



**Diseño, construcción y control de un prototipo de cuadricóptero no tripulado para
transporte de cargas ligeras**

Guamán Toapanta, Kevin Leonardo y Valdez Quiroga, Juan Esteban

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería en Mecatrónica

Trabajo de titulación, previo a la obtención del título de Ingeniero en Mecatrónica

Ing. Loza Matovelle, David César

16 de febrero del 2023

Resultados de la herramienta para verificación y/o análisis de similitud de contenidos



CERTIFICADO DE ANÁLISIS
iugiper

TesisGuaman Valdez

< 1%  **De** Texto entre comillas
 en coincidencia entre comillas
 + No. Símbolos no reconocidos

Nombre del documento: TesisGuaman Valdez.pdf	Deposante: DAVID CESAR LOZA MATOVELLE	Número de palabras: 33.896
ID del documento: 58843evd85a4ae165450375a48c5a3262a1	Fecha de depósito: 19/03/2023	Número de caracteres: 210.527
Tamaño del documento original: 4,07 Mb	Tipo de carga: Interface	
	Fecha de fin de análisis: 19/03/2023	

Nota: Colocar únicamente la página que indica el porcentaje de similitud de la herramienta contratada por la Universidad.

Firma:



.....
Loza Matovelle, David César

Director



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecatrónica

Certificación

Certifico que el trabajo de titulación: **"Diseño, construcción y control de un prototipo de cuadricóptero no tripulado para transporte de cargas ligeras"** fue realizado por los señores **Guamán Toapanta, Kevin Leonardo y Valdez Quiroga, Juan Esteban**; el mismo que cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, además fue revisado y analizado en su totalidad por la herramienta de prevención y/o verificación de similitud de contenidos; razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que se lo sustente públicamente.

Sangolquí, 16 de febrero de 2023

Firma:



Loza Matovelle, David César

C. C 1708661549



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecatrónica

Responsabilidad de Autoría

Nosotros, **Guamán Toapanta, Kevin Leonardo** y **Valdez Quiroga, Juan Esteban**, con cédulas de ciudadanía n° 1723567127 y n°1718588328, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de titulación: **Diseño, construcción y control de un prototipo de cuadricóptero no tripulado para transporte de cargas ligeras** es de mi/nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Sangolquí, 16 de febrero de 2023

Guamán Toapanta, Kevin Leonardo

C.C.: 1723567127

Valdez Quiroga, Juan Esteban

C.C.: 1718588328



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecatrónica

Autorización de Publicación

Nosotros, **Guamán Toapanta, Kevin Leonardo** y **Valdez Quiroga, Juan Esteban**, con cédulas de ciudadanía n° 1723567127 y n°1718588328, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: **Diseño, construcción y control de un prototipo de cuadricóptero no tripulado para transporte de cargas ligeras** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad,

Sangolquí, 16 de febrero de 2023

Guamán Toapanta, Kevin Leonardo

C.C.: 1723567127

Valdez Quiroga, Juan Esteban

C.C.: 1718588328

Dedicatoria

Dedico este logro a Dios por brindarme la fortaleza y determinación necesaria, a mis abuelitos Aida y Ángel por todo su apoyo y amor incondicional, ya que nada de esto hubiese sido posible sin su consejo y bendición. De igual forma a toda mi familia, a mi madre Verónica, a mi padre Leonardo, a mis hermanas Leonela y Adri, a Yessy, y mi tío Carlos, quienes han formado parte de todos los buenos y malos momentos durante la realización de este trabajo, mi gratitud y mi eterno cariño hacia cada uno de ellos, porque todo lo que he alcanzado ha sido gracias a ellos.

Guamán Toapanta, Kevin Leonardo.

Dedico este trabajo a mis padres Ramón y Viviana. Todo logro conseguido y toda meta alcanzada en mi vida son un reflejo de sus enseñanzas, su paciencia y su amor incondicional.

Valdez Quiroga, Juan Esteban

Agradecimientos

Mi agradecimiento está dirigido principalmente a mi familia, quienes me han acompañado durante esta experiencia, por su apoyo emocional y mental en todo momento, por haber estado junto a mí a lo largo de todo el camino y por ser personas que me inspiran a superarme cada día a nivel personal y profesional, y sé que gracias a ellos alcanzaré muchos logros más.

A mi abuelita Aida por enseñarme a mostrar el mejor lado de mí, sin importar lo que pase, y que “ningún problema es pena del infierno”, a mi abuelito Ángel por todos sus consejos y compañía en todo momento, a mi padre Leonardo por enseñarme a nunca rendirme, a mi madre Verónica por su paciencia, apoyo y consejos, a mis hermanas porque me inspiran a mejorar cada día, a mi tío Carlos por apoyarme y ayudarme en los momentos cruciales, y a mi abuelito Julio por estar siempre presente.

A mis amigos de la universidad, Alex, Paúl, André, Arleth, Guillo, Steven, Joe y Joel, quienes nos acompañaron en cada victoria y derrota, y especialmente a Jean, Andrés, Leo, Sharon y Juan Pablo, quienes nos ayudaron a realizar las diversas pruebas de vuelo a pesar del riesgo físico, y que nada de esto hubiese sido posible sin el granito de arena que cada uno aportó.

A mis mejores amigos, Andrés, Marlon, Saúl, Joss y Carolina por su amistad incondicional en todo momento, por sus consejos, por sus ocurrencias y sobre todo su presencia en los peores momentos, gracias a ustedes los pesares son más ligeros.

A Andrea por siempre creer en mis capacidades, por motivarme a seguir adelante, y por estar siempre al tanto de mi trabajo, por su amor, paciencia y la tranquilidad que transmite.

A mi amigo Juanes, por todo el trabajo, alma y dedicación puesto en este proyecto, por ser un gran compañero que nunca se rindió a pesar de los obstáculos que parecían no tener

solución, por siempre buscar una alternativa ante los problemas y sobre todo su compromiso con la realización de este trabajo, es bueno contar con un compañero de trabajo de gran calidad.

A mi perrita Pelusa, por ser mi compañera en mis momentos de soledad y tristeza, en todas las amanecidas que esperó junto a mi lado, por su amor incondicional y por recibirme siempre con mucha alegría y bondad.

Agradezco a los pocos docentes que facilitaron mi formación como Ingeniero Mecatrónico, al demostrar dominio en las asignaturas y pasión para impartirlas, además de tener vocación como docentes, en especial el MsC. David Loza por su apoyo en la realización del proyecto de titulación.

