado en el criterio ponderado, se concluye que los motores sin escobillas, también conocidos como brushless, presentan las mejores características. Así mismo, de acuerdo al análisis realizado previamente sobre la potencia de empuje, se prevé la selección de motores que ofrezcan una potencia superior a 351.28 W.

| Type | Propeller | Throttle | Thrust (g) | Voltage (V) | Current (A) | RPM | Power (W) | Efficiency (g/W) | Operating Temperature (°C) |
|----------------------|--------------|----------|------------|-------------|-------------|--------|-----------|------------------|-------------------------------------|
| V2207.5 V2 KV1950 | T4943 6S | 50% | 511.29 | 23.42 | 8.03 | 19543 | 187.99 | 2.72 | 85 (Ambient Temperature:12°C) |
| | | 55% | 588.84 | 23.35 | 9.84 | 20982 | 229.83 | 2.56 | |
| | | 60% | 679.03 | 23.27 | 12.06 | 22364 | 280.65 | 2.42 | |
| | | 65% | 769.42 | 23.18 | 14.45 | 23782 | 334.94 | 2.30 | |
| | | 70% | 857.96 | 23.08 | 17.04 | 25060 | 393.38 | 2.18 | |
| | | 75% | 946.15 | 22.98 | 19.66 | 26257 | 451.78 | 2.09 | |
| | | 80% | 1025.25 | 22.88 | 22.13 | 27265 | 506.41 | 2.02 | |
| | | 85% | 1119.09 | 22.76 | 25.19 | 28402 | 573.18 | 1.95 | |
| | | 90% | 1201.38 | 22.62 | 28.18 | 29548 | 637.47 | 1.88 | |
| | | 95% | 1285.51 | 22.45 | 31.59 | 30455 | 709.12 | 1.81 | |
| | 100% | 1460.24 | 22.27 | 35.93 | 30991 | 800.30 | 1.82 | | |
| | T51435 6S | 50% | 600.95 | 23.75 | 8.68 | 20392 | 206.19 | 2.91 | 88 (Ambient Temperature:12°C) |
| | | 55% | 698.88 | 23.70 | 10.72 | 21901 | 254.17 | 2.75 | |
| | | 60% | 786.39 | 23.65 | 12.95 | 23396 | 306.22 | 2.57 | |
| | | 65% | 895.21 | 23.60 | 15.54 | 24817 | 366.62 | 2.44 | |
| | | 70% | 970.56 | 23.54 | 17.99 | 26105 | 423.45 | 2.29 | |
| | | 75% | 1035.81 | 23.49 | 20.42 | 27130 | 479.83 | 2.16 | |
| | | 80% | 1154.46 | 23.43 | 23.46 | 28114 | 549.56 | 2.10 | |
| | | 85% | 1227.26 | 23.36 | 26.19 | 29273 | 611.92 | 2.01 | |
| | | 90% | 1333.15 | 23.28 | 29.62 | 30155 | 689.71 | 1.93 | |
| | | 95% | 1395.02 | 23.21 | 32.67 | 31274 | 758.14 | 1.84 | |
| | 100% | 1470.85 | 23.10 | 36.51 | 32070 | 843.20 | 1.74 | | |
| | T5146 6S | 50% | 693.98 | 23.10 | 9.08 | 19887 | 209.61 | 3.31 | 90 (Ambient Temperature:12°C) |
| | | 55% | 797.02 | 23.05 | 11.40 | 21439 | 262.74 | 3.03 | |
| | | 60% | 908.39 | 23.00 | 13.93 | 22844 | 320.40 | 2.84 | |
| | | 65% | 1008.74 | 22.93 | 16.72 | 24252 | 383.44 | 2.63 | |
| | | 70% | 1138.07 | 22.87 | 19.72 | 25239 | 451.06 | 2.52 | |
| | | 75% | 1212.95 | 22.81 | 22.52 | 26343 | 513.71 | 2.36 | |
| | | 80% | 1299.63 | 22.75 | 25.37 | 27187 | 577.00 | 2.25 | |
| | | 85% | 1393.64 | 22.67 | 28.66 | 28135 | 649.59 | 2.15 | |
| | | 90% | 1491.53 | 22.58 | 31.96 | 28844 | 721.90 | 2.07 | |
| | | 95% | 1578.86 | 22.49 | 35.36 | 29589 | 795.21 | 1.99 | |
| | 100% | 1635.16 | 22.37 | 39.04 | 30285 | 873.13 | 1.87 | | |
| | T5147 6S | 50% | 707.00 | 22.53 | 9.80 | 19533 | 220.90 | 3.20 | 89 (Ambient Temperature:12°C) |
| | | 55% | 823.39 | 22.48 | 12.28 | 20971 | 276.02 | 2.98 | |
| | | 60% | 911.93 | 22.43 | 14.82 | 22461 | 332.30 | 2.74 | |
| 65% | | 1017.92 | 22.37 | 17.52 | 23822 | 391.80 | 2.50 | | |
| 70% | | 1126.18 | 22.30 | 20.69 | 24987 | 461.40 | 2.44 | | |
| 75% | | 1236.95 | 22.24 | 23.56 | 25801 | 523.87 | 2.36 | | |
| 80% | | 1305.65 | 22.17 | 26.39 | 26646 | 584.99 | 2.23 | | |
| 85% | | 1367.60 | 22.10 | 29.30 | 27557 | 647.54 | 2.11 | | |
| 90% | | 1474.00 | 22.02 | 32.72 | 28088 | 720.46 | 2.05 | | |
| 95% | | 1567.45 | 21.92 | 36.10 | 28936 | 791.35 | 1.98 | | |
| 100% | 1612.27 | 21.80 | 39.49 | 29683 | 860.97 | 1.87 | | | |

Note: Motor temperature is motor surface temperature @100% throttle running 1mins.
(Data above based on benchtest are for reference only. Comparison with that of other motor types is not recommended.)

Ilustración 3-76: Hoja de datos para motor V2207-1950KV

Fuente: PYRODRONE, 2023.

Tabla 3-54: Especificaciones motor V2207-1950 KV.

| Propiedades T-Motor V2 V2207-1950KV | | |
|---|--------------------------|---------------------|
|  | Dimensiones del motor | 27.5 ϕ x 31.35 |
| | Dimensiones del cable | 20# 150mm |
| | Diámetro del eje | 4 mm |
| | Corriente inactiva | 1.1 A |
| | Potencia máxima | 804 W |
| | Peso sin cable | 35.1 g |
| | Resistencia interna | 59 m Ω |
| | Configuración | 12N14P |
| | Voltaje nominal (LiPo) | 4-6S |
| | Corriente máxima (60seg) | 36.6 A |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.3 Especificaciones de las hélices

En la selección de este componente se considera el factor del motor, lo cual es de suma importancia. En muchas ocasiones, la hoja técnica proporciona información sobre qué tipo de hélices utilizar. En otros casos, se puede consultar la tabla 3-22, la cual indica que, para un marco de 23-25 cm de eje a eje, se pueden emplear hélices de 5 a 6 pulgadas. En el presente caso, se optará por utilizar hélices de 5 pulgadas.

Es fundamental tener en cuenta que la hélice presenta diversas variables que deben considerarse, como el número de palas, punta de acabado, paso y longitud. Todos estos factores afectan el consumo total de corriente suministrada por la batería. Para seleccionar la hélice más adecuada, es esencial realizar un análisis exhaustivo. Para ello, se pueden generar diagramas de comportamiento, tal como se vio en el método TCM y TEP. Además, como segunda opción, se dispone de un banco de ensayos reales que evalúa el comportamiento de diferentes marcas de motores brushless con distintas hélices. Para acceder a esta información, es necesario visitar la página web <http://www.miniquadtestbench.com>.

Se analiza la ilustración 3-77 y se llega a la conclusión de que la mejor opción de hélice para el motor seleccionado es la propela 5143. Esta hélice demuestra un comportamiento óptimo para una carga de empuje total de 1.338 Kg, con un factor de uso del 90% y una corriente de trabajo de 29.62 A. Por otro lado, al observar el comportamiento de la propela 5136 en la ilustración 3-76, para el mismo motor, encontramos que la corriente de trabajo generada para un empuje de 1.338 kg es de 26.49 A, con un factor de uso del 75%.

De esta forma, se puede apreciar claramente cómo influye la elección de la hélice en el rendimiento del motor. Estos datos son de vital importancia para la selección de la batería, que es la encargada de suministrar la corriente necesaria, y también para la ESC, que siempre debe tener una capacidad de corriente excedente de al menos +5 A para evitar posibles daños al componente.

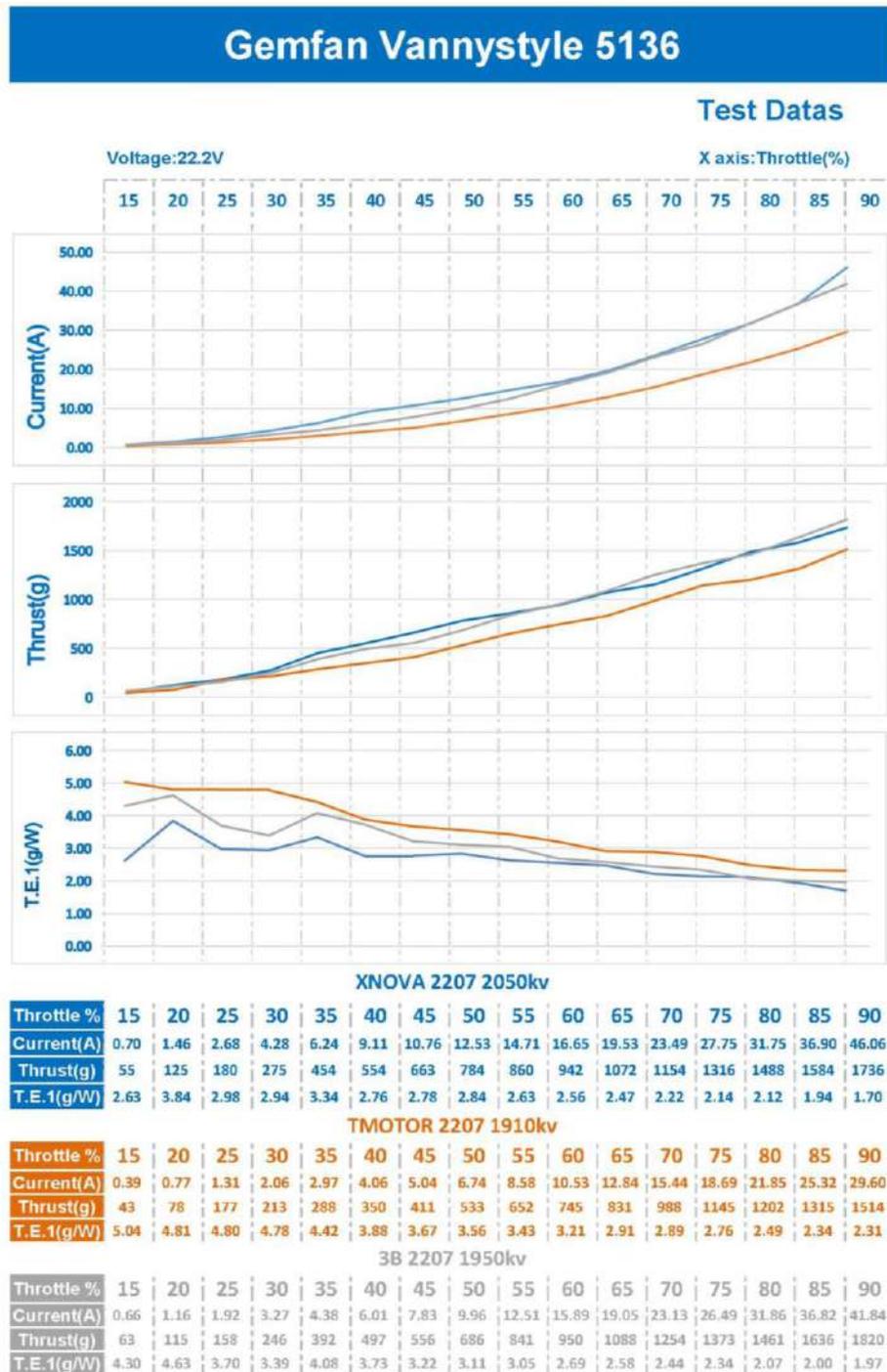


Ilustración 3-77: Testeo del comportamiento de la hélice vs empuje.

Fuente: PYRODRONE, 2023.

Tabla 3-55: Especificaciones hélices tripalas 51x36.

| Propiedades gemfan sbang 5136 tri-blade 5.1" propeller - choose rotation & color | |
|---|---|
|  | Características |
| | Opciones CW o CCW |
| | Hélice de 5.1 in |
| | 3 cuchillas |
| | Material de plástico policarbonato delgado |
| | Opciones de color negro medianoche, verde, amarillo neón. |
| | Especificaciones |
| | Diámetro de la hélice: 5.1 in. |
| | Peso: 4,3 g |
| | Material: policarbonato. |
| eje: 5 mm | |
| Paso: 3.6 in. | |
| Cuchillas: 3 | |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.4 Especificaciones del ESC

3.9.4.1 Capacidad de corriente para el ESC.

Se observa la ilustración 3-48, que muestra la potencia requerida en función de la velocidad angular, podemos observar un pico de crecimiento de potencia de 846.48 W al comienzo del funcionamiento del motor. Es importante tener en cuenta que esta potencia es transitoria, es decir, no se mantiene de manera constante. Sin embargo, este pico de potencia provoca un aumento en el consumo de corriente al superar la resistencia interna del motor. Por lo tanto, es necesario considerar lo siguiente:

$$I_{critica} = \frac{P}{V} \quad (170.3)$$

$$I_{critica} = \frac{846.48}{22.2} \quad (171.3)$$

$$I_{critica} = 38.12 \text{ A} \quad (172.3)$$

Si se analiza el resultado, el pico de corriente es de 38.12 A. Por investigación, se conoce que la seguridad que se le da a un fusible es del 0.8. Por tanto:

$$I = \frac{38.12}{0.8} \quad (173.3)$$

$$I = 47.7 \text{ A} \quad (174.3)$$

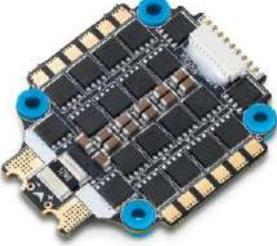
El segundo criterio consiste en trabajar siempre como mínimo con +5A para el ESC.

$$I = 38.12 + 5 \quad (175.3)$$

$$I = 43.12 \text{ A} \quad (176.3)$$

De esta forma, se puede decir que el ESC que se adquiera debe ser superior a 50 A como mínimo.

Tabla 3-56: Especificaciones ESC 4 en 1 de 65A.

| Especificaciones 65A 3-6S BLHELI32 4IN1 ESC |
|--|
|  |
| Características |
| Microprocesador de 32 bits de alto rendimiento con una frecuencia de funcionamiento de hasta 120 MHz para un rendimiento excelente. |
| El código BLHeli_32 de tercera generación puede admitir una frecuencia de salida PWM de hasta 128 KHz, que puede ser compatible con más motores. |
| El código admite funciones para evitar la pérdida de sincronización. Hay parámetros ajustables que pueden hacer que el código funcione bien incluso en las situaciones más exigentes, aunque la configuración predeterminada funcionará de manera excelente en entornos operativos normales. |
| El código admite una entrada de ancho de pulso normal de 1-2 ms, así como Oneshot125 (125-250us), Oneshot42 (41,7-83,3us) y MultiShot (5-25us). |
| La señalización Dshot es compatible en cualquier caso hasta al menos Dshot1200. La señal de entrada es detectada automáticamente por el ESC al encenderse. |
| El código también admite una funcionalidad de baliza, donde el ESC comenzará a emitir un pitido después de un tiempo determinado de aceleración cero. Esto puede ser muy útil para encontrar artesanías perdidas. |
| Especificaciones |
| Entrada de alimentación LiPo: 3S-6S. |
| Corriente continua: 65Ax4. |
| Corriente de ráfaga: 80Ax4. |
| Salida BEC: 5V @ 0.6A. |
| Cables de entrada: 12 AWG-130 mm x (rojo/negro). |
| Cable de salida: Sin cables, pero con pestañas de soldadura. |
| Conectores: (Entrada/Salida) XT60 (con cables soldados) /no. |
| Peso / Tamaño: 15,0 g / 52x42x6,6 mm. |
| Orificios de montaje: 30,5x30,5 mm. |
| Calibración del acelerador: compatible. |
| ESC Programación: BLHeliSuite32. |

Fuente: (PYRODRONE, 2023)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.5 Especificaciones de la batería

Tabla 3-57: Especificaciones batería LiPo 6S.

| Propiedades tattu r-line versión 4.0 1400mAh 6S1P 130C LiPo battery | | |
|---|-------------------------|--|
|  | Características | Energía confiable y de alta calidad. |
| | | La tecnología de apilamiento automático estable permite capacidades de una sola celda de 1400 mAh. |
| | | Mayor capacidad que los paquetes de tamaño comparable. |
| | | Tasa C muy alta. Diseñado para carreras profesionales de FPV. |
| | Especificaciones | Sin efecto memoria. |
| | | Capacidad mínima: 1400 mAh. |
| | | Configuración: 6S1P / 22.2V / 6 celdas. |
| | | Tasa de descarga: 130C. |
| | | Tasa de descarga de ráfaga máxima: 260C. |
| | | Enchufe de carga: JST-XHR. |
| Tapón de descarga: XT60. | | |
| Dimensiones: 78 mm x 39 mm x 42 mm. | | |
| Peso neto (± 20 g): 222 g. | | |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Tras realizar un análisis mediante el método de ponderación en baterías, se concluye que es recomendable adquirir baterías tipo LiPo. En el proceso de selección, es importante considerar el factor del motor, el cual es compatible con un rango de baterías de 5-6S. Además, resulta necesario tomar en cuenta otros factores, tales como el voltaje, la capacidad y la intensidad de descarga constante de la batería.

3.9.5.1 Cálculo de la descarga de corriente LiPo.

$$\text{descarga de corriente máxima} = C \cdot \text{capacidad} \quad (177.3)$$

Donde C, es un indicador de la velocidad de descarga continua.

$$\text{descarga de corriente máxima} = 130 C \cdot 1.4 A \quad (178.3)$$

$$\text{descarga de corriente máxima} = 182 A \quad (179.3)$$

Por otra parte, si se analiza las corrientes máximas de trabajo en un motor, se tiene:

$$26.49 A \cdot 4 = 105.96 A \quad (180.3)$$

$$43.12 A \cdot 4 = 172.4 A \quad (181.3)$$

La batería tiene una capacidad de 1400 mAh, por tanto:

$$\frac{105.96}{1.4} = 75.68 C \quad (182.3)$$

$$\frac{172.4}{1.4} = 123.2 C \quad (183.3)$$

Mediante el análisis, se puede observar que la batería cumple con el parámetro de descarga, lo cual le permite mantenerse dentro de los márgenes adecuados y evitar estar en su límite.

3.9.5.2 Especificaciones del cargador de batería

Las baterías LiPo son recargables, por lo tanto, requieren de un banco de recarga. El problema radica en que las celdas deben estar correctamente balanceadas, es decir, todas las celdas deben tener el mismo voltaje. Para asegurar este factor, se incluye en el kit del cuadricóptero un cargador balanceador Gens Ace Imars III PRO 100W 10A AC. Este cargador se encarga de garantizar que todas las celdas de la batería tengan un voltaje uniforme, lo cual es esencial para un rendimiento óptimo y una mayor vida útil de la batería.