Guamán Toapanta, Kevin Leonardo.

Agradezco a mis padres Ramón y Viviana, quienes me han apoyado en cada paso de mi formación, brindándome siempre su ánimo sus consejos y sacrificando innumerables veces su tiempo y su comodidad para ayudarme con todos los medios a su alcance. Pero, sobre todo, les agradezco por el ejemplo de excelencia, integridad y empatía que me han brindado desde mi infancia. Mi aspiración más grande es poder enorgullecerlos como hijo y como persona. También agradezco a mi abuelita Diani, a mi abuelita Mirna y a mi abuelito Jaime, por sus constantes oraciones y palabras de ánimo, las cuales llevo siempre en mi corazón. A mi hermana Caro y mi hermano Ricar por su paciencia, comprensión y apoyo incondicional. Y a mi perro Otis por ser siempre una fuente de risas y buen ánimo para mí y toda mi familia.

Agradezco a mi novia Mafer, por ser siempre un apoyo indispensable en cada proyecto, prueba y obstáculo, por buscar la forma de animarme y creer en mí incluso en los momentos más difíciles y ayudarme a nunca rendirme. A mis amigos Arturo, Flaca, Pablo, Flaco y Jorge, por acompañarme en cada paso desde la infancia hasta el día de hoy.

A mis amigos de la universidad, mejor conocidos como The Boyz: Jean, Leo, Juanpa, Stevie, Cuvi, Polram, Alekz, Joe, Guillo, Villa y Joel, y asociados: Sharito, Billy y Arleth. El mayor privilegio de haber estudiado en esta universidad fue el haberlos conocido y poder formar parte de un grupo de amigos tan unido y auténtico. También agradezco a mis amigos Chacha y Joha, que, si bien tomaron otros caminos, fueron importantes para mí mientras cursamos juntos la carrera. Sobre todo, agradezco a mi amigo y compañero de tesis Kevin, por siempre demostrar una gran determinación y destreza- durante la realización de un proyecto tan desafiante como este, y con quien llegamos a formar un excelente equipo. Finalmente, agradezco a aquellos docentes que contribuyeron de forma valiosa a mi formación. Entre ellos agradezco especialmente la labor de los ingenieros Hernán Lara, Edgardo Fernández y David Loza, que impartieron sus asignaturas con un dominio y vocación excepcionales.

Valdez Quiroga, Juan Esteban

Índice de Contenidos

Resumen	20
Abstract.....	21
Capítulo I Introducción	22
Antecedentes	22
Objetivos	25
Objetivo General.....	25
Objetivos Específicos.....	25
Descripción del proyecto	25
Alcance del proyecto	27
Justificación e Importancia	29
Estructura del documento.....	31
Capítulo II Revisión de Literatura Técnica.....	32
Vehículos aéreos no tripulados	32
Fuerzas que actúan sobre un perfil aerodinámico	33
Vehículos de ala rotatoria.....	35
Estructura y funcionamiento de un cuadricóptero	37
Subsistema de propulsión.....	38
Subsistema de distribución de potencia	40
Subsistema de control de vuelo	41
Subsistema de comunicaciones.....	43

Subsistema estructural.....	44
Posición y orientación un cuadricóptero en el espacio.....	45
Modelamiento y control de cuadricópteros	47
Resumen del capítulo 2	47
Capítulo III Diseño	48
Metodología de diseño para sistemas mecatrónicos según norma VDI 2206	48
Establecimiento de requerimientos de desempeño	49
Diseño del sistema	50
Abstracción de requerimientos.....	51
Establecimiento de la estructura funcional del sistema	56
Diseño de subsistemas	57
Diseño de dominio específico.....	103
Diseño mecánico del armazón del dron	103
Modelamiento matemático del cuadricóptero	118
Diseño electrónico del controlador de vuelo.....	137
Programación del controlador de vuelo.....	142
Diseño mecánico del banco de pruebas de 4 grados de libertad	157
Integración de sistemas.....	165
Modelamiento CAD del sistema completo.....	165
Simulación de la dinámica del sistema completo	170
Capítulo IV Construcción y pruebas	174

Manufactura y ensamblaje del cuadricóptero.....	174
Fabricación del armazón del cuadricóptero.....	174
Fabricación de circuitos impresos para el controlador de vuelo y el control remoto	177
Ensamblaje del cuadricóptero	179
Fabricación y ensamblaje del banco de pruebas de vuelo	180
Calibración y pruebas.....	182
Calibración de los lazos de control en el banco de pruebas.....	182
Prueba de alcance de radiofrecuencia	187
Pruebas de vuelo.....	189
Medición de tiempo de vuelo en el banco de pruebas.....	193
Capítulo V Conclusiones, recomendaciones y trabajos futuros	195
Conclusiones.....	195
Recomendaciones.....	196
Trabajos futuros	197
Bibliografía.....	199
Apéndices	207

Índice de tablas

Tabla 1 <i>Estimación preliminar de la masa total del cuadricóptero</i>	52
Tabla 2 <i>Resumen de especificaciones técnicas de cuadricópteros de carga de alta gama</i>	53
Tabla 3 <i>Resumen de especificaciones técnicas de cuadricópteros de baja gama</i>	54
Tabla 4 <i>Valores promedio de las constantes K_T y K_Q determinados experimentalmente</i>	62
Tabla 5 <i>Razón empuje/peso y tiempo de vuelo calculadas para motores de 1000 y 1400 KV</i> ..	67
Tabla 6 <i>Especificaciones técnicas de PDB Matek XT60</i>	69
Tabla 7 <i>Mediciones recopiladas para la caracterización dinámica de la batería</i>	71
Tabla 8 <i>Comparación del desempeño del dron con baterías de diferentes capacidades (motor 1000 KV)</i>	73
Tabla 9 <i>Comparación del desempeño del dron con baterías de diferentes capacidades (motor 1400 KV)</i>	74
Tabla 10 <i>Corriente máxima admisible y consumo máximo de baterías de distintas capacidades</i>	78
Tabla 11 <i>Comparación de factores de forma para perfiles de aluminio con distinta sección transversal</i>	86
Tabla 12 <i>Comparación de materiales para los brazos del cuadricóptero</i>	88
Tabla 13 <i>Especificaciones técnicas de los sensores seleccionados para el cuadricóptero</i>	93
Tabla 14 <i>Parámetros de la malla utilizada en la simulación estática de elementos finitos</i>	108
Tabla 15 <i>Valores críticos de las variables analizadas en la simulación estática</i>	110
Tabla 16 <i>Frecuencias naturales de los 10 primeros modos normales del armazón obtenidas mediante simulación</i>	113
Tabla 17 <i>Constantes de tiempo de los motores BLDC obtenidas mediante identificación en lazo abierto</i>	135
Tabla 18 <i>Tiempo de ejecución de las principales funciones en la ejecución del programa</i>	144