Tabla 3-58: Especificaciones cargador balanceador.

| Características | Especificaciones |
|---|---|
| Cargador de balance de CA de un solo canal | Tensión máxima de carga: 26,4 V |
| Diseño portátil pequeño y ligero. | Potencia máxima de carga: 100W |
| Carga de equilibrio inteligente | Corriente de carga: 0.1~10A |
| Capaz de tasas de carga de 10 amperios, versatilidad de voltaje de 100 V-240 V en todo el mundo, con 100 vatios de potencia | Corriente de descarga: 0.1~1.5A |
| Circuito PFC incorporado | Equilibrio celular: 2 ~ 6 s |
| Función de compensación de temperatura | Salida USB: 5V/2.4A |
| Sistema de disipación de calor controlado | Dimensiones: 146x87x40 mm |
| Ventilador interior silencioso | Peso neto del producto: 0,4 kg |
| | Tipo de pantalla: retroiluminación 2x16 LCD |
| | Químicas de batería compatibles: LiPo/LiFe/LiHv (1-6S), carga de NiMH (3-18S), descarga de NiMH (1-10S) |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.6 Especificaciones del radio control

Tabla 3-59: Especificaciones radio control TBS tango 2.

| Propiedades del radio control TBS tango 2 |
|--|
|  |
| Características |
| Gimbals de sensor HAL de tamaño completo. |
| Rodamiento de bolas. |
| Resistencia y tensión configurables. |
| Acelerador ajustable y lanzamiento de cabeceo (+/- 10 grados). |
| Juego de resortes de repuesto incluido para menor tensión. |
| Palos de cardán plegables (solo Pro). |
| Diseño ergonómico y compacto con cómodas empuñaduras de goma. |
| Conmutadores robustos y optimizados. |
| 2 interruptores de 2 posiciones. |
| 2 interruptores de 3 posiciones. |
| 2x botones momentáneos. |
| TBS Crossfire incorporado. |
| Crsfshot para la latencia más baja y la respuesta más directa de cualquier control remoto disponible. |
| Alcance de hasta 30km / 20mi desde la palma de tu mano. |
| Antena giratoria que funciona como soporte. |
| Hasta 12 canales compatibles. |
| Batería LiPo 1S de 5000 mah incorporada con carga USB-C 2A (2,5 horas para carga completa). |
| Salida de audio de voz con conector de audio y alerta de vibración háptica. |
| Sistema operativo de control remoto de código abierto (freedomtx, una bifurcación temporal de opentx). |
| Dial basculante y menú de 3 botones para una navegación súper simple. |
| Pantalla OLED en blanco y negro de alta resolución (128*96) con retroiluminación. |
| Embellecedor de dial basculante digital. |
| Más de 100 modelos de memoria con tarjeta SD incluida. |
| Compatible con la nube TBS. |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.7 Especificaciones de la salida de video

Para obtener una perspectiva de la vista durante el vuelo del cuadricóptero, es necesario contar con un conjunto de componentes que permitan al usuario acceder al contenido visual. Para lograr esto, se utilizan los siguientes elementos:

3.9.7.1 Especificaciones RUSHFPV RUSH TANK II 5.8GHz

El componente utilizado para este propósito es un VTX con protocolo de audio inteligente (smart audio). Este dispositivo facilita la comunicación entre la controladora de vuelo y el transmisor de video, lo que permite al usuario recibir una señal de video desde la cámara del cuadricóptero a través de una pantalla o gafas FPV.

Los VTX pueden operar en diferentes frecuencias, como 1,2 GHz, 2,4 GHz, entre otras. Sin embargo, la frecuencia más comúnmente utilizada es 5,8 GHz debido a que las antenas asociadas son más pequeñas y su uso está permitido en muchos países.

Tabla 3-60: Especificaciones VTX RUSHFPV RUSH TANK II 5.8GHz.

| Especificaciones VTX RUSHFPV RUSH TANK II 5.8GHz. | |
|---|---|
|  | |
| Características | Cuatro niveles ajustables de potencia de transmisión. (PIT/25/200/500/800/mW). El rendimiento superior de tank racing VTX permite que 8 quads corran en la misma banda, sin interferencias. |
| | Indicadores LED laterales para una lectura de estado más intuitiva. |
| | Impregnable: el sistema de filtrado de energía de nuevo diseño permite que TANK RACING VTX funcione de manera estable con cualquier sistema de energía dentro de sus límites sin interferencias de la fuente de alimentación. |
| | LUT de potencia: tabla de búsqueda de potencia de alta precisión incorporada que realiza la calibración de potencia en mili vatios para todos los canales. La banda completa tiene su propia potencia de salida única. En vuelo multipiloto, todos los pilotos se beneficiarán de esto y obtendrán una señal justa y consistente. |
| | LOCK-ON: la deriva de frecuencia se elimina por completo, la potencia de la banda de frecuencia completa es constante, 8 pilotos compiten a la vez fácilmente. |

| | |
|---------------------------------|--|
| | Configuración silenciosa: el circuito de transmisión inteligente de TANK no generará ninguna señal de interferencia durante la conmutación y configuración de VTX. |
| | Protocolo Smart Audio autorizado por TBS. Esto se puede configurar con LED RGB mediante botones dobles convencionales, que luego pueden acceder a Smart Audio para configurar y ver la información de VTX a través del menú OSD. |
| | Modo Pit: después de ingresar al modo Pit, la potencia del VTX se reducirá al mínimo. La transmisión de video solo es visible para usted a corta distancia, así que no se preocupe por molestar a los demás. |
| | Tank armor: debajo de la carcasa de metal completamente cubierta hay 6 capas de PCB después del trabajo de impermeabilización. VTX está totalmente protegido, evitando externos |
| | Interferencia y lograr una eficiencia de disipación de calor ultra alta. |
| | Instalación simple, operación intuitiva. |
| Especificaciones | Nombre del artículo: Rush Tank II |
| | Voltaje de entrada: 7-36 V CC |
| | Voltaje de salida: 5V 1ª |
| | Corriente de entrada de 12V: 40mA@Pitmode, 95mA@25mW, 185mA@200mW, 250mA@500mW, 380mA@800mW |
| | Canales: 48CH Race Band/Lowrance |
| | Potencia: PIT/25/200/500/800 mW |
| | Audio: Admite entrada de audio |
| | Dimensiones: 36*36*4,5mm |
| Peso: 6,8 g (incluido el cable) | |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.7.2 Especificaciones cámara.

Tabla 3-61: Especificaciones cámara.

| Especificaciones caddx ratel 2 micro starlight 1200TVL low latency FPV camera |
|--|
|  |
| Características |
| Sensor HDR starlight de 1/1,8" de alta calidad. |
| Menú OSD. |
| Especificaciones |
| Nombre de la marca: caddx micro ratel V2. |
| Lente: 2,1 mm. |
| Sensor de imagen: sensor HDR starlight de 1/1,8" pulgadas. |
| Resolución horizontal: 1200 TVL. |
| Campo de visión: 165 grados. |

| |
|---|
| Mín. Latencia: 8ms. |
| Sistema de TV: NTSC y PAL (cambiable). |
| Imagen: 16:9 y 4:3 (cambiable). |
| WDR: Súper WDR (HDR). |
| Mín. Iluminación: luz de las estrellas. |
| Sincronización: interna. |
| Obturador electrónico: PAL: 1/50~100 000; NTSC: 1/60~100.000. |
| Relación señal/ruido: >60db (AGC APAGADO). |
| Salida de vídeo: CVBS. |
| DNR: 3-DNR. |
| Idioma: ENG/France/RUS/SPA/PU/KOREA/CHN/JAPAN. |
| Día/Noche: Automático/Color/B&N/EXT. |
| Dimensiones: 19 mm x 19 mm x 20 mm. |
| Amplia entrada de energía: DC 5-40V. |
| Temperatura de trabajo: -20~ +60°C. |
| Peso: 5.9 g. |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.7.3 Especificaciones antena FPV

Este componente tiene la función de transformar la señal eléctrica en ondas electromagnéticas, lo que posibilita la comunicación inalámbrica con el VTX. La elección de este componente está relacionada con la frecuencia de trabajo del VTX, por lo tanto, se recomienda utilizar la misma frecuencia tanto para el VTX como para la antena seleccionada.

Tabla 3-62: Especificaciones antena FPV.

| Especificaciones foxeer 5.8g lollipop 4 plus 2.6dbi omni antena 2pcs - sma 100mm rhcp teal | |
|--|-------------------------------------|
|  | Frecuencia central: 5.7 GHz. |
| | Ganancia: 2.6 dBi. |
| | Ancho de banda: 5.5G~6GHz. |
| | Eficiencia de radiación: 98%. |
| | SWR: 1.07 en la frecuencia central. |
| | Polarización: RHCP. |
| | Peso: 9,7 g. |

Fuente: (PYRODRONE, 2023)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.7.4 Especificaciones antena TBS

Este tipo de antena es diseñado por la empresa Team Black Sheep (TBS). Es una marca de antena de alta calidad que permite mejorar la calidad de la señal de video y el alcance de transmisión en sistemas de drones. La señal de trabajo es fuerte y permiten mantener una calidad de imagen en tiempo real acerca de lo que observa el dron durante su vuelo.

Tabla 3-63: Especificaciones antena TBS.

| Especificaciones TBS crossfire nano RX (se) w/ inmortal t v2 antena | |
|---|--|
|  | Peso: 0,5 g (solo receptor). |
| | Tamaño: 11 mm x 18 mm. |
| | 1 receptor TBS Crossfire Nano. |
| | 1 antena micro receptora TBS crossfire. |
| | 1x antena TBS inmortal-T V2. |
| | 1x tubo retráctil de repuesto. |
| | 6 cables de conexión de silicona de 30 AWG |
| | 5 volt de entrada. |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.7.5 Receptor FPV portátil.

El receptor convierte una PC, ordenador o teléfono móvil en una pantalla de control del sistema de cámara del cuadricóptero.

Tabla 3-64: Especificaciones receptor FPV.

| Especificaciones receptor sky droid 5.8ghz OTG dual antenna FPV receiver for android smartphone | |
|---|--|
|  | Impedancia de antena: 50Ω |
| | Ganancia de antena: 5db |
| | Conector: RP-SMA |
| | Potencia: 5V (USB) |
| | Canal: 150CH |
| | Peso: 29g |
| | Uso: Admite Win7, Win10 y teléfonos inteligentes como Android (no iPhone o iPad) |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

3.9.8 Especificaciones módulo GPS

Tabla 3-65: Especificaciones módulo GPS.

| Pyrodrone BN-880 flight control GPS module w/ compass | |
|---|---|
|  | |
| Especificaciones | Modelo: BN-880. |
| | Fuente de alimentación: voltaje de CC 2,8 V ~ 6,0 V, típico: 3,3 V o 5,0 V. |
| | Consumo: captura 50mA@5V. |
| | Formato de recepción: GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou, QZSS y SBAS. |
| | Canal de recepción: 72 canal de búsqueda. |
| | Sensibilidad de recepción: trace -167 dBm & Capture-148 dBm. |
| | Tiempo de posicionamiento: promedio de 26 s de arranque en frío. |
| | Precisión de posicionamiento de nivel: 2 m con viento abierto. |
| | Frecuencia de salida: 1 Hz-10 Hz, 1 Hz por defecto. |
| | Precisión de velocidad: 0,1 m/s (sin ayuda). |
| | Precisión de aceleración: 0,1 m/s (sin ayuda). |
| | Altura máxima: 18000m. |
| | Velocidad máxima: 5153 m/s. |
| | Aceleración máxima: 4G. |
| | Temperatura de trabajo: -40 °C - + 85 °C. |
| | Temperatura de almacenamiento: -40 °C - + 85 °C. |
| | Dimensiones: 28 mm x 28 mm x 10 mm. |
| Peso: 10g. | |
| Pines: SDA, GND, TX, RX, VCC, SCL. | |
| Características: | Módulo GPS, brújula de módulo dual. |
| | Con brújula electrónica IC HMC5883L. |
| | Espacio de 1,25 mm entre el asiento de parche de 6 pines. |
| | Nota: No se puede usar para el control de vuelo con SCM, pero es adecuado para el controlador de vuelo de código abierto. |

Fuente: (GetFPV-Learn, 2018)

3.10 Programación del controlador de vuelo

Para lograr una comunicación efectiva entre el cuadricóptero y el control de radio, es necesario mantener una conexión estable con la tarjeta de control de vuelo seleccionada, en este caso, la Matek-F405-HDTE. Es importante revisar la hoja técnica de la tarjeta de control para comprender qué firmware y software se requieren para sus actualizaciones.

3.11 Programación cuadricóptero mediante Ardu-pilot

Una vez actualizado el firmware del controlador de vuelo (FC), se inicia el proceso de establecer la comunicación con Ardupilot para realizar las configuraciones necesarias. En esta sección, se describen detalladamente los pasos a seguir para llevar a cabo la calibración y conexión.

Primer paso: consiste en conectar el controlador de vuelo al ordenador y establecer la conexión en Mission Planner, utilizando el puerto de comunicación COM6. A continuación, se debe seleccionar la opción "setup" y en el árbol de trabajo denominado "mandatory hardware", iniciar la configuración a través del "frame type". Para ello, se elige la ilustración que corresponda al tipo de UAV en desarrollo, en este caso, un cuadricóptero.

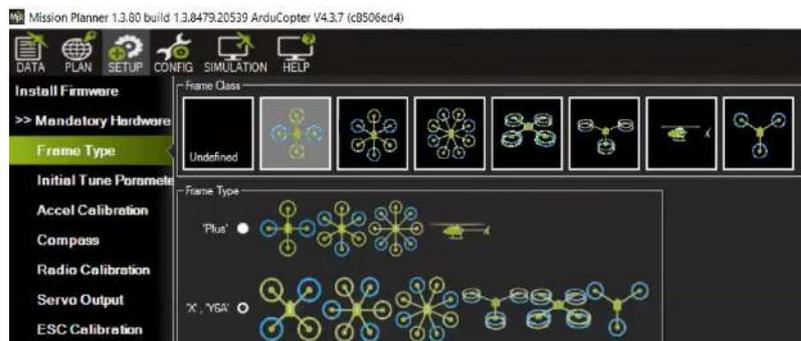


Ilustración 3-78: Configuración frame type.

Realizado por: Cuyago, A.,2023.



Ilustración 3-29: Beta flight.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Segundo paso: a continuación, se debe configurar el número de celdas correspondiente a la batería LiPo utilizada, en este caso, 6 celdas. Luego, se debe hacer clic en "calcular parámetros iniciales", lo que abrirá una ventana que mostrará los valores de voltaje mínimo para evitar daños en la batería LiPo. Estos valores se enviarán como mensajes de advertencia a través de la telemetría. Una vez revisados, se debe presionar "write FC" para guardar esta información en el controlador de vuelo (FC).

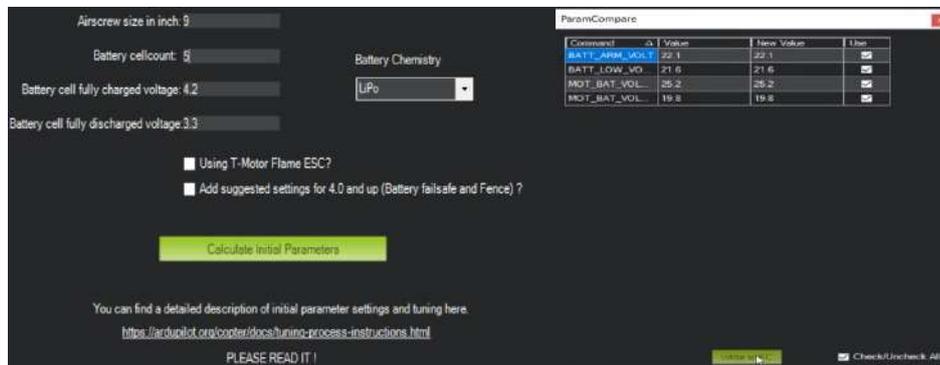


Ilustración 3-79: Configuración parámetros iniciales.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

Tercer paso: en esta etapa, se procederá a calibrar los ejes del acelerómetro incorporado en el controlador de vuelo (FC). Para lograrlo, es fundamental asegurarse de que el controlador de vuelo esté estable en sus conexiones y bien asegurado con tornillería adecuada. A continuación, se debe colocar en una posición estable. Es importante que la lente de la cámara esté enfocada en la misma dirección que la vista del piloto, con el fin de evitar errores en la calibración. Una vez que se haya realizado este ajuste, se puede comenzar a seguir los pasos indicados por Mission Planner en la pantalla para llevar a cabo la calibración del acelerómetro.



Ilustración 3-80: Configuración acelerómetro de la FC.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

La primera posición a calibrar consiste en colocar el cuadricóptero de forma estable en un lugar plano. Una vez que esté en esa posición, se debe presionar "Click when done" en la pantalla. A continuación, se solicitará colocar el cuadricóptero en las siguientes posiciones: izquierda, derecha, boca arriba y boca abajo. Siguiendo los pasos adecuadamente, tal como se muestra en las ilustraciones proporcionadas, se logrará una calibración completa y sin errores.



Ilustración 3-81: Configuración acelerómetro de la FC.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.



Ilustración 3-82: Configuración acelerómetro de la FC.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Cuarto paso: en esta fase, es necesario consultar la ficha técnica del controlador de vuelo (FC) para identificar las salidas o UART utilizados. Con base en esta información, se procederá a configurar la comunicación serial de acuerdo con los UART correspondientes. Es esencial reconocer los UART y su asignación SERIAL específica, tal como se muestra en la tabla resumen proporcionada.

Tabla 3-66: UART y SERIAL mission planner.

| UART y SERIAL FLIGHT CONTROLLER F405-TE | | | |
|---|---------|-----------|---------------------------|
| Serial 1 | USART 1 | TX1 – RX1 | Sin conexiones. |
| Serial 2 | USART 3 | TX3 – RX3 | CH3 – CH4 crossfire TBS. |
| Serial 3 | UART 5 | TX5 – RX5 | Conexiones GPS. |
| Serial 4 | UART 4 | TX4 – RX4 | Sin conexiones. |
| Serial 5 | USART 6 | TX6 – RX6 | Conexiones VTX. |
| Serial 6 | USART 2 | TX2 – RX2 | Conexiones crossfire TBS. |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Una vez que se hayan identificado los UART y su correspondiente SERIAL, se procederá a configurar las salidas en función de las conexiones realizadas. Para ello, se debe acceder a la opción "configuraciones" en Mission Planner, seguido de seleccionar "full parameter list". A continuación, se buscará la opción "serial" y se realizará la configuración de las salidas de acuerdo con las conexiones previamente establecidas. Es importante ajustar adecuadamente estas configuraciones para asegurar una comunicación correcta y estable entre el controlador de vuelo y los dispositivos periféricos.

| UART | USB | USB | | console | SERIAL0 | |
|-----------------|-----------------|---------|---------------------------|---|-----------------------------|---------|
| SV tolerant I/O | TX1 RX1 | USART1 | with DMA | telam1 | SERIAL1 | |
| | TX3 RX3 | USART3 | NO DMA | telam2 | SERIAL2 | |
| | TX5 RX5 | UART5 | NO DMA | GPS1 | SERIAL3 | |
| | TX4 RX4 | UART4 | NO DMA | USER | SERIAL4 | |
| | TX6 RX6 | USART6 | TX6 with DMA | USER | SERIAL5 | |
| | TX2 RX2 SBU5 | USART2 | | with DMA | RC input/Receiver | SERIAL6 |
| | | RX2 | | IBUS/DSM/PPM | BRD_ALT_CONFIG 0 Default | |
| | | Sbu pad | | SBU5 | | |
| TX2 & RX2 | | | CRSF | BRD_ALT_CONFIG 1 SERIAL6_PROTOCOL 23 | SERIAL6_OPTIONS 0 | |
| TX2 | | | uninverted FPort (hacked) | | SERIAL6_OPTIONS 4 | |
| | | | SRXL2 | | SERIAL6_OPTIONS 4 | |

Ilustración 3-83: Ardupilot configuraciones ficha técnica.

Fuente: MATEKSYS, 2023.