Tabla 19 Alcance máximo de transmisión para controlador de vuelo y control remoto	150
Tabla 20 <i>Resultados de la optimización iterativa de las dimensiones de la base del banco de pruebas</i>	162
Tabla 21 <i>Grados de libertad habilitados para las distintas configuraciones del banco de pruebas</i>	164
Tabla 22 <i>Constantes PID obtenidas de la calibración experimental del dron</i>	185

Índice de figuras

Figura 1 <i>Cuadróptero de carga usado para transporte de insumos médicos</i>	23
Figura 2 <i>Modelo CAD del prototipo de cuadróptero</i>	26
Figura 3 <i>Clasificación de los vehículos aéreos</i>	33
Figura 4 <i>Fuerzas en la sección transversal de un perfil aerodinámico</i>	34
Figura 5 <i>Sección transversal de una propela a lo largo del radio de las aspas</i>	35
Figura 6 <i>Configuración de rotores y principales formas de armazones en cuadrópteros</i>	37
Figura 7 <i>Diagrama funcional simplificado de un cuadróptero de carga</i>	38
Figura 8 <i>Esquema de conexiones simplificado de un cuadróptero</i>	43
Figura 9 <i>Marcos de referencia utilizados para definir la posición y orientación de un cuadróptero</i>	45
Figura 10 <i>Metodología de la norma VDI2206 aplicada al diseño de un cuadróptero</i>	49
Figura 11 <i>Banco de pruebas para caracterización de actuadores</i>	59
Figura 12 <i>Gráfico de empuje medido en función de $\rho D^4 n^2$ (motor de 1000 KV, propela 1045)</i>	61
Figura 13 <i>Gráfico de torque medido en función de $\rho D^5 n^2$ (motor de 1000 KV, propela 1045)</i>	61
Figura 14 <i>Gráfico de velocidad angular vs ancho de pulso de señal de entrada (motor de 1000 KV, propela 1045)</i>	63
Figura 15 <i>Gráfico de velocidad angular vs ancho de pulso de señal de entrada (motor de 1400 KV, propela 1045)</i>	63
Figura 16 <i>Diagrama de conexión de PDB Matek XT60</i>	69
Figura 17 <i>Resultados de la prueba de caracterización dinámica de la batería</i>	72
Figura 18 <i>Gráfico de voltaje vs. capacidad consumida de batería de 2200 mAh</i>	72
Figura 19 <i>Gráfico de razón empuje/peso vs capacidad de la batería</i>	76
Figura 20 <i>Gráfico de tiempo de vuelo vs capacidad de la batería</i>	76

Figura 21 ESC de 40 amperios con conectores	80
Figura 22 Gráfico de módulo de Young vs densidad utilizado para la selección de materiales.	84
Figura 23 Diseño CAD preliminar del armazón del cuadricóptero.....	90
Figura 24 Arquitectura de control en lazo cerrado del cuadricóptero	92
Figura 25 Diagrama para selección del tipo de microcontrolador para el control de motores. .	95
Figura 26 Gráfica de relación desempeño vs memoria flash controladores STM de 32 bits	96
Figura 27 Clasificación Microcontroladores STM de 32 bits	97
Figura 28 Periféricos y funciones del microcontrolador STM32F411CEU6.....	99
Figura 29 STM32F411CEU6 Black Pill.....	99
Figura 30 Dimensiones preliminares del circuito impreso del controlador de vuelo	100
Figura 31 Módulo de radiofrecuencia NRF24L01	102
Figura 32 Esquema del control remoto para operación del cuadricóptero	102
Figura 33 Configuración de comandos en el control remoto.....	102
Figura 34 Modelo CAD de los brazos del dron	104
Figura 35 Modelo CAD del cuerpo del cuadricóptero	105
Figura 36 Modelo CAD de una de las patas del cuadricóptero	106
Figura 37 Modelo CAD del armazón del cuadricóptero	107
Figura 38 Gráfico de esfuerzo máximo obtenido mediante simulación	109
Figura 39 Gráfico de desplazamiento máximo obtenido mediante simulación.....	109
Figura 40 Gráfico de factor de seguridad obtenido mediante simulación.....	110
Figura 41 Gráfico de convergencia de esfuerzo y desplazamiento normalizados.....	111
Figura 42 Gráfico de convergencia de precisión de mallado adaptativo	111
Figura 43 Gráfico de respuesta en frecuencia del armazón del dron obtenido mediante simulación.....	113

Figura 44 <i>Gráfico tridimensional de amplitud de vibración del noveno modo de vibración del armazón, obtenido mediante simulación</i>	114
Figura 45 <i>Análisis de fuerzas en el cuerpo del cuadricóptero</i>	115
Figura 46 <i>Gráfico de factor de seguridad de la placa de soporte inferior acoplada al banco de pruebas</i>	117
Figura 47 <i>Marco de referencia móvil y convención de numeración de motores</i>	119
Figura 48 <i>Identificación de sistemas en lazo abierto</i>	133
Figura 49 <i>Datos utilizados para la identificación de sistemas del motor BLDC</i>	134
Figura 50 <i>Curvas para determinar el ancho de pista de los conductores de cobre en función de la variación de temperatura, sección transversal y corriente en amperios</i>	138
Figura 51 <i>Tabla de selección de espaciado entre conductores eléctricos</i>	140
Figura 52 <i>PCB diseñada en software EDA para el control remoto de radiofrecuencia</i>	141
Figura 53 <i>PCB diseñada en software EDA para el controlador de vuelo del dron</i>	142
Figura 54 <i>Diagrama de flujo del programa principal del controlador de vuelo</i>	143
Figura 55 <i>Frecuencias del filtro pasa bajos embebido en el circuito integrado con sus respectivos retrasos</i>	145
Figura 56 <i>Lecturas del giroscopio con los motores encendidos en estado estacionario</i>	146
Figura 57 <i>Comparación de señales RAW y señales filtradas con EMA</i>	147
Figura 58 <i>Configuración vía hardware de los modos de operación de, BMP180</i>	148
Figura 59 <i>Configuración de pines del microcontrolador STM32F411CEU6</i>	151
Figura 60 <i>Configuración de los relojes para los periféricos del microcontrolador</i>	152
Figura 61 <i>Configuración del bus I2C1</i>	153
Figura 62 <i>Configuración del bus SPI2</i>	153
Figura 63 <i>Configuración de reloj y canales del Timer 2</i>	154
Figura 64 <i>Configuración del pin de captura para el sensor ultrasónico</i>	154

Figura 65 <i>Divisor de tensión para la lectura del voltaje de la batería</i>	155
Figura 66 <i>Distribución de pines del microcontrolador utilizado para el control remoto</i>	157
Figura 67 <i>Modelo CAD del banco de pruebas de estabilidad, con el cuadricóptero montado</i>	158
Figura 68 <i>Diagrama de cuerpo libre del banco de pruebas usado para cálculo de equilibrio</i> .	160
Figura 69 <i>Cabezales móviles de 1, 2 y 3 grados de libertad para banco de pruebas de estabilidad</i>	163
Figura 70 <i>Configuraciones del cabezal móvil del banco de pruebas</i>	164
Figura 71 <i>Modelo CAD completo del cuadricóptero</i>	166
Figura 72 <i>Montaje de los motores y ESCs a los brazos del cuadricóptero</i>	168
Figura 73 <i>Montaje de los componentes de distribución de potencia</i>	169
Figura 74 <i>Montaje mecánico de los componentes de control al armazón del cuadricóptero</i> ...	170
Figura 75 <i>Simulación de la dinámica del cuadricóptero</i>	171
Figura 76 <i>Simulación de la respuesta del cuadricóptero frente a una entrada de tren de pulsos de 0.1 Hz</i>	173
Figura 77 <i>Brazos del cuadricóptero fabricados y soldados en taller metalmecánico</i>	175
Figura 78 <i>Cuerpo (sin placa superior) y patas del cuadricóptero</i>	176
Figura 79 <i>Comparación entre el modelo CAD y el armazón ensamblado</i>	176
Figura 80 <i>Modelo CAD del control remoto y su implementación física</i>	178
Figura 81 <i>Modelo CAD del controlador de vuelo y su implementación física</i>	178
Figura 82 <i>Procedimiento para el ensamblaje del cuadricóptero</i>	179
Figura 83 <i>Comparación entre el modelo CAD y el cuadricóptero ensamblado</i>	180
Figura 84 <i>Comparación entre el modelo CAD y el banco de pruebas construido</i>	181
Figura 85 <i>Comparación entre las mediciones de velocidad angular en roll y pitch de la IMU</i>	184
Figura 86 <i>Respuesta del sistema en prueba de seguimiento de premisa</i>	186
Figura 87 <i>Respuesta del sistema en prueba de respuesta frente a perturbaciones</i>	186

Figura 88 <i>Pruebas de seguimiento de premisa de respuesta a perturbaciones en banco de pruebas de 2GDL.....</i>	187
Figura 89 <i>Alcance aproximado de comunicación unidireccional desde el controlador de vuelo hacia el control remoto.....</i>	188
Figura 90 <i>Alcance aproximado de comunicación unidireccional desde el control remoto hacia controlador de vuelo</i>	188
Figura 91 <i>Primera prueba de vuelo del cuadricóptero</i>	189
Figura 92 <i>Cuadricóptero con el armazón deformado tras una caída de 10 metros.....</i>	191
Figura 93 <i>Prueba de vuelo exitosa del cuadricóptero.....</i>	192
Figura 94 <i>Descarga de la batería durante la prueba de tiempo de vuelo sin carga</i>	193
Figura 95 <i>Descarga de la batería durante la prueba de tiempo de vuelo con carga</i>	194

Resumen

En el presente trabajo se presenta el diseño y construcción de un prototipo de cuadricóptero no tripulado capaz de trasladar una carga de 200 gramos por el aire a lo largo de una trayectoria comandada de forma remota por un operador. El cuadricóptero se diseñó aplicando la metodología establecida por la norma VDI2206, la cual involucró el diseño e integración de los subsistemas de propulsión, distribución de potencia, control de vuelo, comunicaciones y estructural que conforman a la aeronave, a partir de requerimientos de diseño obtenidos por medio de un análisis de parámetros de desempeño de cuadricópteros comerciales. Algunas de las tareas de diseño específico que se llevaron a cabo fueron el diseño mecánico de la armazón aerodinámica, el diseño electrónico de los circuitos impresos del controlador de vuelo y el control remoto, el modelamiento de la dinámica del sistema y la programación del algoritmo de control de vuelo en un microcontrolador, implementando una arquitectura de control multivariable compuesta por controladores PID en cascada. Se aplicaron cálculos de ingeniería, modelamiento matemático, simulaciones y caracterización experimental de sistemas. El cuadricóptero diseñado se construyó con mano de obra y materiales disponibles a nivel local, se calibró en un banco de pruebas y se probó en vuelo libre, siendo capaz de mantener un vuelo estable y responder a los comandos del control remoto. Se determinó de forma práctica que el cuadricóptero tiene una razón empuje/peso de 1.964 y 2.357 con y sin carga, respectivamente, y tiempos de vuelo de 12:40 minutos y 6:40 minutos con y sin carga, respectivamente. La metodología desarrollada en el presente trabajo se puede generalizar al diseño de cuadricópteros de carga de cualquier tamaño, y su diseño modular lo vuelve fácil de replicar y reparar.

Palabras clave: vehículo aéreo no tripulado, cuadricóptero de carga, razón empuje/peso, control multivariable

Abstract

This undergrad thesis presents the design and construction of an unmanned quadcopter prototype capable of moving a 200-gram load through the air along a trajectory commanded remotely by an operator. The quadcopter was designed applying the methodology established by the VDI2206 standard, which involved the design and integration of the propulsion, power distribution, flight control, communications and structural subsystems that make up the aircraft, based on design requirements obtained through an analysis of performance parameters of commercial quadcopters. Some of the specific design tasks that were carried out were the mechanical design of the aerodynamic frame, the electronic design of the printed circuits of the flight controller and the remote control, the modeling of the system dynamics and the programming of the algorithm of flight control on a microcontroller, implementing a multivariable control architecture composed of cascaded PID controllers. Engineering calculations, mathematical modeling, simulations and experimental characterization of systems were applied. The designed quadcopter was built using locally available labor and materials, calibrated on a test bench, and tested in free flight, being able to maintain stable flight and respond to remote control commands. It was determined through measurements that the quadcopter has a thrust to weight ratio of 1,964 and 2,357 with and without load, respectively, and flight times of 12:40 minutes 6:40 minutes with and without load, respectively. The methodology developed in this work can be generalized to the design of cargo quadcopters of any size, and its modular design makes it easy to replicate and repair.