En el caso del serial 2, se debe establecer la comunicación para el Crossfire, asignando los canales 3 y 4. Para lograrlo, en la configuración de "serial protocol" se debe ingresar el valor 2 y guardar la información en el controlador de vuelo (FC) utilizando la opción "write parameter". De esta manera, se configurará adecuadamente el serial 2 para la comunicación con el Crossfire en los canales deseados.

| Name | Value | Default | Units | Options |
|------------------|-------|---------|-------|--|
| SERIAL2_BAUD | 115 | 57 | | 1:1200 2:2400 4:4800 9:9600 19:19200 38:38400 57:57600 111:111100 115:115200 230:230400 256:256000 460:460800 500:500000 921:921600 1500:1500000 2000:2000000 |
| SERIAL2_OPTIONS | 0 | 0 | | |
| SERIAL2_PROTOCOL | 2 | 2 | | -1:None 1:MAVLink 1 2:MAVLink 2 3:Frsky D 4:Frsky SPort 5:GPS 7:Alexmos Gimbal Serial 8:Gimbal 9:RangeFinder 10:FrSky SPort Passthrough (Open TX) 11:Lidar360 13:Beacon 14:Volz servo out 15:SBus servo out 16:ESC Telemetry 17:Devo Telemetry 18:OpticalFlow 19:RobotsServo 20:NMEA Output 21:WindVane 22:SLCAN 23:RCIN 24:EFn Serial 25:LTM 26:RunCam 27:Hoti Telem 28:Scripting 29:Crossfire VTX 30:Generator 31:Winch 32:MSP 33:DJI FPV 34:AirSpeed 35:ADSB 36:AHRS 37:SmartAudio 38:FETecOneWire 39:Torqeedo 40:AIS 41:CoDevESC 42:DisplayPort 43:MAVLink High Latency 44:IRC Tramp |

Ilustración 3-84: Configuración serial 2

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

En cuanto al serial 3, este se utiliza para establecer la comunicación con el GPS. Para configurarlo correctamente, se debe ingresar el valor 5 en "serial protocol". Además, es importante verificar la placa del GPS para identificar la velocidad de comunicación adecuada. En este caso, si la velocidad es de 9600, se debe ingresar el valor 9 en "serial baud". Cada paso de configuración debe ser guardado utilizando la opción "write parameter" para asegurar que la información se almacene correctamente en el controlador de vuelo (FC).

| Name | Value | Default | Units | Options |
|------------------|-------|---------|-------|--|
| SERIAL3_BAUD | 9 | 38 | | 1:1200 2:2400 4:4800 9:9600 19:19200 38:38400 57:57600 111:111100 115:115200 230:230400 256:256000 460:460800 500:500000 921:921600 1500:1500000 2000:2000000 |
| SERIAL3_OPTIONS | 0 | 0 | | |
| SERIAL3_PROTOCOL | 5 | 5 | | -1:None 1:MAVLink 1 2:MAVLink 2 3:Frsky D 4:Frsky SPort 5:GPS 7:Alexmos Gimbal Serial 8:Gimbal 9:RangeFinder 10:FrSky SPort Passthrough (Open TX) 11:Lidar360 13:Beacon 14:Volz servo out 15:SBus servo out 16:ESC Telemetry 17:Devo Telemetry 18:OpticalFlow 19:RobotsServo 20:NMEA Output 21:WindVane 22:SLCAN 23:RCIN 24:EFn Serial 25:LTM 26:RunCam 27:Hoti Telem 28:Scripting 29:Crossfire VTX 30:Generator 31:Winch 32:MSP 33:DJI FPV 34:AirSpeed 35:ADSB 36:AHRS 37:SmartAudio 38:FETecOneWire 39:Torqeedo 40:AIS 41:CoDevESC 42:DisplayPort 43:MAVLink High Latency 44:IRC Tramp |

Ilustración 3-85: Configuración serial 3

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Para las conexiones del VTX, se utilizará el serial 5. Es importante verificar la velocidad de comunicación, que en este caso es de 4800. Por lo tanto, se debe ingresar el valor 4 en "serial baud" y el valor 37 en "serial protocol" para configurar correctamente la comunicación utilizando el protocolo de Smart Audio. Asegúrate de guardar la información utilizando la opción "write

parameter" después de cada configuración. Esto permitirá que el controlador de vuelo (FC) se comunique adecuadamente con el VTX.

| Name | Value | Default | Units | Options |
|------------------|-------|---------|-------|---|
| SERIAL5_BAUD | 4 | 57 | | 1:1200 2:2400 4:4800 9:9600 19:19200 38:38400 57:57600 111:111100 115:115200 230:230400 256:256000 460:460800 500:500000 921:921600 1500:1500000 2000:2000000 |
| SERIAL5_OPTIONS | 4 | 0 | | |
| SERIAL5_PROTOCOL | 37 | -1 | | -1:None 1:MAVLink1 2:MAVLink2 3:Frsky D 4:Frsky SPort 5:GPS 7:Alexmos Gimbal Serial 8:Gimbal 9:RangeFinder 10:FrSky SPort Passthrough (OpenTX) 11:Lidar360 13:Beacon 14:Volz servo out 15:SBUS servo out 16:ESC Telemetry 17:Devo Telemetry 18:OpticalFlow 19:RobotsServo 20:NMEA Output 21:WindVane 22:SLCAN 23:RCIN 24:EFI Serial 25:LTM 26:RunCam 27:Hoti Telem 28:Scripting 29:Crossfire VTX 30:Generator 31:Winch 32:MSP 33:DJI FPV 34:AirSpeed 35:ADSB 36:AHRS 37:SmartAudio 38:FEtecOneWire 39:Torqeedo 40:AIS 41:CoDevESC 42:DisplayPort 43:MAVLink High Latency 44:IRC Tramp |

Ilustración 3-86: Configuración serial 5

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

En el caso del serial 6, se utiliza para establecer la comunicación con el crossfire. Para configurarlo correctamente, se debe ingresar el valor 23 en "serial protocol", que corresponde al protocolo de comunicación RCIN. Esto permitirá que el controlador de vuelo (FC) reciba la información del receptor de manera adecuada. Además, es necesario buscar el parámetro "RSSI_TYPE" y activar la comunicación de RCIN. Para lograrlo, se debe ingresar el valor 3, tal como se muestra en las ilustraciones correspondientes. Al realizar esta configuración, se garantiza la correcta comunicación y recepción de la señal RSSI del crossfire por parte del controlador de vuelo.

| Name | Value | Default | Units | Options |
|------------------|-------|---------|-------|---|
| SERIAL6_BAUD | 57 | 57 | | 1:1200 2:2400 4:4800 9:9600 19:19200 38:38400 57:57600 111:111100 115:115200 230:230400 256:256000 460:460800 500:500000 921:921600 1500:1500000 2000:2000000 |
| SERIAL6_OPTIONS | 0 | 0 | | |
| SERIAL6_PROTOCOL | 23 | -1 | | -1:None 1:MAVLink1 2:MAVLink2 3:Frsky D 4:Frsky SPort 5:GPS 7:Alexmos Gimbal Serial 8:Gimbal 9:RangeFinder 10:FrSky SPort Passthrough (OpenTX) 11:Lidar360 13:Beacon 14:Volz servo out 15:SBUS servo out 16:ESC Telemetry 17:Devo Telemetry 18:OpticalFlow 19:RobotsServo 20:NMEA Output 21:WindVane 22:SLCAN 23:RCIN 24:EFI Serial 25:LTM 26:RunCam 27:Hoti Telem 28:Scripting 29:Crossfire VTX 30:Generator 31:Winch 32:MSP 33:DJI FPV 34:AirSpeed 35:ADSB 36:AHRS 37:SmartAudio 38:FEtecOneWire 39:Torqeedo 40:AIS 41:CoDevESC 42:DisplayPort 43:MAVLink High Latency 44:IRC Tramp |
| SERVO_BLH_PORT | 0 | 0 | | 0:Console 1:Mavlink Serial Channel1 2:Mavlink Serial Channel2 3:Mavlink Serial Channel3 4:Mavlink Serial Channel4 5:Mavlink Serial Channel5 |

Ilustración 3-87: Configuración serial 6

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

| Name | Value | Default | Units | Options | Desc | Fav |
|--------------|-------|---------|-------|---|--|--------------------------|
| OSD_W_RSSI | 30 | 30 | | 0:55 | Set level at which RSSI item will flash | <input type="checkbox"/> |
| OSD1_RSSI_EN | 1 | 0 | | 0:Disabled 1:Enabled | Displaye RC signal strength | <input type="checkbox"/> |
| OSD1_RSSI_X | 1 | 0 | | 0:25 | Horizontal position on screen | <input type="checkbox"/> |
| OSD1_RSSI_Y | 1 | 0 | | 0:15 | Vertical position on screen | <input type="checkbox"/> |
| RSSI_TYPE | 3 | 0 | | 0:Disabled 1:AnalogPm 2:RCChannelPwmValue 3:ReceiverProtocol 4:PWMkrapPm 5:TelemetryRadioRSSI | Radio Receiver RSSI type. If your radio receiver supports RSSI of some kind, set it here, then set its associated RSSI_XXXXX parameters, if any. | <input type="checkbox"/> |

Ilustración 3-88: Comunicación RCIN con RSSI.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

Para configurar los demás parámetros, es recomendable revisar la ficha técnica del controlador de vuelo (FC). Por ejemplo, si se analiza la ilustración 3-83, se puede verificar que el parámetro "BRD_ALT_CONFIG" debe estar activado con el dígito 1. Esta configuración específica puede variar dependiendo del modelo y las características del FC utilizado.

| Name | Value | Default | Units | Options | Desc | Fav |
|------------------|-------|---------|-------|----------------------|--|--------------------------|
| BRD_ALT_CONFIG | 1 | 0 | | 0:10 | Select an alternative hardware configuration. A value of zero selects the default configuration for this board. Other values are board specific. Please see the documentation for your board for details on any alternative configuration values that may be available. | <input type="checkbox"/> |
| BRD_BOOT_DELAY | 0 | 0 | ms | 0:10000 | This adds a delay in milliseconds to boot to ensure peripherals initialise fully | <input type="checkbox"/> |
| BRD_OPTIONS | 1 | 1 | | | Board specific option flags | <input type="checkbox"/> |
| BRD_RTC_TYPES | 1 | 1 | | | Specifies which sources of UTC time will be accepted | <input type="checkbox"/> |
| BRD_RTC_TZ_MIN | 0 | 0 | | -720-840 | Adds offset in + minutes from UTC to calculate local time | <input type="checkbox"/> |
| BRD_SAFETY_MASK | 16368 | 16368 | | | A bitmask which controls what outputs can move while the safety switch has not been pressed | <input type="checkbox"/> |
| BRD_SAFETYENABLE | 0 | 0 | | 0:Disabled 1:Enabled | This controls the default state of the safety switch at startup. When set to 1 the safety switch will start in the safe state (flashing) at boot. When set to zero the safety switch will start in the unsafe state (hold) at startup. Note that if a safety switch is fitted the user can still control the safety state after startup using the switch. The safety state can also be controlled in software using a MAVLink message. | <input type="checkbox"/> |
| BRD_SAFETYOPTION | 3 | 3 | | | This controls the activation of the safety button. It allows you to control if the safety button can be used for safety enable and/or disable, and whether the button is only active when disarmed | <input type="checkbox"/> |
| BRD_SD_SLOWDOWN | 0 | 0 | | 0:32 | This is a scaling factor to slow down microSD operation. It can be used on flight board and microSD card combinations where full speed is not reliable. For normal full speed operation a value of 0 should be used. | <input type="checkbox"/> |
| BRD_SERIAL_NUM | 0 | 0 | | -8288408 8338627 | User-defined serial number of this vehicle. It can be any arbitrary number you want and has no effect on the autopilot | <input type="checkbox"/> |

Ilustración 3-89: Configuración FC.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

Quinto paso: una vez que se han configurado los seriales, se recomienda desconectar la controladora de vuelo (FC) del ordenador. Después de desconectarla, se debe esperar unos segundos para que la FC guarde toda la información correctamente. Luego, se vuelve a conectar la FC al ordenador.

A continuación, se procede a configurar el mando de control por radio. Para ello, se debe conectar el circuito de vuelo a una fuente de alimentación, en este caso, la batería LiPo. Además, es importante asegurarse de que el mando de control esté encendido. Si las configuraciones realizadas en los seriales están correctas, se podrán apreciar los movimientos principales del mando en la pantalla, reflejando los comandos transmitidos desde el mando al FC.

Es crucial verificar que los movimientos del mando se reflejen correctamente en la pantalla, lo que indica una conexión exitosa y una configuración adecuada entre el mando de control y la FC.



Ilustración 3-90: Configuración mando de control.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

En este punto, es importante verificar que los canales de comunicación estén configurados de acuerdo a los movimientos de los periféricos del mando, tal como se detalla en la sección anexo C de la Configuración del mando radio control. Puede ser útil consultar la tabla 2-C, la cual muestra los movimientos principales del cuadricóptero y sus canales correspondientes.

Si se detecta que los canales no están configurados correctamente, se debe acceder a la sección "Configuraciones" y luego buscar la opción "Full Parameter Tree". En esta sección, se puede buscar la distribución de los canales asignados mediante el parámetro "RCMAP". Una vez en la ventana correspondiente, se procede a realizar los cambios necesarios en los movimientos de acuerdo a la configuración del mando.

Es importante asegurarse de ajustar los canales adecuadamente para que los movimientos del cuadricóptero sean controlados correctamente según la configuración del mando utilizado.

| Command | Value | Unit | Range |
|----------------|-------|------|-------|
| RCMAP | | | |
| RCMAP_PITCH | 3 | | 1 16 |
| RCMAP_ROLL | 4 | | 1 16 |
| RCMAP_THROTTLE | 1 | | 1 16 |
| RCMAP_YAW | 2 | | 1 16 |

Ilustración 3-91: Asignación de los movimientos del mando de control.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Una vez que se hayan configurado los movimientos del mando, se procede a realizar la calibración del radio. Para ello, se deben mover los periféricos del mando, como los sticks, interruptores, hasta sus puntos máximos en todas las direcciones posibles. Esto permitirá que la controladora de vuelo (FC) guarde esta información sobre los rangos de movimiento del mando.

La calibración del radio es esencial para asegurar una respuesta precisa y consistente entre los movimientos del mando y las acciones del cuadricóptero. Una vez completada la calibración, se estará listo para proceder con otras configuraciones y ajustes necesarios para el vuelo.



Ilustración 3-92: Configuración del mando de control.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Sexto paso: Después de realizar la calibración del radio, se puede regresar a la sección "configuraciones" y seleccionar "full parameter tree". En el campo de búsqueda, se debe ingresar "RTL" para encontrar los parámetros relacionados con el return to launch (RTL) o regreso a casa.

Una vez localizados los parámetros RTL, se puede configurar el comportamiento del cuadricóptero cuando regrese a casa. Específicamente, se puede asignar una altura de vuelo para que el cuadricóptero mantenga mientras regresa a casa antes de finalizar su misión.

En este caso, se ha guardado la información de una altura de 70 metros en el parámetro RTL_ALT. Asegúrate de guardar los cambios realizados utilizando la opción correspondiente para que la configuración se aplique correctamente en la controladora de vuelo (FC).

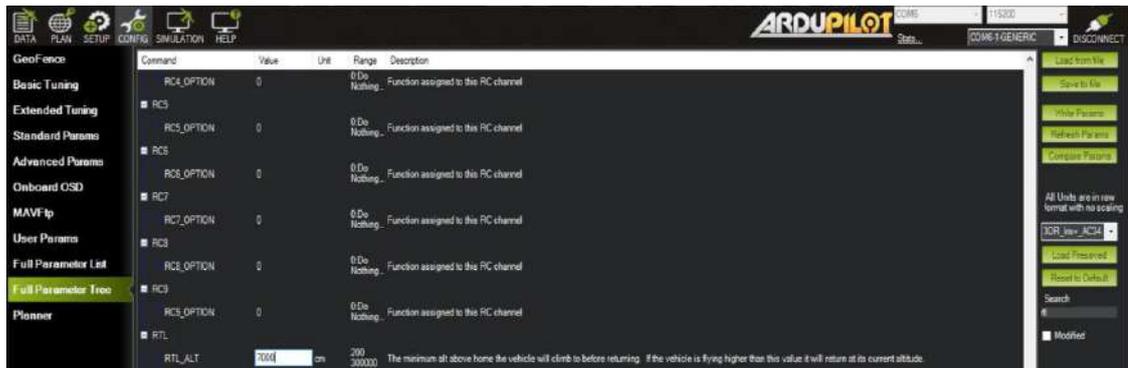


Ilustración 3-93: Configuración altura regreso a casa.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Además de configurar la altura de vuelo en el parámetro RTL_ALT, también es importante ajustar la velocidad de regreso del cuadricóptero. Para lograrlo, se puede establecer una velocidad de 14 m/s en el parámetro RTL_SPEED.



Ilustración 3-94: Configuración velocidad regreso a casa.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Después de configurar la velocidad de regreso, se debe regresar a la sección "setup" y seleccionar la opción "fail safe". En esta ventana de configuración, se debe activar la opción "enable always RTL" para asegurar que, en caso de pérdida de la señal de radio o una situación de emergencia, el cuadricóptero siempre regrese a casa (return to launch).

Es importante guardar la información en la controladora de vuelo (FC) después de realizar estos ajustes y configuraciones. Esto permitirá que las configuraciones de altura de vuelo, velocidad de regreso y el comportamiento de retorno a casa se apliquen correctamente en el sistema de vuelo.



Ilustración 3-95: Configuración parámetros regreso a casa

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Luego, se busca el parámetro "RC6_OPTION" en "full parameter tree" y se asigna el valor de 4 para permitir la comunicación RTL. Esto habilitará la función de retorno a casa en caso de pérdida de señal o emergencia.

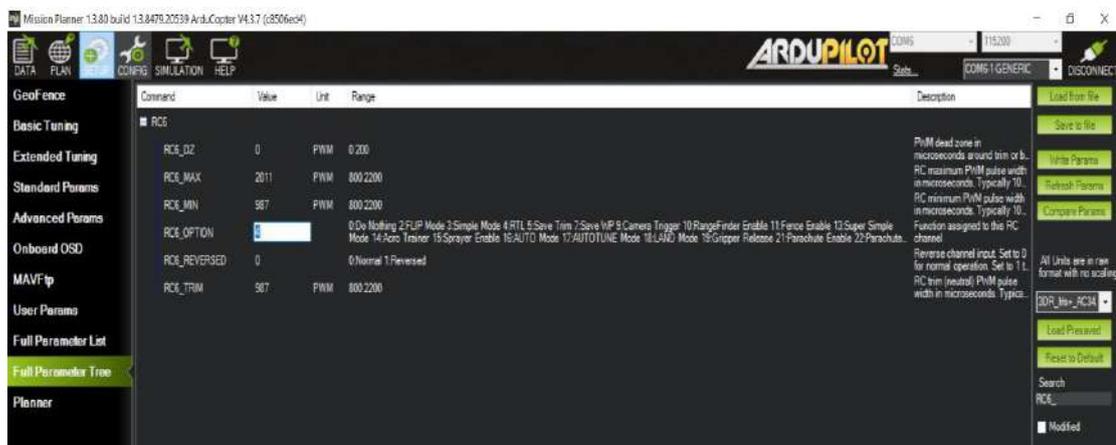


Ilustración 3-96: Configuración parámetros regreso a casa

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Séptimo paso: para configurar el modo de vuelo, se debe asignar un canal de salida del mando para dar la orden al UAV de seguir un vuelo preestablecido. Para ello, se accede a la sección "configuraciones" y se selecciona "full parameter tree". Luego, se busca el parámetro "FLT_MODE".

En el parámetro "FLTMODE_CH", se designa el canal del mando correspondiente. En este caso, se selecciona el CH8, que es el botón C de tres posiciones del mando, según se muestra en la tabla 2-C. Se debe ingresar el valor del canal en "FLTMODE_CH" para asignarlo adecuadamente.

Esta configuración permitirá controlar y cambiar los modos de vuelo del UAV utilizando el canal específico del mando. Asegúrate de guardar los cambios realizados para que la configuración se aplique correctamente en la controladora de vuelo (FC).

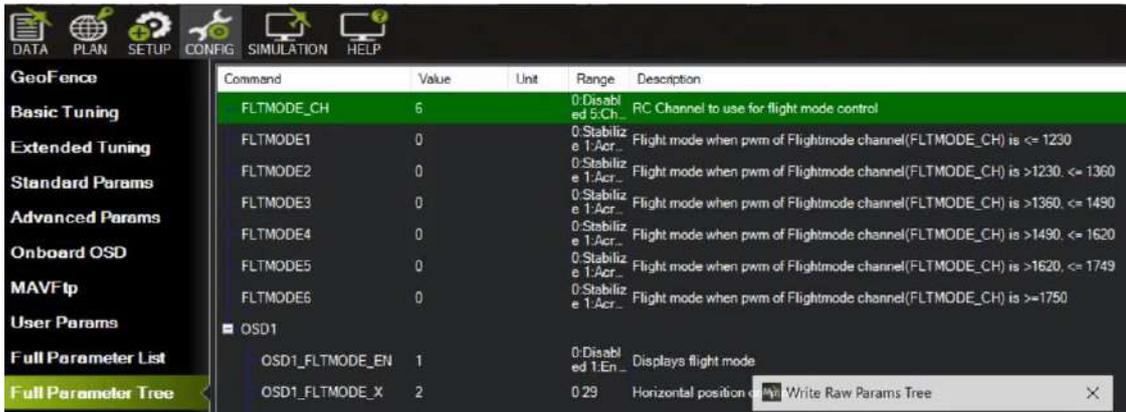


Ilustración 3-97: Configuración modos de vuelo.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Después de asignar el canal en el parámetro "FLTMODE_CH", se debe regresar a la sección "setup" y seleccionar la opción "flight modes". A continuación, se presiona el botón correspondiente al canal asignado anteriormente, en este caso, el botón C.

Al presionar el botón, se observará que el "flight mode" cambiará de ubicación. Esto permitirá asignar los modos de vuelo deseados. En este caso, se puede seleccionar el modo de vuelo 1 para "estabilize", el modo de vuelo 4 para "alt hold" y el modo de vuelo 6 para "auto", lo que permite mantener en cuadricóptero estable, altitud constante y cumplir una trayectoria preestablecida respectivamente.

Recuerda guardar la configuración después de asignar los modos de vuelo para que los cambios se apliquen correctamente en la controladora de vuelo (FC).

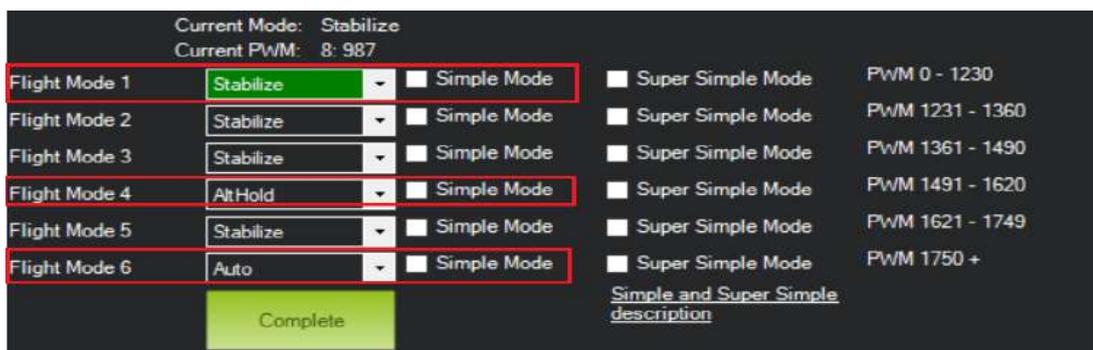


Ilustración 3-98: Configuración modos de vuelo.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Octavo paso: en la sección "configuraciones" y en el parámetro "RC5_OPTION" dentro de "full parameter tree", se ingresa el valor 153 para configurar el modo de armado del UAV. Esto permite iniciar o encender previamente los motores antes de volar.

Una vez que se haya ingresado el valor correspondiente en "RC5_OPTION", el modo de armado estará configurado adecuadamente en la controladora de vuelo (FC). Esto permitirá iniciar o encender previamente los motores antes de comenzar el vuelo.

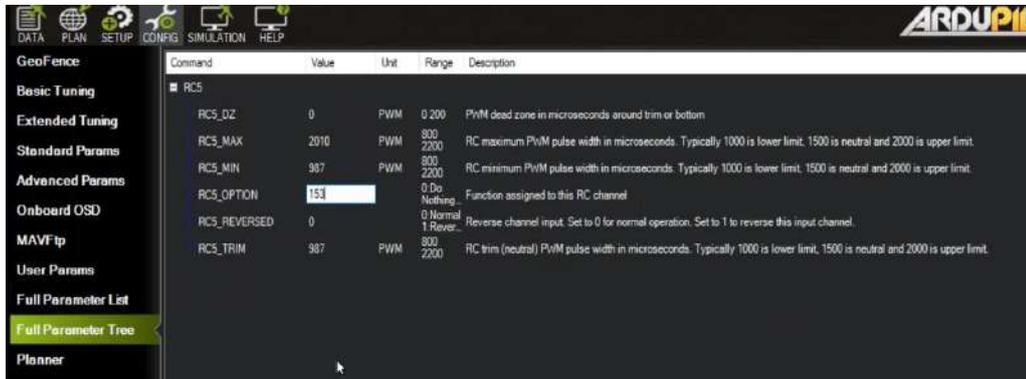


Ilustración 3-99: Configuración modos de vuelo armado.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Una vez completada la configuración, puedes dirigirte a la sección de "Data" y observar en el panel de telemetría cómo al presionar los botones de armado y modo de vuelo se reflejan sus funciones en pantalla. Esto te permitirá verificar visualmente que los comandos enviados desde el mando de control se están registrando correctamente en la controladora de vuelo (FC) y que las funciones asociadas se están activando según lo esperado. Es una forma efectiva de confirmar que la configuración realizada está funcionando correctamente antes de iniciar el vuelo.



Ilustración 3-100: Configuración modos de vuelo armado.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Noveno paso: es necesario configurar el compás del cuadricóptero, ya que este paso resulta crucial para calibrar adecuadamente dicho parámetro, permitiendo así que el UAV (Vehículo Aéreo no Tripulado) mantenga una brújula precisa, la cual le proporcionará información sobre su ubicación en relación al campo magnético de la Tierra. De esta manera, en caso de perder de vista al cuadricóptero, el piloto podrá proporcionar órdenes precisas sobre los movimientos que debe realizar para evitar colisiones o extravíos.

En este proceso, se recomienda que la calibración de la brújula se realice con el UAV al aire libre y lejos de cualquier fuente de interferencia magnética, como estructuras metálicas, mástiles de radio o teléfonos móviles. Una vez seleccionado el lugar adecuado, se procede a conectar la fuente de alimentación al UAV y a su vez conectar el ordenador con la FC (Controladora de Vuelo), estableciendo la comunicación con Mission Planner. A continuación, se accede a la opción "Setup" en el apartado de "Mandatory Hardware" y se selecciona "Compass". Una vez dentro de esta ventana, se presiona la opción "Start" para dar inicio al proceso de calibración.

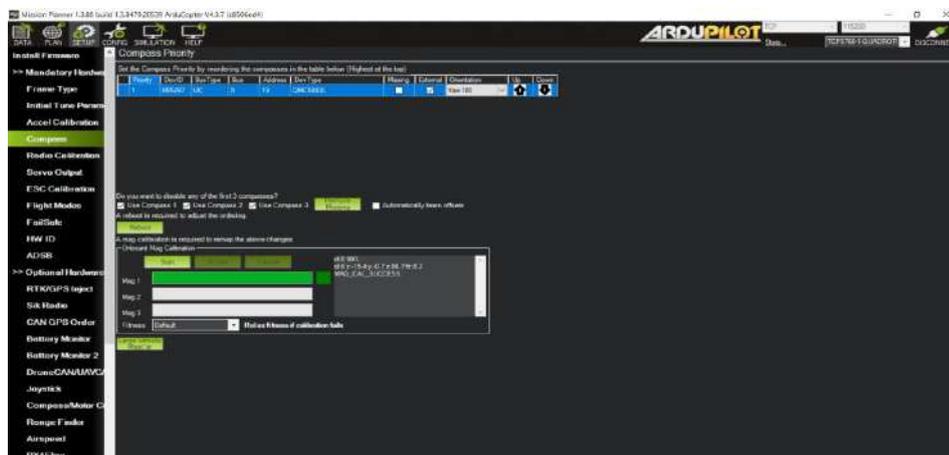


Ilustración 3-101: Calibración compass cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Durante la calibración, se deben realizar movimientos con el cuadricóptero dentro de su propio eje, siguiendo las indicaciones mostradas en la ilustración. Mientras se efectúan estos movimientos, se observará cómo el índice de lectura se va actualizando. Este procedimiento de movimientos se debe repetir tres veces hasta que Mission Planner muestre un mensaje de "completo", indicando que la calibración ha finalizado exitosamente.

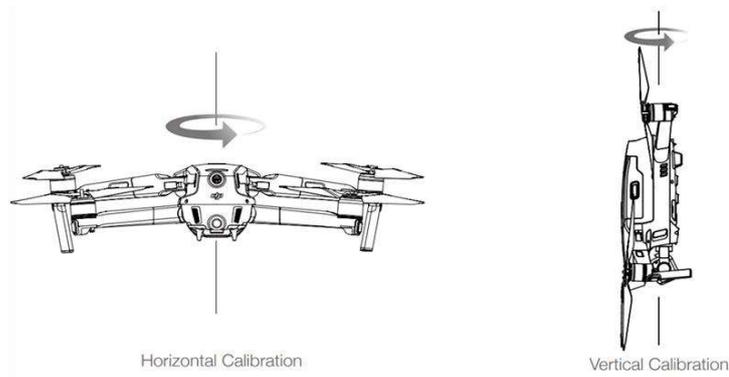


Ilustración 3-102: Calibración compass cuadricóptero.

Elaborado por: Cuyago, A, 2023.

3.11.1 Programación de la ESC

Para verificar que la ESC (controlador electrónico de velocidad) esté utilizando el firmware correspondiente, se debe acceder a la sección "configuraciones" y seleccionar "full parameter tree". Luego, se busca el parámetro "servo_dshot_esc".

En el parámetro "servo_dshot_esc", se asignará el valor correspondiente al firmware utilizado por la ESC. En este caso, se debe asignar el valor 1 para "BLHeli32". Esto asegurará que la ESC esté configurada para funcionar con el firmware adecuado y garantizará una comunicación correcta entre la controladora de vuelo (FC) y la ESC.

Es importante verificar y configurar correctamente el firmware de la ESC para garantizar un rendimiento óptimo y una respuesta adecuada de los motores durante el vuelo. Asegúrate de guardar la configuración después de realizar el cambio en el parámetro correspondiente.

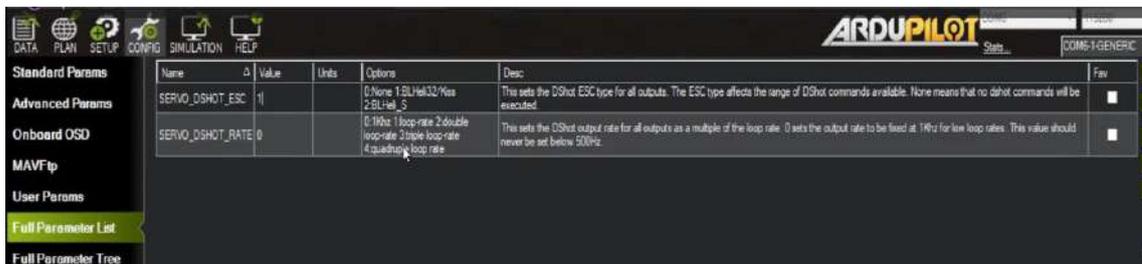


Ilustración 3-103: Configuración ESC.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

3.11.2 Configuración del sentido de giro de motores

Para la configuración de los motores, resulta fundamental identificar el tipo de frame del cuadricóptero a fin de conocer la numeración asignada y el orden requerido para los motores. En este estudio en particular, el frame corresponde al tipo "QUAD X". Por ende, es imprescindible asegurarse de que el sentido de giro de los motores en el cuadricóptero coincida con lo ilustrado. En caso de trabajar con otro tipo de UAV, es posible consultar la información sobre el frame en la página oficial de Ardupilot.

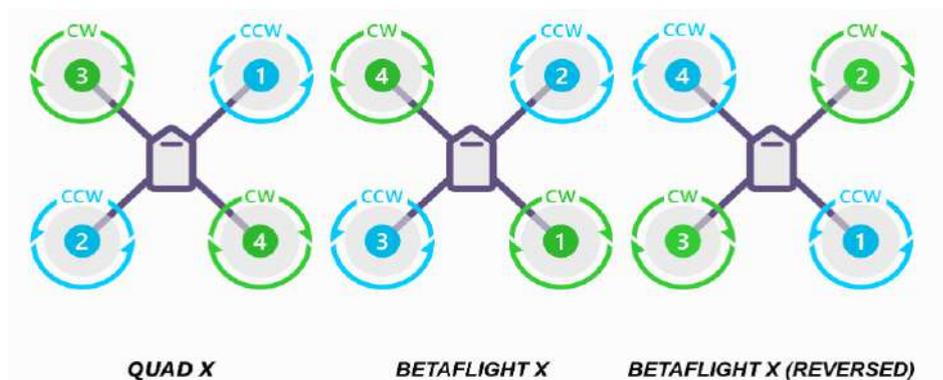


Ilustración 3-104: Identificación del sentido de giro de motores.

Fuente: ARDUPILLOT, 2023.

Para determinar el sentido de giro de los motores, se debe conectar la FC al ordenador y establecer la conexión con mission planner. Además, se debe conectar la fuente de alimentación, en este caso la batería LiPo. Una vez completados estos pasos, el usuario debe dirigirse a la opción "setup" en la pestaña de "optional hardware" y seleccionar "test motor". Se recomienda establecer una velocidad de prueba del 5% para el testeo. Una vez que se haya verificado el sentido de giro, el dron podrá volar de forma segura. En caso de que los motores no giren correctamente, se puede corregir invirtiendo la conexión de los motores con el ESC.



Ilustración 3-105: Configuración ESC.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

3.11.3 Configuración salida de video

Para esta etapa, se emplea un receptor FPV que cumple la función de recibir las señales de video del transmisor mediante radiofrecuencia, permitiendo su visualización en un monitor o sistema de visión. Un ejemplo de receptor FPV utilizado es el modelo ROTG02 UVC OTG 5.8G 150CH, el cual ofrece esta funcionalidad. Para utilizarlo, el piloto simplemente debe conectar este componente a un ordenador o teléfono móvil a través de la aplicación FUAV, que puede descargarse desde las descripciones del dispositivo.



Ilustración 3-106: Conexión ROTG02/salida de video.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

3.12 Simulador previo vuelo de ensayos piloto

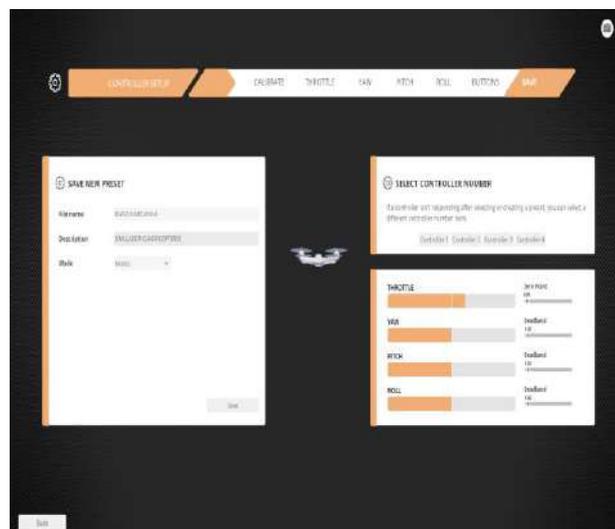


Ilustración 3-107: Simulador liftoff.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Después de completar la configuración del controlador de vuelo y la ESC con mission planner, es altamente recomendable que los pilotos sin experiencia en el manejo de UAV practiquen sus habilidades utilizando un simulador de vuelo como Liftoff. Este simulador puede ser instalado en cualquier ordenador y conectado al mando de control utilizado.

Practicar con un simulador de vuelo proporciona a los pilotos la oportunidad de familiarizarse con los controles, aprender los conceptos básicos del vuelo y adquirir experiencia en un entorno virtual y seguro. Esto les permitirá desarrollar habilidades de vuelo y ganar confianza antes de volar un UAV real.

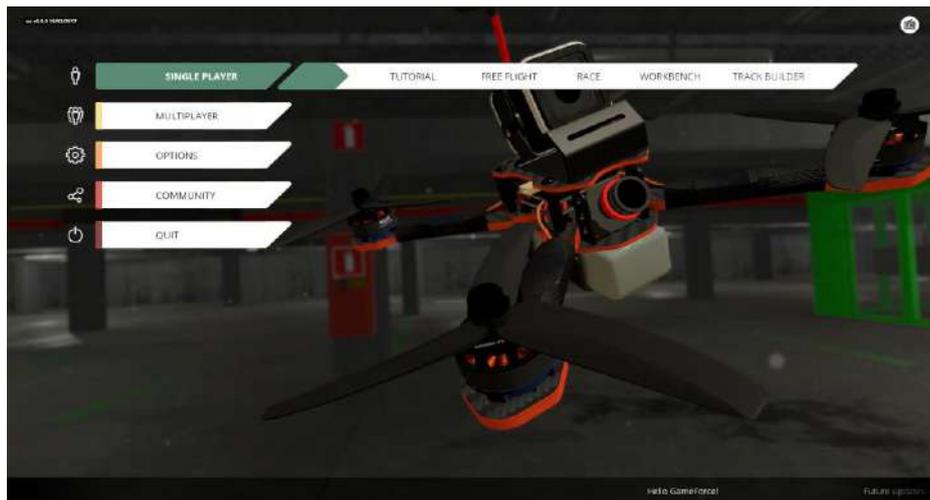


Ilustración 3-108: Simulador liftoff.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

CAPÍTULO IV

4. MONTAJE DEL CUADRICÓPTERO

4.1 Montaje del cuadricóptero parte estructural

En este apartado se detallan los pasos a realizar para el ensamblaje del cuadricóptero. Una vez finalizado el análisis del elemento crítico, se puede asegurar un diseño confiable en la vida real. Por lo tanto, el primer paso es ensamblar de manera general nuestro diseño en el software CAD, para tener una idea clara de todos los elementos que se deben adquirir para la etapa de ensamblaje. Para ello, se muestra un diagrama de procesos.

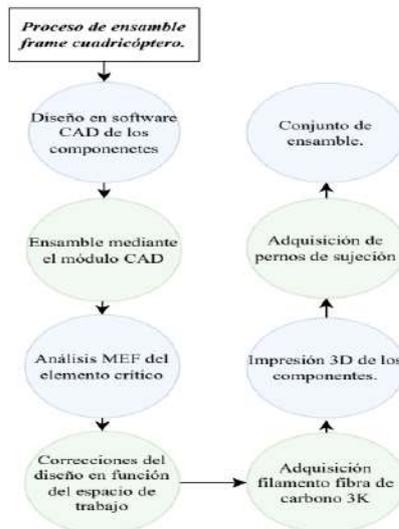


Ilustración 4-1: Diagrama de flujo del proceso de diseño frame cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

4.1.1 Impresión 3D de los componentes del frame

La impresión 3D ofrece la posibilidad de crear prototipos de componentes indispensables para el desarrollo de maquinarias. En el caso específico del estudio de los cuadricópteros, esta tecnología se convierte en una herramienta ideal para obtener los componentes que conforman el marco estructural una vez que han sido modelados correctamente.

Para lograrlo, se utiliza la impresión en material de fibra de carbono 3K, el cual cuenta con propiedades adecuadas para garantizar la resistencia y estabilidad necesarias en la estructura del dron. El filamento se debe extruir a una temperatura de 240 a 265 °C.

4.1.2 Herramientas necesarias para un correcto montaje

Debido a que el frame necesita de tornillería para la conexión de elementos, es necesario adquirir herramientas que permitan un ensamblaje adecuado. Entre estas herramientas se encuentran pinzas, destornilladores, destornilladores hexagonales, limas y otros utensilios que facilitarán el proceso de armado y lo harán más práctico.



Ilustración 4-2: Herramientas necesarias para el montaje del frame.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

4.1.3 Pasos para armar el frame del cuadricóptero.

El kit diseñado para el frame consta de una serie de componentes para la correcta distribución de los elementos eléctricos y electrónicos. La misma lista de materiales se puede apreciar en la sección de anexos que se proporciona en el documento de trabajo.

Primer paso: se deben colocar las tuercas de presión M3 en los brazos del cuadricóptero para asegurar una conexión segura con los bastidores inferior e intermedio. Para ello, es necesario utilizar un destornillador hexagonal M3 para apretar este componente y que quede instalado justo debajo de la superficie del brazo.



Ilustración 4-3: Instalación de tuerca de presión M3 en brazos cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Segundo paso: Generar la conexión del brazo del cuadricóptero con el bastidor inferior. Para ello, es necesario colocar la vista superior con detalle del agujero avellanado M8, que permitirá la futura conexión con los motores sin escobillas. El bastidor inferior utilizará arandelas cónicas junto con tornillos hexagonales M3x10, los cuales servirán como soporte para la estructura del armazón.



Ilustración 4-4: Conexión brazos cuadricóptero con bastidor inferior.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Tercer paso: Durante la instalación del tercer brazo con el bastidor inferior, se debe conectar de manera uniforme la llave de seguridad o conector del brazo. Este elemento se encarga de proporcionar estabilidad y evitar que los brazos giren alrededor del eje de los tornillos M3x10 debido a las vibraciones.



Ilustración 4-5: Conexión brazos cuadricóptero con conector brazo.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Cuarto paso: Deben colocarse las tuercas de presión M3 en la cara avellanada del bastidor intermedio.

Quinto paso: Se debe decidir qué distribución de agujeros se utilizará en el bastidor inferior para la tarjeta controladora de vuelo. Es importante tener en cuenta que existen dimensiones de 20x20 y 30x30 en el mercado. Una vez seleccionada, los tornillos de cabeza avellanada M3x25 deben colocarse en la cara inferior del bastidor intermedio y asegurarse con tuercas de sujeción en la parte superior.

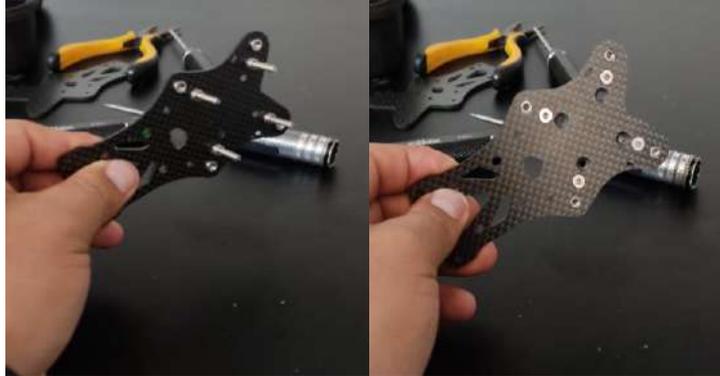


Ilustración 4-6: Instalación componentes de unión en el bastidor intermedio.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Sexto paso: Se debe unir el bastidor inferior ensamblado con los brazos y el conector al bastidor intermedio. Al hacerlo, se debe tener en cuenta que la cara avellanada del bastidor intermedio será la vista superior. Además, la conexión con el bastidor inferior se realiza utilizando arandelas cónicas M3 y tornillos hexagonales M3x16.



Ilustración 4-7: Ensamble bastidor inferior y bastidor intermedio.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Séptimo paso: Es necesario identificar los elementos que componen el bastidor superior. Para realizar el ensamblaje, se debe conectar el bastidor superior con los separadores hexagonales utilizando tornillos M3x10. Para obtener información más detallada sobre la tornillería, se recomienda consultar la sección de anexos.



Ilustración 4-8: Componentes con relación al bastidor superior.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Octavo paso: Se deben unir el bastidor superior al ensamblaje del bastidor inferior para completar el armado del frame. En este paso, se debe asegurar de colocar las placas laterales para la cámara, las cuales se unirán perfectamente gracias a las ranuras presentes en cada bastidor. No se debe olvidar colocar la abrazadera del bastidor inferior, la cual es opcional.