Keywords: unmanned aerial vehicle, cargo quadcopter, thrust/weight ratio, multivariable control

Capítulo I

Introducción

En el primer capítulo se presentan de forma breve algunos antecedentes relacionados al campo de los vehículos aéreos no tripulados, sus principales aplicaciones, consideraciones para su diseño y su uso a nivel nacional. Finalmente, se habla acerca de la naturaleza del proyecto, su alcance y su importancia.

Antecedentes

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs, por sus siglas en inglés) son aeronaves que operan sin la presencia de un piloto dentro de su mismo espacio físico (Atheer, Moghavvemi, Mohamed, & Khalaf, 2010). Este tipo de vehículos tienen una amplia gama de aplicaciones tanto en el área civil como militar, tales como fotografía y filmación aérea, patrullaje y reconocimiento, cartografía, inspección de sitios de construcción, campos mineros y otras instalaciones, transporte de carga (Figura 1), asistencia para operaciones de búsqueda, rescate y respuesta a emergencias, y actividades de naturaleza deportiva o lúdica como carreras de obstáculos, velocidad, etc. Dentro de los UAVs destacan los cuadricópteros, una subcategoría de los mismos que se caracteriza por utilizar cuatro propelas motorizadas controladas independientemente como medio de propulsión. Dicho diseño dota a los cuadricópteros de la capacidad de despegar y aterrizar de forma vertical, gran maniobrabilidad y facilidad de miniaturización, características que han permitido a estos vehículos tener una amplia acogida a nivel comercial en los últimos diez años (Norouzi, Aghli, Alimohammadi, & Akbari, 2016; Wong, 2019).

Figura 1

Cuadricóptero de carga usado para transporte de insumos médicos



Nota. Tomado de *UPS proves that delivering medicines via drones is possible and feasible*, por E. Wong, 2019, TechWire Asia.

El diseño de cuadricópteros es una tarea multidisciplinaria que supone varios retos interesantes correspondientes a distintas ramas de la ingeniería, entre los cuales se encuentran: (i) la selección y dimensionamiento de componentes mecánicos y electrónicos para cumplir con las especificaciones de funcionamiento de la aeronave, (ii) el diseño, optimización y manufactura de una estructura aerodinámica, (iii) el diseño e integración de circuitos electrónicos de control, potencia y comunicaciones, y (iv) el modelamiento matemático y control del sistema, que se vuelven considerablemente difíciles debido a propiedades del mismo como inestabilidad, no linealidad y el hecho de poseer un menor número de actuadores que de grados de libertad, lo cual convierte al cuadricóptero en un sistema subactuado (Emran & Najjaran, 2018). Todos los retos mencionados anteriormente deben ser superados respetando las restricciones de tamaño, peso y consumo de energía propias de una aeronave, lo que hace

que el diseño, modelamiento y control de cuadricópteros sean áreas muy activas en el ámbito de la investigación académica, comercial y militar (Gupte, Teenu, & Conrad, 2012).

En Ecuador, el uso de UAVs para distintas aplicaciones está en constante crecimiento. Algunos ejemplos destacados son el reconocimiento aéreo por parte de las Fuerzas Armadas para combatir actividades como minería ilegal, tráfico de armas y contrabando de combustible (Baquero & Vasquez, 2019), y la prestación de servicios como fotografía aérea, inspección de estructuras, agricultura de precisión y levantamientos cartográficos por parte de empresas nacionales como Latitud Aerospace Solutions y Ecuadrones (Redacción Quito Revista Líderes, 2016). El uso de UAVs está regulado por la Dirección General de Aviación Civil, organismo que emitió el Reglamento de Operación de Aeronaves Pilotadas a Distancia (RPAs) en noviembre de 2020 (Dirección General de Aviación Civil, 2020). Cabe recalcar que en casi todos casos las aeronaves utilizadas en el país son importadas desde el extranjero.

Se han llevado a cabo una cantidad reducida de trabajos relacionados a cuadricópteros o UAVs en general en el ámbito académico nacional. Muchos de ellos consisten en la implementación de algoritmos de control de vuelo utilizando drones comerciales o drones fabricados mediante la integración de componentes a partir de diseños preexistentes (Jaramillo, 2018; Suqui & Paredes, 2019). Otros trabajos se centran en análisis de factibilidad de uso de drones para aplicaciones específicas (Sani, 2015; Villareal, 2015) o en el diseño de componentes puntuales como propelas (Inca & Jaguaco, 2020; Peralta, 2022). Prácticamente ningún trabajo académico se ha enfocado en el diseño de las aeronaves en sí. Una notable excepción es el trabajo realizado por Carrillo (2016), quien llevó a cabo el diseño mecánico y selección de componentes de propulsión de un cuadricóptero. Sin embargo, incluso en este trabajo se utilizó un controlador de vuelo comercial. Por este motivo, se consideró relevante llevar a cabo la construcción de un cuadricóptero diseñado de forma integral en Ecuador, desarrollando desde cero los componentes mecánicos, electrónicos y los algoritmos de control.

Objetivos

Objetivo General

Diseñar y construir un prototipo de cuadricóptero no tripulado capaz de transportar cargas ligeras por el aire a lo largo de trayectorias comandadas por un operador en tierra, manteniendo estabilidad de vuelo dentro de un ambiente controlado.

Objetivos Específicos

- Seleccionar los componentes mecánicos y electrónicos encargados de la propulsión del cuadricóptero (motores, propelas, etc.), de modo que se maximicen su razón empuje/peso y su tiempo de vuelo.
- Diseñar y construir el armazón del cuadricóptero, la cual deberá ser aerodinámica y soportar las cargas estáticas y dinámicas propias de la operación de la aeronave, sin presentar deflexiones excesivas, deformación plástica o fracturas.
- Diseñar y construir un circuito electrónico para el control del cuadricóptero, encargado de la lectura de sensores, ejecución del algoritmo de control y accionamiento de los motores.
- Diseñar e implementar un algoritmo de control de vuelo que permita al cuadricóptero realizar operaciones de despegue, aterrizaje, levitación estacionaria y seguimiento de comandos remotos, manteniendo estabilidad de vuelo dentro de un ambiente controlado.