Ilustración 4-9: Conexión abrazadera y placas laterales.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.



Ilustración 4-10: Ensamble general frame.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

4.2 Montaje de la parte eléctrica y electrónica.

Una vez se han seleccionado los componentes electrónicos que formarán parte del cuadricóptero, se inicia el proceso de realizar las conexiones necesarias. Para llevar a cabo esta tarea, se utiliza un diagrama de conexiones que se encuentra disponible en la sección de anexos para su consulta.

4.2.1 Herramientas para el montaje eléctrico y electrónico

Dentro de este ámbito, se requiere de herramientas adicionales para llevar a cabo las conexiones necesarias. Con ese propósito, se proporciona una breve lista de herramientas recomendadas.

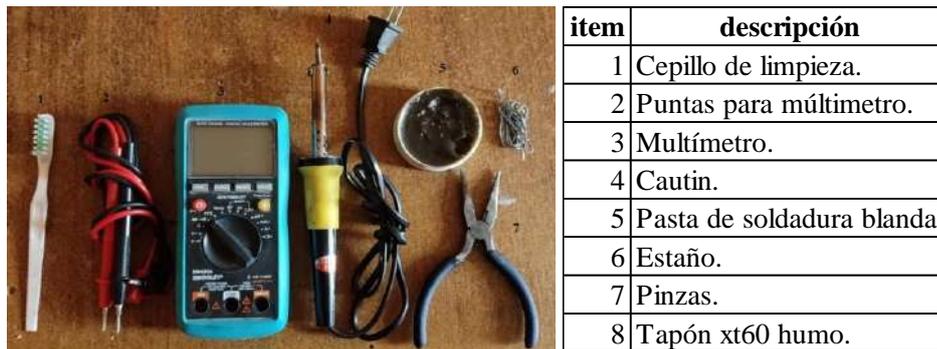


Ilustración 4-11: Herramientas para la conexión electrónica.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

4.2.2 Transmisión y recepción asincrónica universal

La sigla en inglés UART hace referencia al Universal Asynchronous Receiver Transmitter, el cual representa el número de salidas o puntos de conexión que ofrece una controladora de vuelo, como en el caso de la Matek F405-TE, para establecer comunicación con otros componentes como telemetría, OSD, control de VTX, GPS, entre otros.

Cada UART consta de dos pines: TX, utilizado para transmitir datos, y RX, utilizado para recibirlos. El número de UART varía en función del tipo de procesador y de la placa base en la que se encuentra montado.

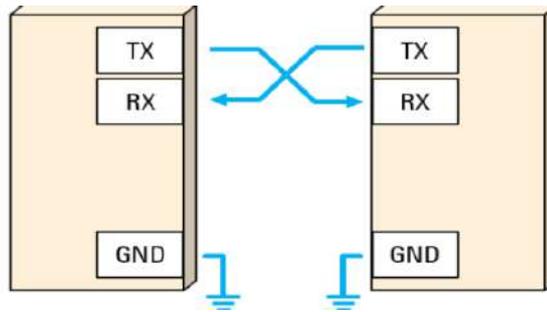


Ilustración 4-12: Transmisión de datos por UART.

Fuente: Rohde & Schwarz España, S.A., 2023.

4.2.3 Montaje y conexión de la ESC con los motores brushless

El ESC 4-1 contribuye a mejorar la distribución del espacio del cuadricóptero. Para lograrlo, se establece la conexión con los motores mediante una soldadura precisa y segura utilizando cautín y estaño. Es fundamental garantizar una correcta conexión y evitar prolongar el contacto de la punta del cautín con el ESC, ya que las altas temperaturas podrían ocasionar daños en el componente.

Las salidas de la ESC, se muestra a continuación:

- NC: ninguna salida.
- BAT: puerto de monitoreo de voltaje de la batería con el voltaje de la batería se conecta al puerto de monitoreo de voltaje de la batería en el controlador de vuelo.
- CRT: puerto de monitoreo de amperios con un amperaje de 11,75 mV/A se conecta al puerto de monitoreo de amperios en el controlador de vuelo.
- GND: cable de tierra.
- 5V: puerto de salida de alimentación de 5V. Para FC, cámara, luz LED de 5 V, etc.
- S1-4: puertos de entrada de señal del acelerador. El puerto S1 es para ESC M1, S2 es para M2, S3 es para M3 y S4 es para M4.
- Entrada de alimentación : punto de soldadura de entrada de alimentación.
- Telemetría: puerto de datos de telemetría 4ini.
- VCC : puerto de monitoreo de voltaje de la batería.



Ilustración 4-13: Conexión ESC con motores brushless.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Un punto crucial consiste en llevar a cabo pruebas de control de las conexiones con cada avance de conexión, a fin de corregir posibles etapas erróneas. Para lograrlo, se requiere utilizar un conector XT-60 tapón de humo, el cual posibilitará el cierre del circuito, siempre y cuando no se presente sobrecarga. Una vez que el circuito se haya cerrado, se podrán percibir sonidos provenientes de los motores, lo cual indicará una conexión correcta.

4.2.4 Conexión ESC con la controladora de vuelo

Al concluir la primera etapa de conexión, se procede a la siguiente etapa que implica la conexión de la controladora de velocidad electrónica (ESC) con la controladora de vuelo (FC). Para lograr esta comunicación, se utilizan los diagramas presentes en las fichas técnicas, los cuales permiten identificar dos tipos de conexiones distintas.

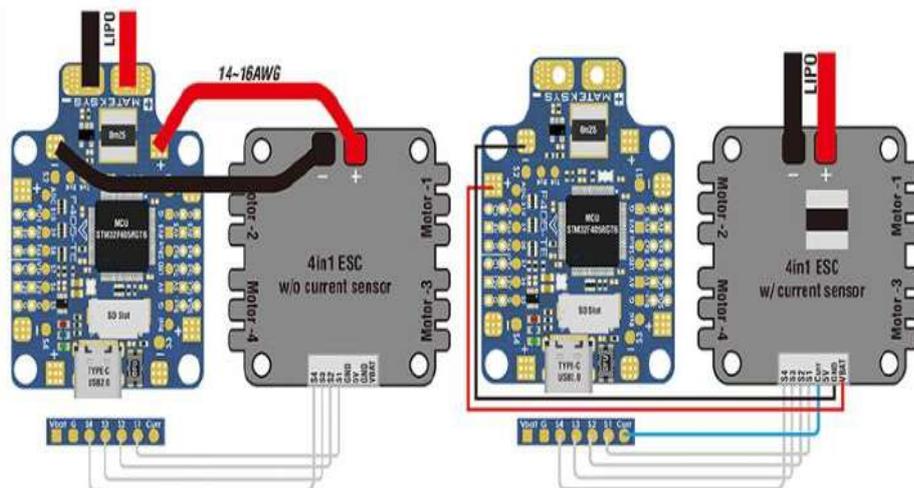


Ilustración 4-14: Conexión ESC con la controladora de vuelo.

Fuente: Mateksys, 2023.

La ESC 4-1 está equipada con una ranura de conexión que utiliza un cable JLF-H. Una vez identificadas las salidas, se procede a conectarla a la FC utilizando cautín, estaño y pasta de soldadura blanda. Además, es importante en este punto conectar la alimentación mediante un cable de calibre 14 a 16 AWG. De esta forma, la alimentación se conectará a la entrada de los ESC individuales, tal como se muestra en la figura adjunta. A continuación, se resumen las demás conexiones en la siguiente tabla:

Tabla 4-1: Conexión entre ESC 4-1 con la FC.

| ESC 4-1 | FC |
|---------|-----------|
| 1 | S1 |
| 2 | S2 |
| 3 | S3 |
| 4 | S4 |
| Polo + | ESC 2 (+) |
| Polo - | ESC 2 (-) |
| Crt | Cwt |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

4.2.5 Conexión controladora de vuelo y la salida de video.

Es fundamental realizar comprobaciones exhaustivas con cada conexión. Para ello, se puede utilizar un multímetro y verificar que no haya continuidad en los puntos de soldadura cercanos entre sí. Además, se recomienda realizar la conexión a la fuente de alimentación utilizando un conector de humo XT-60. En este punto, se utiliza el diagrama proporcionado por la FC en la sección 3.8.1.1 Layout controlador de vuelo Matek F405-TE. para proceder con la conexión de la VTX y la cámara, las cuales serán responsables de proporcionar la salida de video.

Tabla 4-2: Conexión FC con salida de video analógico.

| Cámara | FC |
|--------|-----|
| 12V | 12V |
| GND | G |
| Video | C1 |

| VTX/RUSH | FC |
|----------|---------|
| GND | G |
| Volt | 12 volt |
| video | VTx |
| Rx | TX6 |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

4.2.6 Conexión controladora de vuelo y GPS

En la ilustración proporcionada "Layout controlador de vuelo Matek F405-TE", se puede observar que la conexión con el GPS está designada para los UARTS, SDA, SCL, TX5, RX5, 4V5 y G. Es relevante tener en cuenta que todos los módulos GPS cuentan con estas salidas para su conexión.

Tabla 4-3: Conexión FC con GPS.

| GPS | FC |
|-----|-----|
| SDA | SDA |
| SCL | SCL |
| RXD | TX5 |
| TXD | RX5 |
| VCC | 4V5 |
| GND | G |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Descripción de las señales

- SCL: es la línea de los pulsos de reloj que sincronizan el sistema (System Clock).
- SDA: es la línea por la que se mueven los datos entre los dispositivos (System Data).



Ilustración 4-15: Pines de conexión GPS.

Realizado por: Cuyago, A,2023.

4.2.7 Conexión controladora de vuelo y receptor TBS.

Para realizar las conexiones de los elementos no indicados en la sección "Layout controlador de vuelo Matek F405-TE", solo es necesario tener en cuenta los UART disponibles, es decir, las salidas que están libres.

En este caso, se seleccionaron las salidas del UART 2, que incluyen RX2, TX2, G y 5 voltios. Al seleccionar las salidas, es importante verificar las especificaciones del componente en cuanto al suministro de energía. Por ejemplo, si el receptor TBS solo soporta 5 V, se debe buscar un UART que proporcione ese valor.

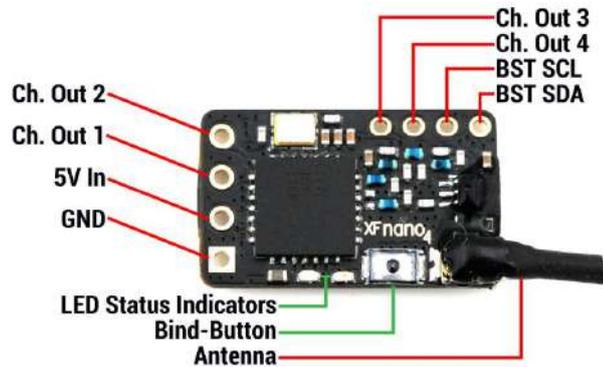


Ilustración 4-16: Pines de conexión receptor TBS.

Fuente: TBS CROSSFIRE Nano RX, 2021.

| Receiver pin | Output type Nano RX | Default |
|--------------|--|------------|
| 1 | PWM CH1 (PWM Ch1 to 12), PPM, RSSI, LQ, RSSI/LQ, SBUS, n.i. SBUS, CRSF TX, MAVLink TX, SmartAudio*, DSMX | CRSF TX |
| 2 | PWM CH2 (PWM Ch1 to 12), RSSI, LQ, RSSI/LQ, CRSF RX, MAVLink RX | CRSF RX |
| 3 | PWM CH3 (PWM Ch1 to 12), RSSI, LQ, RSSI/LQ, CRSF RX, MAVLink RX | PWM Ch. 3 |
| 4 | PWM CH4 (PWM Ch1 to 12), RSSI, LQ, RSSI/LQ, SBUS, n.i. SBUS, CRSF TX, MAVLink TX, SmartAudio*, DSMX | SmartAudio |
| 5 (BST) | PWM CH5 (PWM Ch1 to 12), RSSI, LQ, RSSI/LQ, BST SCL | BST SCL |
| 6 (BST) | PWM CH6 (PWM Ch1 to 12), RSSI, LQ, RSSI/LQ, BST SDA | BST SDA |

Ilustración 4-17: Conexión receptor TBS con FC.

Fuente: TBS CROSSFIRE Nano RX, 2021.

Una vez finalizadas todas las conexiones eléctricas y electrónicas, es necesario proceder a verificar minuciosamente. Se debe realizar una revisión exhaustiva para evitar cualquier conexión defectuosa en las uniones de soldadura o interacciones no deseadas entre el cableado, lo cual podría resultar en daños a los componentes. Al igual que en las etapas anteriores, se recomienda conectar la fuente de alimentación utilizando un conector de humo XT-60 para realizar una verificación adicional.

4.3 RESULTADOS

4.4 Pruebas de vuelo del cuadricóptero

Una vez finalizada la fase de construcción tanto mecánica como electrónica del cuadricóptero, se llevan a cabo pruebas de vuelo para verificar su funcionamiento en el entorno correspondiente. De esta manera, se pueden validar los requisitos establecidos en la fase propuesta por la voz del usuario en la matriz de calidad QFD.

4.4.1 Prueba de vuelo con una batería LiPo 6s

El piloto debe colocar el dron en una superficie plana, preferiblemente. Una vez que haya completado este paso, deberá conectar la batería LiPo y encender el control remoto. En este punto, se establecerá la conexión entre el control remoto y el receptor del dron. A continuación, el piloto presionará el botón de armado y se podrá observar el movimiento de los cuatro motores. Una vez completado el proceso de inicio, el cuadricóptero comenzará a volar bajo el control del piloto, obteniendo los siguientes resultados.

- Se establece una conexión estable entre el mando y el controlador de vuelo, sin experimentar interferencias ni pérdida de señal por parte del receptor. Además, se observa que el dron tiene una amplia distancia de vuelo, alcanzando un valor de 100 m en todas las direcciones.
- En la prueba, se comprueba que una batería LiPo 6S proporciona una autonomía de vuelo de 7 minutos, validando así los cálculos teóricos que arrojaban una duración total de 7 minutos con 2 segundos.
- Durante la prueba, se aprecian movimientos de estilo libre ejecutados con gran precisión por parte del cuadricóptero, lo cual valida su estructura aerodinámica. Además, se alcanza un alcance de movimiento rectilíneo de 100 m de altura.
- Durante la prueba de vuelo, se verifica la conexión del cuadricóptero utilizando Mission Planner como mando de estación de tierra. Además, se cumplen vuelos programados de estabilidad y regreso a casa, lo que valida las futuras aplicaciones que se pueden realizar con una controladora de vuelo de código abierto.
- Durante la prueba de vuelo, se verifican los datos a través de la información proporcionada por el cuadricóptero mediante telemetría, validando así los datos registrados anteriormente.

- Durante la prueba, se observaron vientos de altas velocidades en la ciudad de Riobamba. A pesar de esto, el cuadricóptero demostró una respuesta aerodinámica favorable, volando sin ninguna dificultad.

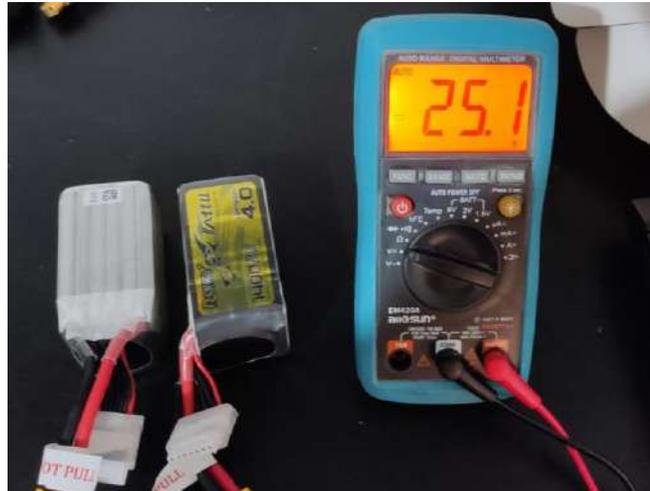


Ilustración 4-18: Valores de voltaje ideal LiPo.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.



Ilustración 4-19: Prueba de vuelo con una batería LiPo.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.



Ilustración 4-20: Primera prueba de vuelo cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.



Ilustración 4-21: Salida de información por mission planner.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.



Ilustración 4-22: Mensaje de advertencia de vuelo.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

4.4.2 Prueba de vuelo con conexión en paralelo de dos baterías LiPo 6s

Durante la primera prueba de vuelo, se constató que no fue posible cumplir con el requerimiento establecido por el usuario de una autonomía mínima de vuelo de 8 minutos. Como solución, se tomó la decisión de realizar la conexión en paralelo de dos baterías LiPo 6S con el propósito de mejorar la autonomía mencionada. A continuación, se presentan los resultados obtenidos:

- Se establece una conexión estable entre el mando y el controlador de vuelo, sin experimentar interferencias ni pérdida de señal por parte del receptor. Además, se observa que el dron tiene una amplia distancia de vuelo, alcanzando un valor de 100 m en todas las direcciones.
- Durante la prueba de vuelo, se observa que la conexión en paralelo de dos baterías LiPo 6S proporciona una autonomía de vuelo de 14 minutos; sin embargo, se recomienda mantener el vuelo en 13 minutos para evitar alcanzar el voltaje mínimo de la batería, lo que podría provocar una disminución en su vida útil. Con esto en claro, se cumple con el requerimiento establecido por el usuario.
- Durante la prueba de vuelo, se verifica la conexión del cuadricóptero utilizando Mission Planner como mando de estación de tierra. Además, se cumplen vuelos programados de estabilidad y regreso a casa, lo que valida las futuras aplicaciones que se pueden realizar con una controladora de vuelo de código abierto.
- Durante la prueba de vuelo, se verifican los datos a través de la información proporcionada por el cuadricóptero mediante telemetría, validando así los datos registrados anteriormente.
- Durante la prueba, se observaron vientos de altas velocidades en la ciudad de Riobamba. A pesar de esto, el cuadricóptero demostró una respuesta aerodinámica favorable, volando sin ninguna dificultad.

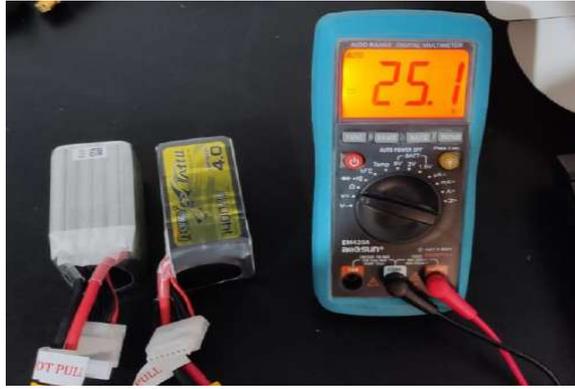


Ilustración 4-23: Valor de voltaje ideal antes del vuelo LiPo.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.



Ilustración 4-24: Conexión en paralelo batería LiPo.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.



Ilustración 4-25: Segundo vuelo cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

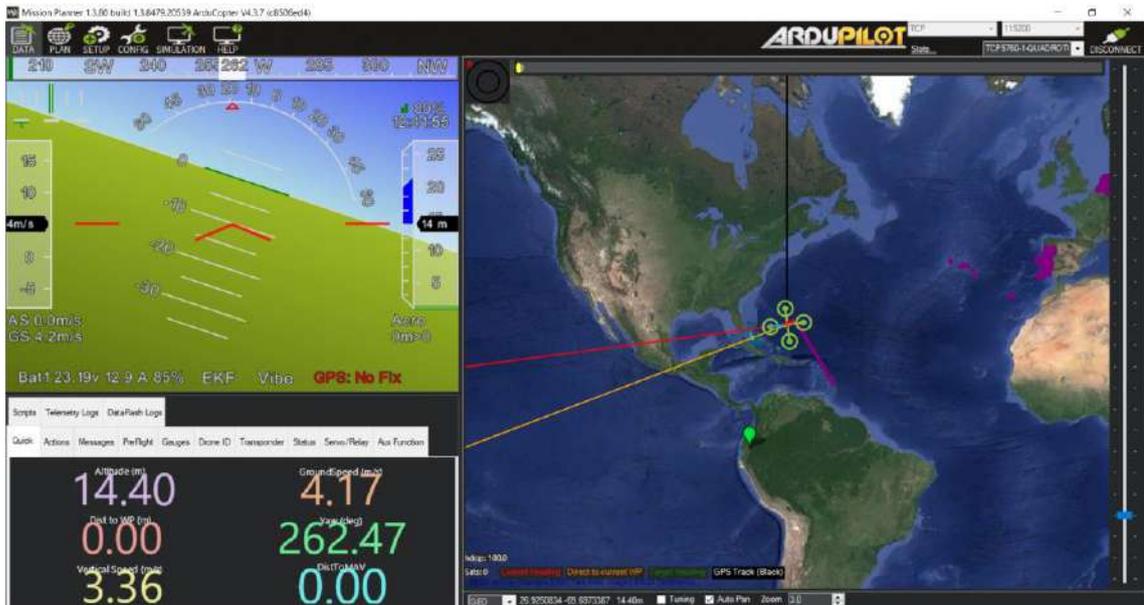


Ilustración 4-26: Altura de vuelo 14 metros en modo de vuelo ACRO.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

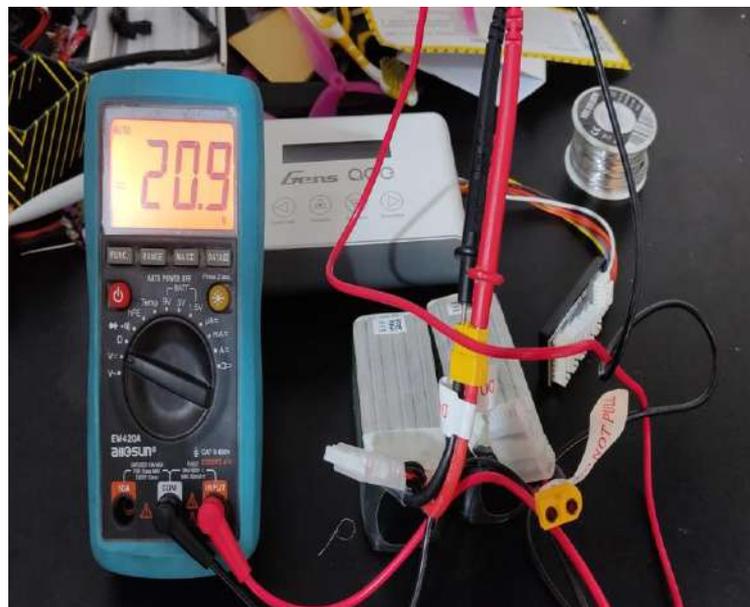


Ilustración 4-27: Voltaje mínimo después de prueba de vuelo.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

4.5 Análisis de costos

4.5.1 Costos directos

Se detalla los costos de los componentes y materiales para la construcción del UAV's.

4.5.1.1 Costos de los elementos electrónicos.

Tabla 4-4: Costos componentes electrónicos.

| Componente | Nombre mercado | Precio unitario | Cantidad | Precio total |
|----------------------|--|-----------------|----------|--------------|
| Controlador de vuelo | Matek F405-TE | 95 \$ | 1 | 95 \$ |
| Motores brushless | T-Motor V2 V2207-1950KV | 23 \$ | 4 | 92 \$ |
| Hélices CW | Hélices tripalas 51x36 | 5 \$ | 2 | 10 \$ |
| Hélices CCW | Hélices tripalas 51x36 | 5 \$ | 2 | 10 \$ |
| ESC | 65A 3-6S BLHELI32 4IN1 ESC | 115 \$ | 1 | 115 \$ |
| Batería LiPo | Tattu r-line version 4.0 1400mAh 6S1P 130C LiPo battery | 65 \$ | 2 | 130 \$ |
| Cargador balanceador | Gens Ace Imars III PRO 100W 10A AC Smart Balance Battery Charger | 65 \$ | 1 | 65 \$ |
| Radio control | TBS Tango 2 FPV RC Radio Controller | 250 \$ | 1 | 250 \$ |
| VTX | Rush FPV RUSH TANK II Ultimate 5.8GHz VTX w/ Smart Audio | 35 \$ | 1 | 35 \$ |
| Cámara | Caddx ratel 2 micro starlight 1200TVL low latency FPV camera | 30 \$ | 1 | 30 \$ |
| Antena FPV | Foxeer 5.8g lollipop 4 plus 2.6dbi omni antena 2pcs - sma 100mm rhcp teal | 30 \$ | 1 | 30 \$ |
| Antena TBS | TBS crossfire nano RX (se) w/ immortal t v2 antena | 45 \$ | 1 | 45 \$ |
| Receptor FPV | Receptor sky droid 5.8ghz OTG dual antenna FPV receiver for android smartphone | 25 \$ | 1 | 25 \$ |
| Módulo GPS | Pyrodrone BN-880 flight control GPS module w/ compass | 35 \$ | 1 | 35 \$ |
| Total | | | | 967 \$ |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

4.5.1.2 Costos componentes mecánicos

Tabla 4-5: Costos componentes mecánicos.

| Ítem | Componente | Precio unitario | cantidad | precio total |
|-------|--|-----------------|----------|--------------|
| 1 | Impresión 3D | 65 \$ | 1 | 65 \$ |
| 2 | Kit surtido de tuercas de rosca hexagonal M3 | 22 \$ | 1 | 22 \$ |
| Total | | | | 87 \$ |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

4.5.1.3 Costos equipos y herramientas

Tabla 4-6: Costos de equipos y herramientas.

| Ítem | Componente | Precio unitario | Cantidad | Precio total |
|-------|--|-----------------|----------|--------------|
| 1 | Pinzas | 2.5 \$ | 1 | 2.5 \$ |
| 2 | Destornillador estrella | 1 \$ | 1 | 1 \$ |
| 3 | Juego de destornillador hexagonal 2-2.5-3-5.5 mm | 9.5 \$ | 1 | 9.5 \$ |
| 4 | Cautín | 10 \$ | 1 | 10 \$ |
| 5 | Multímetro | 35 \$ | 1 | 35 \$ |
| 6 | 3m de estaño | 2 \$ | 1 | 2 \$ |
| 7 | Pasta de soldar | 3.5 \$ | 1 | 3.5 \$ |
| 8 | Tapón XT-60 | 12 \$ | 1 | 12 \$ |
| 9 | Tubo termorretráctil | 5 \$ | 1 | 5 \$ |
| 10 | Cepillo para limpieza | 1 \$ | 1 | 1 \$ |
| Total | | | | 81.5 \$ |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

4.5.1.4 Costos totales directo

Tabla 4-7: Costo total directo.

| Descripción | Costo total |
|-----------------------------------|-------------|
| Costos componentes electrónicos. | 967 \$ |
| Costos componentes mecánicos | 87 \$ |
| Costos de equipos y herramientas. | 81.5 \$ |
| Total | 1135.5 \$ |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

4.5.2 Costos indirectos

Tienen una influencia indirecta en el prototipo, abarcando el costo ingenieril y un valor que cubra cualquier imprevisto.

Tabla 4-8: Costo total indirecto.

| Descripción | Costo total |
|------------------------|--------------------|
| Costo ingenieril (10%) | 113.55 \$ |
| Imprevistos (25%) | 283.875 \$ |
| Transporte | 10 \$ |
| Total | 407.43 \$ |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

4.5.3 Costos totales

Representa de la suma de los costos directos más los costos indirectos; el resultado sería el valor que tendrá la construcción de un UAV's tipo cuadricóptero.

Tabla 4-9: Costo totales.

| Descripción | Costo total |
|--------------------|--------------------|
| Costo directo | 1135.5 \$ |
| Costo indirecto | 407.43 \$ |
| Total | 1542.93 \$ |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

CAPÍTULO V

5.CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 Conclusiones

- La guía técnica desarrollada para la construcción de un UAV tipo cuadricóptero ha sido validada de manera exitosa a través de simulaciones y pruebas de vuelo reales. Estos resultados han confirmado la efectividad del enfoque propuesto, abarcando desde el análisis mecánico hasta la fase eléctrica y electrónica del proyecto.
- Para garantizar la resistencia estructural del cuadricóptero, se llevó a cabo un estudio de las propiedades de varios materiales. Tras un análisis meticuloso, se llegó a la conclusión de que el uso de fibra de carbono tipo 3K sería la opción más adecuada para la construcción de las distintas partes del UAV mediante impresión 3D. La fibra de carbono, al ser un material compuesto, ofrecía las características necesarias para cumplir con los requisitos de resistencia y ligereza necesarios para el funcionamiento óptimo del cuadricóptero.
- El brazo del cuadricóptero fue identificado como el elemento más crítico de la estructura, y para asegurar su diseño óptimo, se realizó un análisis utilizando el Método de Elementos Finitos (MEF). Los resultados obtenidos fueron validados mediante un estudio de calidad de mallado por convergencia y un cálculo manual. Los resultados de ambas metodologías coincidieron, lo que proporciona un alto grado de confianza en la precisión de los datos obtenidos.
- Específicamente, se observó que para un tamaño de malla de 1.5 a 0.65 mm, se obtuvo un valor constante de deformación máxima de 0.2514 mm utilizando ANSYS, en comparación con el cálculo analítico que arrojó una deformación máxima de 0.244 mm. Esta consistencia en los resultados valida la precisión del análisis por MEF y demuestra la fiabilidad del modelo propuesto para el diseño del brazo del cuadricóptero.

- El estudio aerodinámico del modelo de cuadricóptero se realizó mediante dos teorías: la teoría de cantidad de movimiento (TCM) y la teoría de elemento de pala o hélice (TEP), relacionadas entre sí para determinar el consumo de potencia mínima en distintos puntos de vuelo. A través de la TEP, se observó un crecimiento inicial significativo en la potencia, alcanzando 774 W que se debe al vencimiento de la resistencia al inicio del vuelo, pero con el aumento de la velocidad angular, la potencia requerida disminuyó a 350 W. Para lograr un vuelo estable con consumo de potencia óptimo, se trabajó con velocidades angulares estables de aproximadamente 1500 rad/s, manteniendo un consumo de potencia de alrededor de 403 W.
- El estudio aerodinámico mediante la TCM y la TEP proporcionó información crucial para la selección adecuada de los motores. Inicialmente, se optó por el motor V2 2207-2250 KV, con una potencia de 545 W, que permitía la conexión con baterías LiPo 4S. Sin embargo, tras calcular la autonomía, se determinó un tiempo máximo de vuelo de 4 minutos, lo que llevó a reemplazar las baterías por LiPo 6S, con un voltaje más alto. Esta modificación implicó cambiar el modelo de motor por un V2 2207-1950 KV, con una potencia de 804 W, asegurando una autonomía de vuelo de 7 minutos y garantizando la seguridad ante los picos de alta potencia que se presentan al encender el cuadricóptero. Este ajuste en la selección de motores y baterías fue esencial para mejorar el rendimiento y eficiencia del cuadricóptero, proporcionando una experiencia de vuelo más prolongada y confiable.
- Los vuelos de largo alcance llevados a cabo con el cuadricóptero han superado las expectativas, alcanzando una autonomía de 14 minutos, lo cual excede el tiempo planteado inicialmente por los requerimientos del usuario. Esto demuestra la calidad y la eficiencia de la implementación realizada, así como el cumplimiento del objetivo principal propuesto.
- Se implementó un control efectivo del cuadricóptero utilizando Mission Planner, obteniendo resultados positivos en los vuelos programados a través de la controladora de vuelo F405-TE. Las funciones de armado, regreso a casa y punto estable demostraron su eficacia y confiabilidad, contribuyendo significativamente al éxito de las operaciones del cuadricóptero.

- La utilización de código abierto del controlador de vuelo F405-TE en conjunto con la interfaz de la estación de control de tierra brindó numerosas posibilidades para la planificación de trayectorias, permitiendo una mayor flexibilidad y adaptabilidad en las misiones del cuadricóptero. Esta combinación de herramientas facilitó la personalización y optimización de las operaciones de vuelo, lo que representa un avance significativo en el campo de los vehículos aéreos no tripulados.
- Mission Planner, junto con las funcionalidades de la controladora de vuelo y la terminal de la estación de control de tierra, ha demostrado ser un enfoque altamente efectivo para el control y planificación de vuelos del cuadricóptero. Los resultados favorables obtenidos en esta investigación abren un gran número de oportunidades para la aplicación de esta tecnología en diversas áreas, potenciando el uso de UAVs en tareas de mapeo, vigilancia, inspección y muchas otras aplicaciones en el ámbito aeroespacial. Este trabajo contribuye al crecimiento y la mejora continua de la industria de los vehículos aéreos no tripulados, promoviendo el desarrollo de soluciones innovadoras y de código abierto para futuros proyectos y exploraciones en este campo en constante evolución.
- Con la creación y desarrollo de la guía técnica, se ofrece un manual detallado con pasos precisos que permiten a las personas interesadas construir, modificar y mejorar sus propios UAVs. Esta guía abarca todos los aspectos, desde el ámbito estructural hasta la parte de comunicación mediante la programación del controlador de vuelo. De esta manera, se fomenta y facilita el desarrollo y construcción de esta tecnología dentro del país, proporcionando una base sólida para la innovación y el avance en el campo de los vehículos aéreos no tripulados. Con esta guía, los entusiastas, investigadores y desarrolladores podrán adentrarse en el mundo de los UAVs, adaptando y mejorando el diseño según sus necesidades y requerimientos específicos. Además, al promover la construcción interna de esta tecnología, se impulsará el crecimiento de la industria local, permitiendo que el conocimiento y la experiencia se queden dentro del país.

5.2 Recomendaciones

- Se recomienda, antes de iniciar las pruebas de vuelo, que se establezca un tiempo de conducción por parte del piloto utilizando el simulador Liftoff. Esto permitirá que el piloto se familiarice en primera instancia con el control adecuado del mando de control. De esta forma, se evitarán arranques de vuelo bruscos o posibles choques que puedan afectar el sistema del cuadricóptero.
- Antes de realizar cualquier tipo de vuelo, se deben verificar las cargas de las baterías. Para llevar a cabo esta tarea, el KIT incluye un cargador con la opción de lectura del voltaje de cada celda. Es fundamental que el valor de voltaje de cada celda sea uniforme para evitar que las baterías pierdan su vida útil prematuramente. En caso de que alguna celda no presente carga, se debe conectar la batería LiPo al cargador provisto en el kit y seleccionar la opción "cellbal". Esto garantizará una carga uniforme en todas las celdas de la batería, asegurando un rendimiento óptimo y prolongando la vida útil de las baterías.
- El tiempo de vuelo total del cuadricóptero es de 13 minutos, y es de suma importancia no exceder dicho tiempo, ya que esto podría conllevar a que las baterías se descarguen por completo, afectando su vida útil. Para garantizar un rendimiento óptimo y prolongar la vida de las baterías, se recomienda que el voltaje total antes del vuelo sea de 25.2 Voltios, con un voltaje mínimo de lectura de 20.1 Voltios después del tiempo de autonomía establecido.
- Se recomienda encarecidamente que el piloto establezca la conexión entre el cuadricóptero, Mission Planner y el mando de control antes de iniciar el vuelo. De esta manera, podrá verificar toda la información necesaria a través de la pantalla de vuelo, ya sea en un ordenador o en un dispositivo móvil. Es importante destacar que el cuadricóptero está equipado con un mensaje de advertencia que se activará en caso de que se exceda el tiempo de vuelo establecido. Esta medida preventiva permitirá que el piloto esté alerta y pueda tomar las precauciones necesarias para evitar descargas completas de las baterías, las cuales podrían afectar negativamente su rendimiento y vida útil.

- Se recomienda encarecidamente evitar realizar vuelos con el cuadricóptero en condiciones climáticas desfavorables, especialmente durante lluvias, ya que el cuadricóptero no cuenta con un sistema de recubrimiento impermeable. Volar en estas condiciones podría dañar el equipo y afectar su funcionamiento. Además, si el piloto es principiante, se aconseja evitar el vuelo en ráfagas de viento alto. Las ráfagas de viento pueden ser impredecibles y afectar el control del UAV, lo que podría resultar en la pérdida de control del cuadricóptero y poner en riesgo su seguridad y la de otras personas o propiedades cercanas.
- En cualquier situación, la seguridad es la prioridad principal. Antes de cada vuelo, el piloto debe evaluar cuidadosamente las condiciones climáticas y ambientales, y tomar decisiones responsables que garanticen la seguridad del vuelo y la integridad del cuadricóptero. Si las condiciones no son favorables o si el piloto no se siente lo suficientemente capacitado para enfrentar ciertas situaciones, es mejor posponer el vuelo hasta que las condiciones sean más adecuadas o hasta que el piloto haya adquirido la experiencia necesaria.
- Se sugiere examinar la información suministrada por Mission Planner o la telemetría proporcionada por el UAV. Durante los modos de vuelo programados, es crucial asegurarse de que exista conectividad con al menos nueve satélites globales para establecer una posición estable. Esto es necesario para la correcta ejecución de modos de vuelo como el regreso a casa y las misiones de rutas.

BIBLIOGRAFIA

1. **ADVANCED ENGINEERING CENTER (CADEMS)**. Diseño mecánico: en qué consiste y cuáles son las mejores herramientas - CADEMS. *Qué es el diseño mecánico y para qué sirve* en línea. 8 abril 2021. Recuperado a partir de: <https://www.cadems.es/disenio-mecanico-consiste-cuales-las-mejores-herramientas/> [consultado 12 abril 2023].
2. **ALSIMET S.A.** Usos del aluminio en la industria. *Metales no férricos* en línea. 6 junio 2017. Recuperado a partir de: <http://alsimet.es/es/noticias/usos-del-aluminio-en-la-industria> [consultado 16 abril 2023].
3. **ÁLVAREZ, Raúl**. Introducción a Ardupilot y PX4 - Parte 1: Soluciones de Autopiloto Para Drones. *Tec.Bolivia.com* en línea. 10 junio 2023. Recuperado a partir de: <https://tecbolivia.com/index.php/articulos-y-tutoriales-microcontroladores/101-introduccion-a-ardupilot-y-px4-parte-1> [consultado 9 junio 2023].
4. **ANGARITA BECERRA, Oscar F.** *CONTROL DE MOTOR SIN ESCOBILLAS* en línea. Trabajo de Grado. Universidad Pontificia Bolivariana. Recuperado a partir de: <http://hdl.handle.net/20.500.11912/3277> [consultado 14 abril 2023].
5. **AQUINO, Miguel**. *MÉTODO DE ELEMENTO FINITO PARA INGENIERÍA*. Riobamba, [consultado 9 junio 2023].
6. **ARIAS MAYA, Luz Stella**. *FALLA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS* en línea. Pereira, Risaralda, Colombia. Recuperado a partir de: https://www.researchgate.net/publication/44131239_FALLA_DE_LOS_MATERIALES_COMPUESTOS_LAMINADOS [consultado 4 mayo 2023].
7. **BLOM, John David**. Unmanned Aerial Systems: A Historical Perspective. *Combat Studies Institute Press US Army Combined Arms Center Fort Leavenworth, Kansas* en línea. Vol. 37, p. 67. Recuperado a partir de: <https://www.armyupress.army.mil/Portals/7/combat-studies-institute/csi-books/OP37.pdf> [consultado 25 abril 2023].
8. **BOLÍVAR, Gabriel**. Aluminio: historia, propiedades, estructura, obtención, usos. *Las aleaciones de aluminio* en línea. 10 septiembre 2019. Recuperado a partir de: <https://www.lifeder.com/aluminio/> [consultado 16 abril 2023].

- 9. CARBOSYSTEM.** Fibra de carbono: Información, estructura y propiedades. *Estructura y propiedades de la Fibra de Carbono* en línea. 2023. Recuperado a partir de: <https://carbosystem.com/fibra-de-carbono-2/> [consultado 17 abril 2023].
- 10. CASTRO COMPOSITES.** Propiedades principales de la fibra de carbono. *Información Técnica* en línea. 2022. Recuperado a partir de: <https://castrocomposites.com/informacion-tecnica/propiedades-principales-de-la-fibra-de-carbono/> [consultado 17 abril 2023].
- 11. COLE, Jamie.** Types Of Batteries Used in Drones. en línea. 17 marzo 2023. Recuperado a partir de: <https://discoveryoftech.com/types-of-batteries-used-in-drones/> [consultado 14 abril 2023].
- 12. CORRIGAN, Fintan.** How A Quadcopter Works Along with Propellers and Motors - DroneZon. *Quadcopter Propeller Direction – Yaw, Pitch, Roll* en línea. 6 mayo 2020. Recuperado a partir de: <https://www.dronezon.com/learn-about-drones-quadcopters/how-a-quadcopter-works-with-propellers-and-motors-direction-design-explained/> [consultado 14 abril 2023].
- 13. DELGADO, Víctor.** Historia de los drones. *Desde el siglo XIX hasta el 2016: evolución y surgimiento del dron moderno* en línea. 2016. Recuperado a partir de: <http://eldrone.es/historia-de-los-drones/> [consultado 25 abril 2023].
- 14. DIMOBA SERVICIOS.** Tipos de drones: uso, diseño, medio y control. en línea. 29 septiembre 2022. Recuperado a partir de: <https://dimobaservicios.com/uncategorized/tipos-de-drones-uso-diseno-medio-y-control/> [consultado 14 abril 2023].
- 15. DRONEMANYA.COM.** ¿Qué es un quadcopter? en línea. 2023. Recuperado a partir de: <https://dronemanya.com/es/post/que-es-un-quadcopter> [consultado 14 abril 2023].
- 16. DRONEPEDIA.** Todo sobre ESC o Controladores de Velocidad DRONES 101 Cap. 4. *Que saber antes de Volar un Ala FPV* en línea. 6 febrero 2016. Recuperado a partir de: <https://www.youtube.com/watch?v=hdYoySaTYrM> [consultado 9 mayo 2023].

17. DRONES FANATICS. A Complete Guide To Quadcopter Drone Frame Sizes. en línea. 2023. Recuperado a partir de: <https://www.dronesfanatics.com/quadcopter-frame-sizes-guide/> [consultado 8 mayo 2023].