Descripción del proyecto

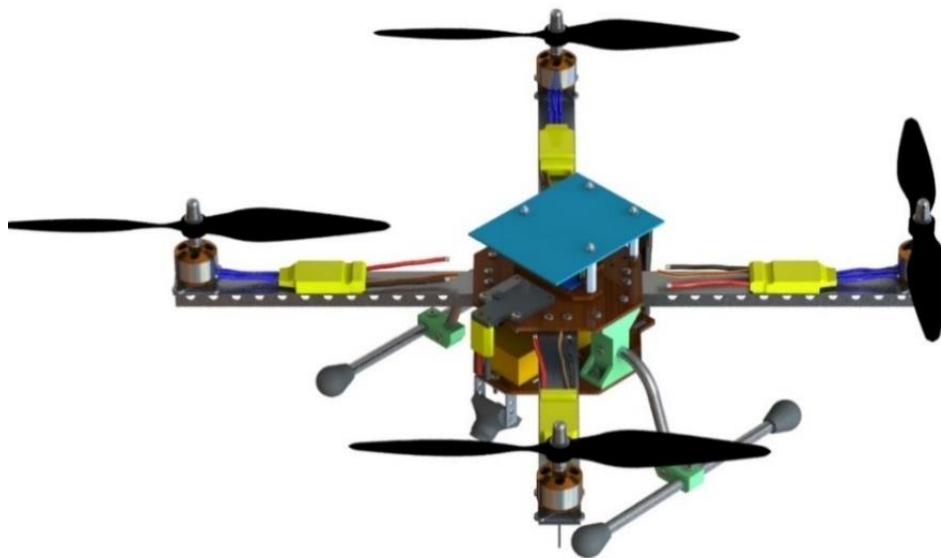
Se propone diseñar y construir un cuadricóptero capaz de transportar cargas ligeras por el aire a lo largo de trayectorias comandadas remotamente por un operador en tierra, manteniendo estabilidad de vuelo dentro de un ambiente controlado (libre de perturbaciones

como obstáculos o fuerzas externas como el viento). El cuadricóptero contará con cuatro propelas accionadas por motores eléctricos como medio de propulsión. Los motores serán comandados por un circuito de control en función de las lecturas de los sensores a bordo y de los comandos enviados por el operador. La energía eléctrica de todo el sistema será suministrada por una batería de polímero de litio. Todos los componentes estarán montados en un armazón aerodinámico.

Dentro del proyecto se llevarán a cabo la selección y/o diseño mecánico y electrónico de los componentes de la aeronave, así como el modelamiento matemático de la dinámica del sistema y la implementación de un sistema de control que le permita lograr un vuelo estable. El desarrollo del prototipo planteado permitirá establecer una metodología de diseño generalizable a cualquier cuadricóptero, sentando las bases para futuros proyectos con diversas aplicaciones, como parte de la línea de investigación de vehículos no tripulados del Departamento de Energía y Mecánica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.

Figura 2

Modelo CAD del prototipo de cuadricóptero



Alcance del proyecto

Dentro del alcance del proyecto se contempla el diseño y/o selección de los componentes mecánicos y electrónicos para los distintos subsistemas que conforman al cuadricóptero, como hélices, motores, armazón aerodinámico y circuitos electrónicos, así como el diseño, programación y calibración del algoritmo de control automático que gobernará el comportamiento de la aeronave, partiendo de un modelo matemático de la misma. Una vez completado y validado el diseño, se procederá a la adquisición y/o manufactura de componentes, seguido de su ensamblaje para crear el prototipo. Finalmente, se llevarán a cabo pruebas de vuelo para verificar que el cuadricóptero funcione correctamente. La aeronave estará diseñada para realizar operaciones de despegue, aterrizaje, levitación estacionaria y seguimiento de trayectorias comandadas por control remoto dentro de un ambiente controlado, es decir, sin perturbaciones externas como el viento u obstáculos. Aspectos de operación más avanzados, como la evasión de obstáculos, odometría, seguimiento de trayectorias predefinidas, seguimiento de objetivos móviles o mapeo del entorno no están dentro del alcance de la tesis, por lo que quedarán reservadas para proyectos futuros.

El cuadricóptero se diseñará de modo que pueda cumplir con una serie de requerimientos de desempeño que garanticen la buena calidad del producto. Los valores específicos de los requerimientos deberán fijarse de acuerdo con la aplicación para la cual se utilizará al dron; en este caso, el transporte de cargas ligeras. A continuación, se detallan los valores preliminares para los parámetros de desempeño más importantes para la aeronave, los cuales fueron establecidos a partir de una recopilación de información bibliográfica que incluye las especificaciones de varios drones comerciales, las recomendaciones de publicaciones científicas y trabajos académicos, y las sugerencias de pilotos profesionales y técnicos de mantenimiento de drones.

- Capacidad de carga: 200 gramos
- Razón empuje/peso: 2
- Tiempo de vuelo sin carga: 7 minutos (levitación estacionaria)
- Tiempo de vuelo con carga: 5.5 minutos (levitación estacionaria)
- Alcance de operación: 50 metros a la redonda
- Altura máxima de vuelo: 15 metros
- Altura máxima de caída sin sufrir daños: 1 metro
 - Excluyendo propelas en movimiento
- Velocidad máxima de ascenso/descenso sin carga: 2 m/s
- Velocidad máxima de vuelo horizontal sin carga: 4 m/s
- Aceleración máxima de ascenso/descenso sin carga: 0.67 m/s²
 - Para alcanzar la velocidad vertical máxima en 3 segundos
- Aceleración máxima de vuelo horizontal sin carga: 0.8 m/s²
 - Para alcanzar la velocidad horizontal máxima en 5 segundos

Cabe recalcar que los valores previamente presentados están sujetos a modificación, lo cual se debe a tres factores: la dificultad que existe para adquirir componentes (motores, propelas, baterías, etc.) de características específicas en el mercado, la falta de especificaciones técnicas para dichos componentes, y la escasez de información acerca de la influencia de las características de los componentes (torque de los motores, diámetro de las hélices, velocidad de rotación, etc.) en los parámetros de desempeño del dron, como capacidad de carga y tiempo de vuelo. Los factores mencionados previamente hacen que resulte muy difícil seleccionar componentes de acuerdo con una serie de requerimientos preestablecidos.