18. DRONES Y ROBÓTICA. Qué Es Un Dron Tricopter, Quadcopter, Hexacopter Y Octocopter | Lo Que Mas Se Vende .com. en línea. 11 octubre 2018. Recuperado a partir de: <https://www.loquemassevende.com/drones-y-robotica/que-es-un-dron-tricopter-quadcopter-hexacopter-y-octocopter/> [consultado 14 abril 2023].

19. DRONPROFESIONAL. ¿Cuáles son las partes de un dron? en línea. 23 marzo 2018. Recuperado a partir de: <https://dronprofesional.com/blog/cuales-son-las-partes-de-un-dron/> [consultado 14 abril 2023].

20. ELECTRALAB AND PRINTED ELECTRONICS CORP (EPEC). BATTERY CELL COMPARISON. *Engineered Technologies (epec)* en línea. 2023. Recuperado a partir de: <https://www.epectec.com/batteries/cell-comparison.html> [consultado 14 abril 2023].

21. FEDERACIÓN DE ENSEÑANZA DE CC.OO. DE ANDALUCÍA. TIPOS DE ESFUERZOS FÍSICOS. *Revista digital para profesionales de la enseñanza* en línea. Vol. 15, pp. 1–2. Recuperado a partir de: <https://feandalucia.ccoo.es/docu/p5sd8567.pdf> [consultado 12 abril 2023].

22. FIBRADECARBONO.ES. ¿Qué es la fibra de carbono? *La fibra de carbono se usa en el diseño y la industria* en línea. 24 agosto 2015. Recuperado a partir de: <https://www.fibradecarbono.es/articulos/que-es-fibra-carbono/> [consultado 17 abril 2023].

23. FLYNT, Joseph. Types of Drone Propellers: Everything You Need to Know. en línea. 10 abril 2020. Recuperado a partir de: <https://3dinsider.com/types-of-drone-propellers/> [consultado 14 abril 2023].

24. GARCÍA ROMERO, Miren Ane y MONASTERIO GUIASOLA, Nuria. *INTRODUCCIÓN A LA CIENCIA DE LOS MATERIALES Y SUS PROPIEDADES-I* en línea. Recuperado a partir de: https://ocw.ehu.eus/pluginfile.php/51171/mod_resource/content/0/Tema%206-Comportamiento%20mec%C3%A1nico%20de%20los%20materiales.pdf [consultado 17 abril 2023].

- 25. GETFPV-LEARN.** All About a Multirotor FPV Drone Battery. *All About Multirotor Drone Batteries* en línea. 8 febrero 2018. Recuperado a partir de: <https://www.getfpv.com/learn/new-to-fpv/all-about-multirotor-fpv-drone-battery/> [consultado 14 abril 2023].
- 26. GLOBAL PLAST.** Guía detallada sobre el acrilonitrilo butadieno estireno. en línea. 27 julio 2021. Recuperado a partir de: <https://globaplast.com.mx/acrilonitrilo-butadieno-estireno/> [consultado 18 abril 2023].
- 27. GRUPO ENSINGER.** ABS - Acrilonitrilo butadieno estireno. *Plásticos TECARAN ABS de Ensinger* en línea. 2022. Recuperado a partir de: <https://www.ensingerplastics.com/es-br/semielaborados/plasticos-industriales/abs> [consultado 18 abril 2023].
- 28. GUILMARTIN, John F.** Unmanned aerial vehicle (UAV). *military aircraft* en línea. 17 marzo 2023. Recuperado a partir de: <https://www.britannica.com/technology/unmanned-aerial-vehicle> [consultado 14 abril 2023].
- 29. HANS PETER, Richter.** FIBRAS DE VIDRIO TERMICAMENTE ESTABLES. *Composición de las fibras de vidrio* en línea. 16 abril 2010. Recuperado a partir de: <https://patentados.com/2010/fibras-de-vidrio-termicamente-estables> [consultado 18 abril 2023].
- 30. HISPA DRONES.** ¿CUÁLES SON LAS PARTES DE UN DRON? *Aprendizaje y Consejos* en línea. 13 mayo 2019. Recuperado a partir de : <https://www.hispadrones.com/principiantes/aprendizaje-consejos/partes-de-un-dron/> [consultado 12 abril 2023].
- 31. HOBBYTUXTLA.** Venta de drones marca DJI para México y Latinoamérica. en línea. 2022. Recuperado a partir de: <https://www.hobbytuxtla.com/drones-dji/#:~:text=SZ%20DJI%20Technology%20Co.,veh%C3%ADculos%20a%C3%A9reos%20no%20tripulados%3A%20Drones.> [consultado 28 abril 2023].
- 32. HORVÁTH, Tibor, MAROSSY, Kálmán y SZABÓ, Tamás J.** Ring-opening polymerization and plasticization of poly(L-lactic) acid by adding of glycerol-dioleate. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*. Vol. 147, número 3, pp. 2221–2227. DOI 10.1007/S10973-020-10540-1/TABLES/2.

- 33. INGENIERÍA Y MECÁNICA AUTOMOTRIZ.** ¿Qué es un material Isotrópico, Anisotrópico y Ortotrópico? en línea. 29 noviembre 2020. Recuperado a partir de: <https://www.ingenieriymecanicaautomotriz.com/que-es-un-material-isotropico-anisotropico-y-ortotropico/> [consultado 3 mayo 2023].
- 34. JERRY F.** ¿Como elegir el mejor transmisor o emisora RC para tu dron? en línea. 22 enero 2018. Recuperado a partir de: <https://www.midronedecarreras.com/tutoriales/emisoras-y-transmisor-rc/#:~:text=Un%20transmisor%20RC%2C%20tambi%C3%A9n%20conocido%20como%20controlador%20de,est%C3%A1%20conectado%20a%20un%20controlador%20de%20vuelo%20FC>. [consultado 14 abril 2023].
- 35. JIMENO, Jorge.** Despliegue de la función calidad (QFD): Guía de uso. Para qué sirve el QFD y cómo realizarlo. *El Despliegue de la función calidad* en línea. 18 octubre 2012. Recuperado a partir de: <https://www.pdcahome.com/1932/qfd-despliegue-calidad/> [consultado 5 mayo 2023].
- 36. KITFIBRADECARBONO.** ¿Qué es la fibra de carbono? *Propiedades y características de la fibra de carbono* en línea. 2023. Recuperado a partir de: <https://kitfibradecarbono.com/fibra-de-carbono/> [consultado 17 abril 2023].
- 37. LAKSHA SURESH, Sadhwani.** *FACULTAD DE FARMACIA UNIVERSIDAD COMPLUTENSE TRABAJO FIN DE GRADO FIBRA DE VIDRIO* en línea. UNIVERSIDAD COMPLUTENSE. Recuperado a partir de: <http://147.96.70.122/Web/TFG/TFG/Memoria/LAKSHA%20SURESH%20SADHWANI.pdf> [consultado 18 abril 2023].
- 38. MASTER INGENIEROS. S.A.** Motor Brushless (Sin Escobillas). *Características Fundamentales* en línea. 2023. Recuperado a partir de: <http://masteringenieros.com/wp-content/uploads/pdf/MI50N/-www-adsnt-recursos-masteringenieros-file-motor.pdf> [consultado 14 abril 2023].
- 39. MIANO VILLAR, María José.** *DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN DRON CON CONTROL AUTOMATIZADO* en línea. TRABAJO DE FIN DE GRADO. Universidad de Salamanca. Recuperado a partir de: <http://hdl.handle.net/10366/137664> [consultado 12 abril 2023].

40. MOHD DAUD, Sharifah Mastura Syed et al., Applications of drone in disaster management: A scoping review. *Science & Justice*. Vol. 62, número 1, pp. 30–42. DOI 10.1016/J.SCIJUS.2021.11.002.

41. MOTOREX. Propiedades y usos de la fibra de vidrio. *POLIURETANO Y FIBRA DE VIDRIO* en línea. 31 agosto 2020. Recuperado a partir de: <https://www.motorex.com.pe/blog/propiedades-usos-fibra-vidrio/> [consultado 18 abril 2023].

42. NAGEL, Lauren. What is an Electronic Speed Controller & How Does an ESC Work. *Robótica* en línea. 26 enero 2022. Recuperado a partir de: <https://www.tytorobotics.com/blogs/articles/what-is-an-esc-how-does-an-esc-work> [consultado 14 abril 2023].

43. NASA. *STEM LEARNING: Advanced Air Mobility: The Science Behind Quadcopters Reader-Student Guide* en línea. Washington. Recuperado a partir de: www.nasa.gov

44. NISTAL LASTRA, Juan. *Diseño de un dron programable de bajo coste* en línea. ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN. Recuperado a partir de: <https://repositorio.unican.es/xmlui/handle/10902/12091> [consultado 16 abril 2023].

45. NORTON, Robert L. *DISEÑO DE MAQUINARIAS*. 4. Worcester, Massachusetts: MCGRAW-HILL/INTERAMERICANA EDITORES, S.A. DE C.V. ISBN 978-970-10-6884-7.

46. OLIVEIRA, Juan A. El Telautomaton de Nikola Tesla (1898), el primer dron marino. en línea. 2017 febrero 2017. Recuperado a partir de: <https://vadebarcos.net/2017/02/18/teleautomaton-tesla-primer-dron-marino/> [consultado 25 abril 2023].

47. ORGANIZACIÓN INTERNACIONAL DEL TRABAJO (OIT). Ingeniería mecánica y eléctrica. en línea. 13 abril 2023. Recuperado a partir de: <https://www.ilo.org/global/industries-and-sectors/mechanical-and-electrical-engineering/lang--es/index.htm> [consultado 12 abril 2023].

48. ORNA CHÁVEZ, Javier Enrique y DÁVILA ALDÁS, Paúl Sebastián. *CONSTRUCCIÓN Y CONTROL DE UN HEXACÓPTERO DE MONITOREO* en línea. Tesis

Maestría en Diseño. Quito: ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL. Recuperado a partir de: <http://bibdigital.epn.edu.ec/handle/15000/10924> [consultado 14 abril 2023].

49. PALOU, NACHO. El barco robot que soñó Nikola Tesla. *La nave, armada para combatir los submarinos y las minas marinas, puede navegar durante una semana sin intervención humana* en línea. 11 septiembre 2016. Recuperado a partir de: https://elpais.com/tecnologia/2016/08/19/actualidad/1471600506_126552.html?event_log=go [consultado 25 abril 2023].

50. POSEA, Paul. The Complete History of Drones (1898-2023) - INFOGRAPHIC. en línea. 2023. Recuperado a partir de: <https://dronesgator.com/news/> [consultado 14 abril 2023].

51. QUADMX DRONES. Cómo seleccionar los ESC de tu Drone. *Cómo seleccionar los ESC de tu Drone como Pro* en línea. 10 diciembre 2018. Recuperado a partir de: <https://www.youtube.com/watch?v=BVToJ-repcM> [consultado 9 mayo 2023].

52. RAMPÉREZ BARRAJÓN, Jaime. *El ácido poliláctico (PLA): Un material innovador en la actualidad.* en línea. Recuperado a partir de: <https://www.claraboyas.es/wp-content/uploads/2021/04/Trabajo-PLA.pdf> [consultado 22 abril 2023].

53. ROBU.IN. Understanding Various Components Used for Quadcopter. en línea. 21 noviembre 2020. Recuperado a partir de: <https://robu.in/understanding-various-components-used-for-quadcopter-2/> [consultado 14 abril 2023].

54. ROBU.IN. Understanding Various Components Used for Quadcopter. en línea. 21 noviembre 2020. Recuperado a partir de: <https://robu.in/understanding-various-components-used-for-quadcopter-2/> [consultado 14 abril 2023].

55. RUIPÉREZ MARTÍN, Pablo. *DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN DRON* en línea. PROYECTO FINAL DE GRADO. Valencia, España: UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA. Recuperado a partir de: <http://hdl.handle.net/10251/73170> [consultado 14 abril 2023].

56. SALGADO GARCIGLIA, Rafael. DRONES: TECNOLOGÍA A CONTROL REMOTO. *REVISTA DE DIVULGACIÓN DE LA UNIVERSIDAD MICHOACANA DE SAN NICOLÁS DE HIDALGO* en línea. Recuperado a partir de:

<https://www.sabermas.umich.mx/archivo/tecnologia/150-numero-1957/301-drones-tecnologia-a-control-remoto.html> [consultado 14 abril 2023].

57. SÁSIG, Edison. Robótica con Python: Robot aéreo tipo cuadricóptero. *Sistemas de Control, Robótica y Sistemas Inteligentes*. en línea. 20 agosto 2021. Recuperado a partir de: <https://roboticoss.com/> [consultado 14 abril 2023].

58. SEPULVEDA, Jesús. UAV - Drónica. *Diccionario técnico* en línea. 9 abril 2017. Recuperado a partir de: <https://www.dronica.es/blog-de-escaneo-3d/terminologia-uav/> [consultado 28 abril 2023].

59. SERRANO CORDERO, Cristian y PÉREZ CURUTCHET, Omar. *Análisis, diseño estructural y construcción de un dron para la detección de minas antipersona*. en línea. Trabajo final de grado. Universidad Politécnica de Catalunya. Recuperado a partir de: <http://hdl.handle.net/2117/102000> [consultado 14 abril 2023].

60. SHON, Charlie. ¿Qué es un Osd en un dron? *DRONES & CAMERAS* en línea. 23 enero 2022. Recuperado a partir de: <https://drones-camera.com/es/what-is-a-osd-drone/> [consultado 10 mayo 2023].

61. SINGH, Rahul et al., Structural Analysis of Quadcopter Frame. *Materials Today: Proceedings*. Vol. 22, pp. 3320–3329. DOI 10.1016/J.MATPR.2020.03.295.

62. SMITH, Williams F. et al., *Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales*. McGraw-Hill Interamericana. ISBN 9701056388.

63. STUPENENGO, Franco. Materiales y materias primas. *Materiales compuestos* en línea. pp. 7–22. Recuperado a partir de: <https://www.inet.edu.ar/wp-content/uploads/2012/11/materiales-compuestos.pdf> [consultado 2 mayo 2023].

64. TEAM XOMETRY. PLA (Polylactic Acid): Definition, Applications, and Different Types. *Learn more about the different ways PLA (polylactic acid) is used*. en línea. 11 noviembre 2022. Recuperado a partir de: <https://www.xometry.com/resources/materials/what-is-pla/> [consultado 22 abril 2023].

- 65. ULTIMAKER.** Ficha de datos técnicos PLA. *Ácido poliláctico* en línea. Vol. 3.011, pp. 1–3. Recuperado a partir de: <https://docs.rs-online.com/7ade/0900766b81698006.pdf> [consultado 22 abril 2023].
- 66. UNIT ELECTRONICS.** ¿Cómo usar y cuidar una batería LiPo? en línea. 13 enero 2020. Recuperado a partir de: <https://uelectronics.com/como-usar-y-cuidar-una-bateria-lipo/> [consultado 14 abril 2023].
- 67. UNIVERSIDAD DE BARCELONA.** Acrilonitrilo-Butadieno-Estireno (ABS). *Acrilonitrilo-Butadieno-Estireno (ABS)* en línea. Recuperado a partir de: <http://www.ub.edu/cmematerials/es/content/acrilonitrilo-butadieno-estireno-abs> [consultado 18 abril 2023].
- 68. VALERO, Claudio.** Todos los tipos de drones según el uso, diseño o control. *Reportaje tecnológico* en línea. 12 enero 2023. Recuperado a partir de: <https://www.adslzone.net/reportajes/drones/tipos-drones/> [consultado 28 abril 2023].
- 69. VOLANDO CON DRONES.** Los 8 mejores controladores de vuelo con drones para tu quadcopter en 2021. en línea. 2021. Recuperado a partir de: <https://volandocondrones.com/mejores-controladores/> [consultado 14 abril 2023].
- 70. VYAS, Kashyap.** A Brief History of Drones: The Remote-Controlled Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). *INNOVATION* en línea. 29 junio 2020. Recuperado a partir de: <https://interestingengineering.com/innovation/a-brief-history-of-drones-the-remote-controlled-unmanned-aerial-vehicles-uavs> [consultado 14 abril 2023].

ANEXOS

ANEXO A: INSTALACIÓN DE PROGRAMAS PARA EL MANEJO DEL CONTROLADOR DE VUELO.

SOFTWARE MISSION PLANER

Primer paso: para llevar a cabo la instalación del software MISSION PLANNER en el ordenador, se recomienda acceder al sitio web oficial de Ardu-pilot en <https://ardupilot.org> . Desde allí, se podrá encontrar la información y los recursos necesarios para descargar e instalar el software MISSION PLANNER de manera adecuada.



Ilustración 1-A: Instalación software ARDUPILOT.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Segundo paso: seleccionar la opción documentación de la página web y pulsar sobre el software mission planner, de esta forma se podrá optar por información detallada acerca del producto.

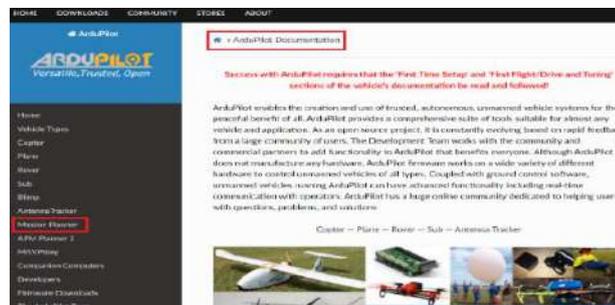


Ilustración 2-A: Instalación software ARDUPILOT.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Tercer paso: seleccionar la opción instalar mission planner.



Ilustración 3-A: Instalación software ARDUPILOT.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Antes de proceder con la instalación, es crucial tener en cuenta cierta información importante. Se recomienda encarecidamente que se lean los parámetros indicados en la página oficial. Además, se debe hacer clic en la última versión de mission planner para Windows.



Ilustración 4-A: Instalación software ARDUPILOT.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Cuarto paso: al finalizar la descarga, se tendrá un archivo tal como se muestra en la ilustración.



Ilustración 5-A: Instalación software ARDUPILOT.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Quinto paso: se instala el software en el ordenador, siguiendo las indicaciones y seleccionando "siguiente" en cada ventana del proceso. Además, es importante aceptar las condiciones y permisos requeridos para continuar con la instalación.

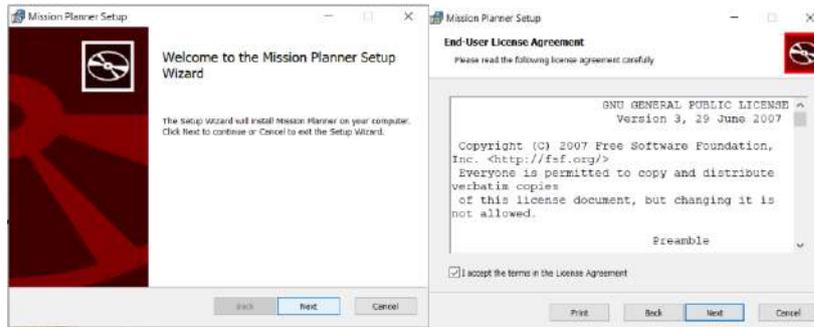


Ilustración 6-A: Instalación software ARDUPILOT.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Es posible modificar la ruta de instalación, sin embargo, se recomienda mantener la ruta proporcionada por el instalador para una configuración óptima. En caso de que aparezca el siguiente error, se debe seleccionar la opción "Instalar este software de controlador de todos modos" para que pueda continuar con el proceso.



Ilustración 7-A: Instalación software ARDUPILOT.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Sexto paso: la instalación se completará y se mostrará una ventana de asistente para la instalación de los diferentes controladores necesarios. Se debe hacer clic en “siguiente”.



Ilustración 8-A: Instalación software ARDUPILOT.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Séptimo paso: Haz clic en “finalizar” y se mostrará una ventana emergente. La opción de cerrar la ventana o seleccionar “abrir software MISSION PLANNER” estará disponible.

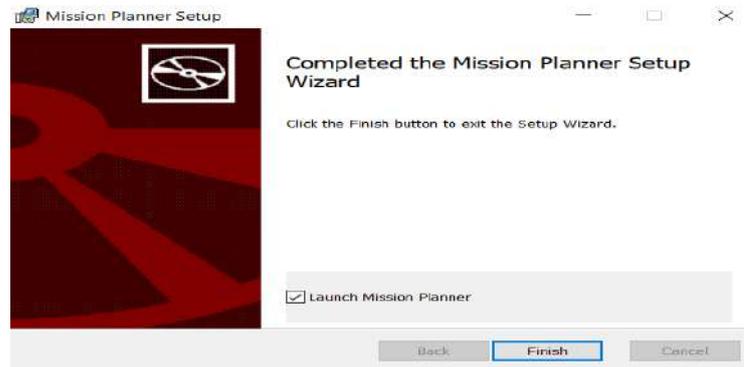


Ilustración 9-A: Instalación software ARDUPILOT.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Finalmente se tiene el software listo para emplear.