Por lo tanto, durante las fases iniciales del proyecto se llevará a cabo una selección preliminar de los componentes con la información disponible, y se realizarán cálculos y

experimentos para determinar si los requerimientos de desempeño establecidos son alcanzables dentro de las limitaciones de presupuesto y disponibilidad de componentes, o si requieren modificaciones. Por último, se estudiará la influencia de la carga en el desempeño de la aeronave, analizando aspectos como la disminución en el tiempo de vuelo del cuadricóptero cuando este lleva transporta carga, así como el efecto de la carga en la respuesta dinámica del controlador.

La altura máxima de caída sin sufrir daños se fijó en un valor conservador de 1 metro debido a que no existe información disponible sobre la resistencia a caídas de componentes comerciales como los motores. Es muy posible que el dron resista caídas desde alturas mayores sin sufrir daños, ya que esto depende de varios factores como la velocidad de desplazamiento del mismo antes de la caída, la dureza de la superficie donde caiga y el ángulo con el cual impacte el suelo. Se excluyen de este análisis las propelas del dron, ya que al estar en rotación a altas velocidades estas pueden fracturarse con caídas desde cualquier altura si entran en contacto con el suelo. Para evitar sobredimensionar al armazón, el dron estará diseñado de forma modular, de modo que cualquier componente que falle en un impacto pueda reemplazarse con facilidad. También se plantea construir un banco de pruebas para calibrar el sistema de control en un ambiente controlado. Las pruebas de vuelo libre se realizarán únicamente cuando la estabilidad del dron se haya comprobado en dicho banco de pruebas, reduciendo drásticamente el riesgo de caídas.

Justificación e Importancia

A pesar de que el uso de cuadricópteros y otros UAVs para numerosas aplicaciones civiles y militares está cada vez más extendido en Ecuador, su diseño y fabricación a nivel nacional es prácticamente inexistente, limitándose al ensamblaje de drones de carreras para aficionados a partir de componentes y diseños desarrollados en el extranjero. Para fortalecer el

desarrollo de tecnología nacional en el ámbito de la robótica y automatización, el Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica planea poner en marcha una línea de investigación orientada al desarrollo de UAVs de distintos tipos, entre ellos vehículos aéreos de despegue vertical. En el presente trabajo de titulación se pretende desarrollar una metodología general para el diseño, construcción y control de cuadricópteros, la cual incluirá técnicas ingenieriles para selección óptima de componentes mecánicos y electrónicos en función de los requerimientos de diseño, criterios de selección de materiales y métodos de manufactura para el armazón, técnicas y consideraciones para el diseño de circuitos, modelos matemáticos y algoritmos de programación adecuados para el control de la aeronave, y protocolos para la realización de pruebas de funcionamiento en las diferentes fases del desarrollo. La metodología se validará a través del funcionamiento del cuadricóptero prototipo.

La aplicación específica de transporte de carga se eligió debido a que tiene varios usos importantes. Uno de ellos es la entrega de insumos como medicinas o víveres a lugares de difícil acceso, como zonas rurales o poblados afectados por desastres naturales. El uso de UAVs también presenta varias ventajas para la etapa final de entrega de paquetes a domicilio (etapa conocida como "última milla"), reduciendo tiempos de entrega y consumo de energía (Kornatowski, Bhaskaran, Heitz, Mintchev, & Floreano, 2018). También se pueden usar drones de carga para rociar cultivos con pesticidas o fertilizantes. Existe además una superposición entre el diseño de drones de carga y drones para fotografía aérea, debido a que en muchos casos utilizan una cámara adicional de altas prestaciones para la grabación, la cual puede ser considerada como una carga externa. Si bien el prototipo a desarrollarse en la presente tesis de grado no será utilizado directamente para estos fines, funcionará como una prueba de concepto para el desarrollo de cuadricópteros de carga en general, y la metodología de diseño desarrollada sentará las bases para futuros proyectos con aplicaciones más prácticas.

Estructura del documento

En el capítulo 1 se abordan los antecedentes de trabajos relacionados a vehículos aéreos no tripulados en Ecuador, los objetivos generales y específico a cumplirse, la descripción y el alcance del proyecto (que incluye los parámetros de desempeño del sistema), y finalmente la justificación para la elaboración del presente trabajo de titulación. En el capítulo 2 se resume la información obtenida en la revisión bibliográfica de los tópicos necesarios para llevar a cabo el diseño, construcción e implementación de vehículos aéreos no tripulados, con temas tales como: (i) vehículos aéreos no tripulados (ii) fuerzas en perfiles aerodinámico, (iii) vehículos de ala rotaria, (iv) estructura y funcionamiento de un cuadricóptero, (v) modelamiento dinámico y (vi) control de cuadricópteros.

En el capítulo 3 se detalla el procedimiento de diseño de los diferentes subsistemas que conforman al cuadricóptero, así como su integración. En el capítulo 4 se detallan la construcción y calibración de la aeronave, y se presentan los resultados obtenidos en las pruebas de vuelo realizadas. Finalmente, en el capítulo 5 se describen las conclusiones y recomendaciones obtenidas a partir de los resultados de las pruebas realizadas, de acuerdo con los objetivos iniciales planteados.

Capítulo II

Revisión de Literatura Técnica

En el segundo capítulo se resume la información obtenida a partir de una revisión bibliográfica de conceptos fundamentales relacionados a los cuadricópteros. Los temas revisados incluyen su definición, clasificación, y el principio de funcionamiento de sus elementos constitutivos tanto mecánicos como electrónicos, clasificados en cinco subsistemas: de propulsión, de distribución de potencia, de control, de comunicación y estructural.