Ilustración 10-A: Instalación software ARDUPILOT.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

ANEXO B: ACTUALIZACIÓN DEL FIRMWARE CORRESPONDIENTE A LA PLACA DE CONTROL

Primer paso: Dentro del software MISSION PLANNER en el ordenador, el usuario se dirige a la opción “setup” y en la barra de tareas selecciona “install firmware”. En este apartado, se hace clic en la opción “all options”, lo que despliega una lista de opciones de firmware correspondientes a distintas placas de control de vuelo.



Ilustración 1-B: Actualización firmware.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Con el nombre de la tarjeta de control, buscar su firmware correspondiente. Para ello, nos podemos apoyar en internet o utilizar complementos como la hoja técnica de instrucciones proporcionada por la tarjeta de control de vuelo. En este caso de estudio, nos apoyamos en la fuente <https://ardupilot.org/copter/docs/common-matekf405-te.html> por parte de Ardu-pilot. Con el nombre de la placa de control, se puede acceder al firmware correspondiente.

El firmware correspondiente a la placa de control Matek F405-TE es el “MatekF405-TE”, especificado tanto en la fuente de información como en la hoja técnica de datos.

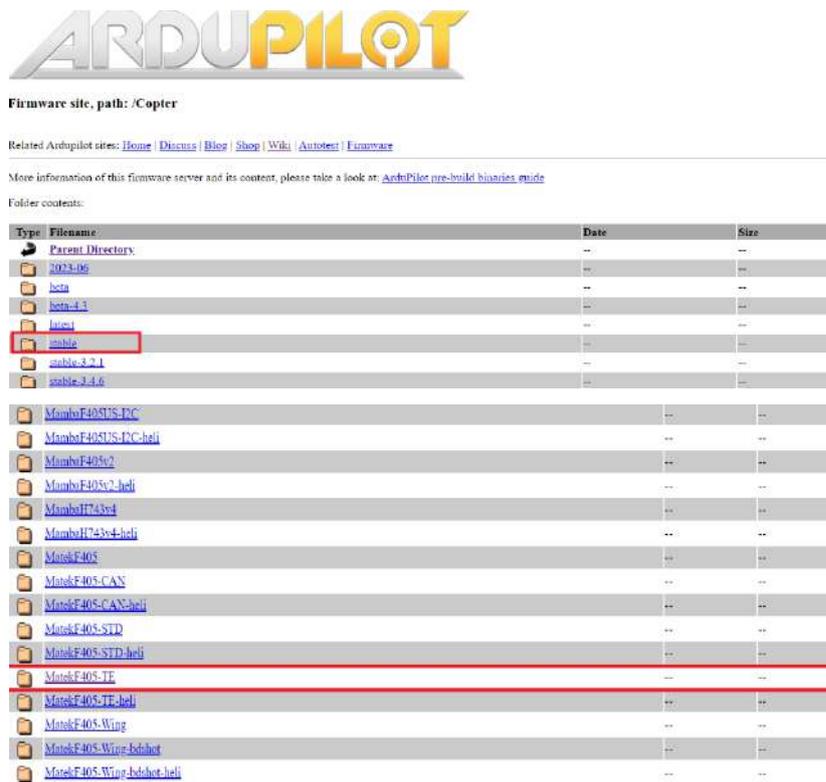
Segundo paso: Con la información de consulta, se dirige a la página oficial de ardupilot, <https://firmware.ardupilot.org>. Dentro de esta página, se puede seleccionar una amplia variedad de firmware para controladores de vuelo. En el estudio realizado para un cuadricóptero en particular, se selecciona la opción “copter”.



Ilustración 2-B: Controladores para cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

En la ventana emergente, se debe seleccionar la carpeta “stable” y elegir el firmware correspondiente a la placa de control de vuelo, en este caso, la Matek F405-TE.



ARDUPILOT

Firmware site, path: /Copter

Related Ardupilot sites: [Home](#) | [Discuss](#) | [Blog](#) | [Shop](#) | [Wiki](#) | [Autoteat](#) | [Firmware](#)

More information of this firmware server and its content, please take a look at: [ArduPilot pre-build binaries guide](#)

Folder contents:

| Type | Filename | Date | Size |
|-----------------------------|----------|------|------|
| Parent Directory | | -- | -- |
| 2023-06 | | -- | -- |
| beta | | -- | -- |
| beta-4.3 | | -- | -- |
| beta | | -- | -- |
| stable | | -- | -- |
| stable-2.7.1 | | -- | -- |
| stable-2.4.6 | | -- | -- |
| MamboF405US-FC | | -- | -- |
| MamboF405US-FC-heli | | -- | -- |
| MamboF405v2 | | -- | -- |
| MamboF405v2-heli | | -- | -- |
| MamboH743v4 | | -- | -- |
| MamboH743v4-heli | | -- | -- |
| MatekF405 | | -- | -- |
| MatekF405-CAN | | -- | -- |
| MatekF405-CAN-heli | | -- | -- |
| MatekF405-STD | | -- | -- |
| MatekF405-STD-heli | | -- | -- |
| MatekF405-TE | | -- | -- |
| MatekF405-TE-heli | | -- | -- |
| MatekF405-Wing | | -- | -- |
| MatekF405-Wing-Esbaher | | -- | -- |
| MatekF405-Wing-Esbaher-heli | | -- | -- |

Ilustración 3-B: Controladores para cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Se debe descargar la opción “arducopter_with_bl.hex”, la cual será la encargada de iniciar la placa de control de vuelo.



ARDUPILOT

Firmware site, path: /Copter/stable/MatekF405-TE

Related Ardupilot sites: [Home](#) | [Discuss](#) | [Blog](#) | [Shop](#) | [Wiki](#) | [Autoteat](#) | [Firmware](#)

More information of this firmware server and its content, please take a look at: [ArduPilot pre-build binaries guide](#)

Folder contents:

| Type | Filename | Date | Size |
|------------------------|----------|--------------------------|---------|
| Parent Directory | | -- | -- |
| arducopter.bin | | Wed May 31 04:10:38 2023 | 148576 |
| arducopter.efl | | Wed May 31 04:10:38 2023 | 2371948 |
| arducopter.hex | | Wed May 31 04:10:38 2023 | 2584616 |
| arducopter_with_bl.hex | | Wed May 31 04:10:38 2023 | 2774656 |
| firmware.txt | | Wed May 31 04:10:38 2023 | 4430 |
| firmware-version.txt | | Wed May 31 04:10:38 2023 | 37 |
| git-version.txt | | Wed May 31 04:10:38 2023 | 190 |

Ilustración 4-B: Controladores para cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

SOFTWARE INAV CONFIGURATOR

El software INAV, es un sistema de autopiloto, con un enfoque principal en la incorporación de funciones autónomas para drones, el software es capaz de permitir que el dron vuele de manera independiente hacia puntos de referencia o regrese a su punto de partida. Además, INAV es compatible con la mayoría de los controladores de vuelo utilizados en las carreras FPV.

Primer paso: El usuario debe descargar el configurador INAV desde la página oficial <https://github.com/iNavFlight/inav-configurator/releases> . Para ello, se recomienda descargar el controlador con el nombre INAV-Configurator_win64_6.1.0.exe.

Segundo paso: El usuario debe ejecutar el archivo INAV. La instalación en el ordenador es muy sencilla, simplemente se deben aceptar las condiciones e instalar.

CP210X UNIVERSAL WINDOWS DRIVER

El controlador CP210X permite la comunicación entre aplicaciones como Mission Planner e INAV. Para comenzar, el primer paso consiste en acceder a la página web <https://www.silabs.com/developers/usb-to-uart-bridge-vcp-drivers?tab=downloads> y descargar el controlador CP210x Universal Windows Driver. Una vez completada la descarga, el usuario debe ejecutar el archivo "UpdateParam" y seguir las instrucciones proporcionadas para finalizar el proceso.

SOFTWARE ZADIG

Zadig es una aplicación que facilita la conexión de controladores con Windows, como Win USB, libusb-win32/libusb0.sys o libusbK, lo que permite un acceso sencillo a dispositivos USB.

Primer paso: para comenzar, se debe acceder a la página oficial de Zadig en https://zadig.akeo.ie/#google_vignette y descargar la versión más reciente del programa. A continuación, se debe ejecutar el programa como administrador y seguir las instrucciones para completar el proceso.

Segundo paso: una vez que se cuentan con los controladores y el software necesarios, se procede a conectar la placa de control de vuelo al ordenador mediante un cable USB. Para lograrlo, es

fundamental mantener presionado el botón de reseteo que se encuentra en la placa antes de realizar la conexión.

Tercer paso: Para llevar a cabo el proceso, se debe ejecutar la aplicación ZADIG. Dentro de la aplicación, se activa la opción "List all devices" tal como se muestra en la ilustración. Posteriormente, se selecciona "STM32 BOOTLOADER" y se procede a instalar el controlador correspondiente.

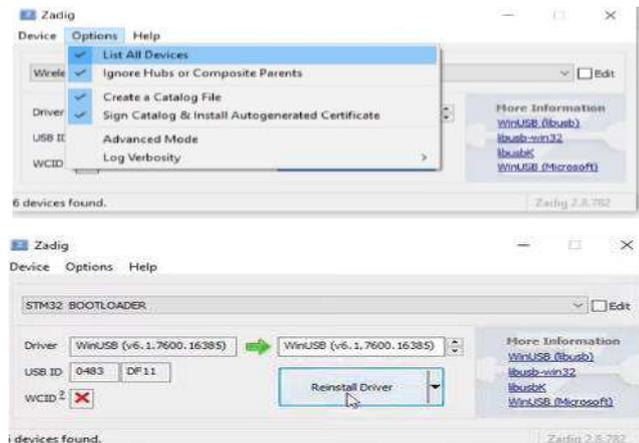


Ilustración 5-B: Conexión controlador con ZADIG.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Cuarto paso: una vez finalizada la operación con ZADIG, es necesario desconectar el controlador de vuelo del ordenador. Luego, se debe acceder a la ventana del Administrador de dispositivos y seleccionar la opción "Puertos (COM y LPT)". Asegúrese de que haya una salida indicada con la asignación "ardupilot".



Ilustración 6-B: Puerto ardupilot-COM 6.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Quinto paso: para llevar a cabo el proceso, se debe abrir la aplicación INAV y dirigirse a la opción "Firmware Flasher". En este campo, se deben activar las pestañas "No reboot sequence" y "Full chip erase", tal como se muestra en la ilustración. Esto garantizará que toda la información previa en la FC sea eliminada por completo antes de continuar.

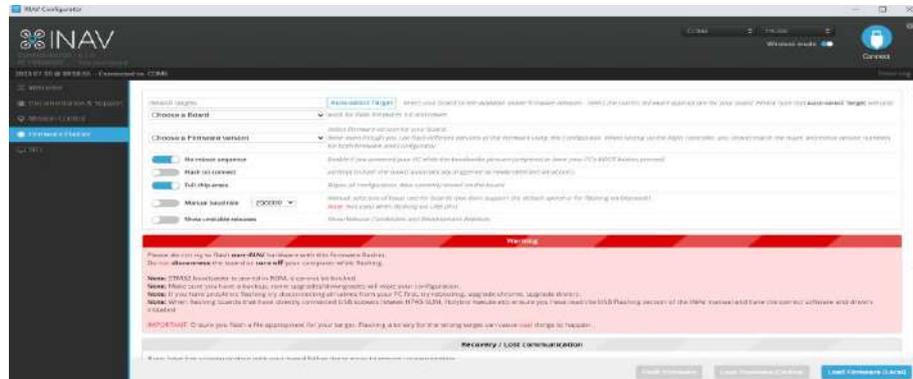


Ilustración 7-B: Configuración INAV.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Sexto paso: se debe mantener presionado el botón de reseteo de la FC y luego conectarla nuevamente al ordenador. Una vez realizado este paso, es importante asegurarse de la pantalla indique conexión mediante el modo DFU.

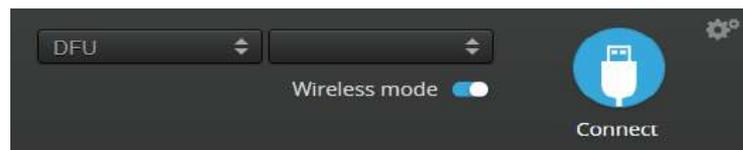


Ilustración 8-B: Puerto de comunicación asignado ardupilot.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Séptimo paso: Finalmente, se procede a cargar el firmware correspondiente llamado "arducopter_with_bl.hex" y luego se selecciona la opción "Flash Firmware". Esto permitirá actualizar el firmware de la FC, dejándolo listo para su uso.



Ilustración 9-B: Actualización del firmware correspondiente a la FC.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Octavo paso: para verificar que la FC esté actualizada, se debe abrir Mission Planner y establecer la conexión con la FC. Es importante tener en cuenta que la primera vez puede tomar un tiempo en establecer la conexión y obtener los datos correspondientes.



Ilustración 10-B: Orientación de la FC en mission planner.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Noveno paso: Si todo está correcto, se podrá observar en pantalla la ubicación del cuadricóptero. Al observar la ilustración, se puede apreciar la presencia de una comunicación establecida con Ardupilot, dado que es posible percibir el movimiento del cuadricóptero y cómo esto se refleja en la ventana "DISARMED".

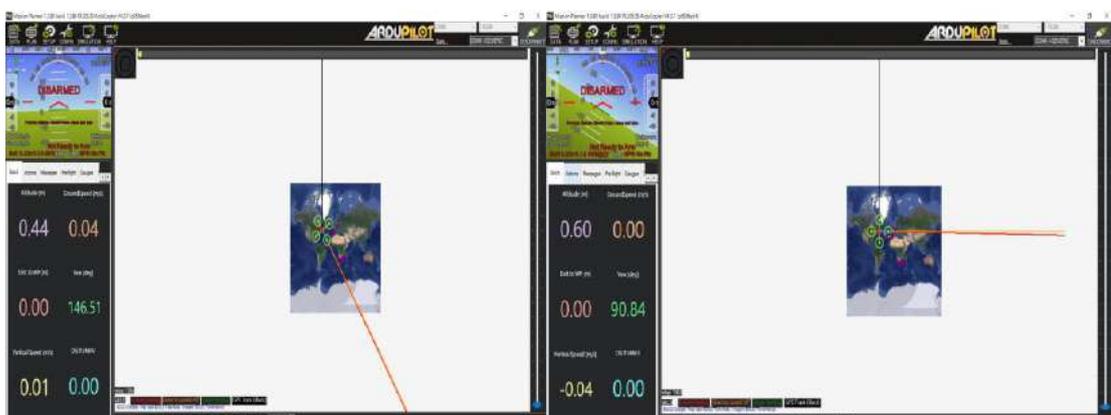


Ilustración 11-B: Comunicación entre la FC y mission planner.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

ANEXO C: CONFIGURACIÓN DEL MANDO RADIO CONTROL

En esta sección se brinda una explicación detallada sobre cómo configurar correctamente el mando de control de un UAV. Se asegura que el mando cuente con los movimientos principales necesarios, a la vez que se generan salidas auxiliares para funciones como el encendido, las alarmas de aviso y los modos de vuelo.



Ilustración 1-C: Movimientos principales del cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Paso 1: debe mantenerse presionado el botón de encendido del controlador TBS TANGO II hasta que la pantalla emita un sonido de confirmación.

Paso 2: luego, se debe pulsar la rueda lateral derecha para acceder al menú y crear un modelo que contenga los movimientos necesarios para el cuadricóptero.



Ilustración 2-C: Menú de configuración mando control.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Paso 3: se debe seleccionar la opción "select model" y presionar la perilla para avanzar. Dentro de ese campo, nuevamente se debe presionar la perilla lateral hasta que aparezca el menú de comandos. A continuación, se selecciona la opción "create model".

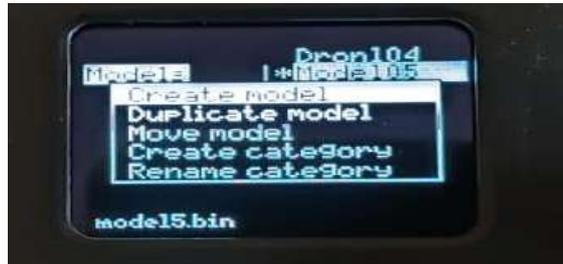


Ilustración 3-C: Menú creación de modelo.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Paso 4: en el menú, se debe seleccionar la opción "multi" correspondiente al modelo del cuadricóptero. A continuación, se procede a crear los movimientos básicos del cuadricóptero, como throttle, yaw, pitch y roll.



Ilustración 4-C: Menú configuración mando control.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Paso 5: se presiona el botón "page" del mando para visualizar cómo están asignados los movimientos en los diferentes canales de comunicación.



Ilustración 5-C: Movimientos principales del cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Tabla 1-C: Movimientos principales del cuadricóptero y sus canales.

| Movimientos del cuadricóptero | |
|-------------------------------|-----|
| Throttle | CH1 |
| Roll | CH4 |
| Pitch | CH3 |
| Yaw | CH2 |
| Armado | SA |
| Modo de vuelo | SA |
| Beeper | SA |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

Paso 6: Una vez que el modelo denominado "modelo 107" ha sido creado, se debe salir del menú actual y presionar el botón "menú" para acceder a la configuración de las salidas auxiliares. Dentro de esta ventana, se pueden realizar modificaciones relacionadas con todas las funciones y configuraciones del dron.

Paso 7: En esta etapa, una vez que se ha asignado un nombre al modelo, como "ESPOCH-MEC", se debe presionar repetidamente el botón "page" hasta llegar al menú "MIXES", donde se encuentra almacenada la información de los canales de trabajo del cuadricóptero. En este punto, se pueden asignar canales auxiliares a los movimientos adicionales.



Ilustración 6-C: Configuración del mando control.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Para configurar el canal CH5 para el armado, es necesario acceder a la opción "source" y asignar el botón lateral derecho con el nombre "ISD". Es importante tener en cuenta que esta asignación puede variar según el criterio del piloto. Después de realizar la asignación, se debe presionar "exit" y repetir el proceso para configurar los diferentes modos de vuelo que el piloto necesite.



Ilustración 7-C: Asignación de canales de comunicación auxiliares.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.



Ilustración 8-C: Movimientos principales del cuadricóptero.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Finalmente, se ha configurado los canales de trabajo para el cuadricóptero.

Tabla 2-C: Movimientos principales del cuadricóptero y sus canales.

| Movimientos del cuadricóptero | |
|-------------------------------|---------------|
| Throttle | CH1 |
| Roll | CH4 |
| Pitch | CH3 |
| Yaw | CH2 |
| Armado | CH5 / botón D |
| Regreso a casa | CH6 / botón A |
| Beeper | CH7 / botón F |
| Modo de vuelo | CH8 / botón C |

Realizado por: (Cuyago, A,2023)

ANEXO D: SINCRONIZACIÓN DEL MANDO DE CONTROL CON EL RECEPTOR.

La sincronización del radio control con el receptor es un proceso esencial al configurar un cuadricóptero. Este proceso permite establecer una conexión sólida y confiable entre el mando a distancia y el receptor a bordo del cuadricóptero. Durante la sincronización, se establecen los canales de comunicación necesarios para controlar los movimientos del cuadricóptero, como el acelerador, el giro, la inclinación y el balanceo. Una sincronización adecuada garantiza que los comandos del mando a distancia se transmitan de manera precisa al receptor, lo que permite un vuelo seguro y controlado del cuadricóptero.

Primer paso: encender el radio control, se dirige al botón "menú", el usuario debe deslizarse por la ventana en la que se selecciona la opción "TBS Agent Lite". A continuación, aparecerá una segunda ventana en la que se elige la opción "Tango II XF" y, por último, la opción "Bind", que permitirá establecer la comunicación entre el radio control y el receptor. Este proceso de sincronización garantiza una conexión efectiva y confiable entre ambos dispositivos.

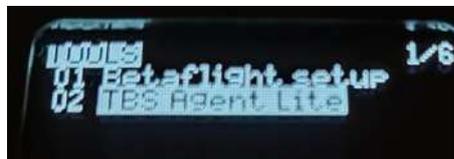


Ilustración 1-D: Sincronización radio control con receptor.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.



Ilustración 2-D: Sincronización radio control con receptor.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

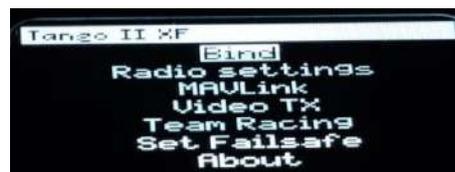


Ilustración 3-D: Sincronización radio control con receptor.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Segundo paso: una vez en la opción "Bind", es necesario realizar la conexión de la fuente de alimentación al circuito general del cuadricóptero. Esto permitirá alimentar al receptor. Una vez que se ha completado este paso, se debe presionar la opción "Bind" para iniciar el proceso de conexión.



Ilustración 4-D: Sincronización radio control con receptor.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

Se podrá apreciar cómo el receptor emite una luz azul durante el proceso de sincronización. Una vez que el proceso finalice con éxito, la luz cambiará a verde, indicando que la sincronización se ha completado correctamente.



Ilustración 5-D: Sincronización radio control con receptor.

Realizado por: Cuyago, A, 2023.

ANEXO E: PLANOS DE CONSTRUCCIÓN