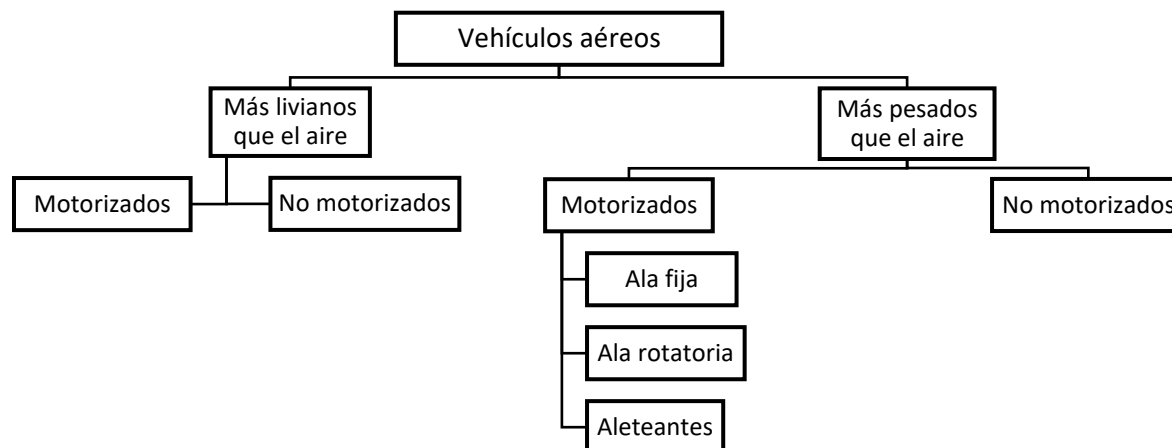
Vehículos aéreos no tripulados

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs, por sus siglas en inglés) pueden ser definidos como dispositivos móviles que se trasladan por el aire sin contener un piloto dentro de su mismo espacio físico. Coloquialmente son conocidos como drones. Un UAV pueden ser autónomo, o ser pilotado de forma remota por un operador en tierra (Ostojic et al, 2015).

Los vehículos aéreos (ya sean tripulados o no tripulados) pueden clasificarse de varias maneras. Una de ellas es a partir de su principio de vuelo y mecanismo de propulsión, como se ilustra en la Figura 3 (Norouzi, Aghli, Alimohammadi, & Akbari, 2016). Este tipo de clasificación subdivide a los vehículos aéreos en dos categorías: más livianos que el aire, como globos aerostáticos y zeppelins, y más pesados que el aire, como aviones y helicópteros. Ambas categorías se subdividen en vehículos motorizados y no motorizados. Dentro de los vehículos motorizados más pesados que el aire existen tres subcategorías, que corresponden a distintos mecanismos de propulsión: vehículos de alas fijas, de alas rotatorias (también conocidas como hélices o rotors) y de alas aleteantes. La subcategoría de vehículos de alas rotatorias puede subdividirse a su vez de acuerdo al número de hélices. El presente trabajo de titulación se centrará específicamente en vehículos de cuatro alas rotatorias, o cuadricópteros.

Figura 3

Clasificación de los vehículos aéreos



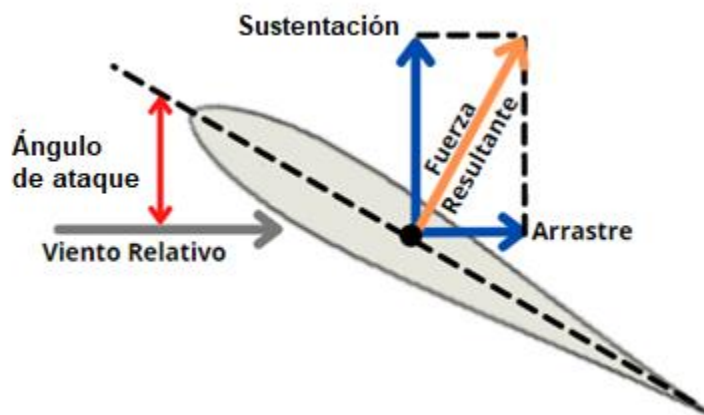
Nota. Adaptado de *Quadrotors Unmanned Aerial Vehicles: A Review*, por S. Norouzi, Y. Aghli, M. Alimohammadi y A. Akbari, 2016, *International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems*.

Fuerzas que actúan sobre un perfil aerodinámico

El mecanismo de vuelo de los vehículos con alas (ya sean fijas o rotatorias) se basa en generar una fuerza vertical, conocida como fuerza de sustentación, mediante el flujo de aire alrededor de una estructura con un perfil aerodinámico (el ala). Esta fuerza debe tener la magnitud suficiente para elevar al vehículo. El mecanismo físico por medio del cual se genera la fuerza de sustentación es complejo, pero en resumidas cuentas se puede decir que se trata de la componente vertical de la combinación de dos tipos de esfuerzos que actúan sobre el ala: los esfuerzos cortantes, producidos por la viscosidad del aire que fluye alrededor del perfil, y los esfuerzos normales, causados por la distribución de presión a lo largo de la superficie del ala (Greitzer, Spakovszky, & Waitz, 1999).

Figura 4

Fuerzas en la sección transversal de un perfil aerodinámico



Nota. Adaptado de *Quadrotors Unmanned Aerial Vehicles: A Review*, por S. Norouzi, Y. Aghli, M. Alimohammadi y A. Akbari, 2016, *International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems*.

El flujo de aire alrededor de un ala produce también componentes horizontales de fuerza, cuya resultante se conoce como fuerza de arrastre. La fuerza de arrastre es perjudicial para el vuelo, ya que actúa en la dirección contraria al sentido de desplazamiento del ala, generando una resistencia que debe ser vencida para conseguir movimiento relativo entre el aire y el ala, limitando la velocidad de desplazamiento del ala y aumentando el consumo de energía del vehículo. La magnitud de las fuerzas de arrastre y sustentación depende de muchos factores, como la geometría del ala, el ángulo entre la dirección de desplazamiento y el ala (conocido como ángulo de ataque), la velocidad de desplazamiento, la densidad, viscosidad y otras propiedades del aire. Estos factores se deben controlar cuidadosamente tanto en el diseño como en la operación de un vehículo aéreo con el fin de maximizar la sustentación y minimizar el arrastre, consiguiendo de esta forma que el vehículo se desplace de la forma más eficiente posible (Greitzer, Spakovszky, & Waitz, 1999).

Vehículos de ala rotatoria

Una propela o hélice de un vehículo de ala rotatoria está conformada por varias alas (conocidas como aspas) acopladas en una distribución radialmente simétrica alrededor de un eje de rotación. Cuando se imparte rotación a la propela (mediante un actuador giratorio como un motor eléctrico o de combustión), las fuerzas de sustentación generadas en cada aspa se suman para producir una fuerza resultante que actúa a lo largo del eje de la propela, perpendicular al plano de rotación. Esta fuerza se conoce como fuerza de empuje. Por otro lado, la sumatoria de las fuerzas de arrastre produce un torque resistente que debe ser vencido por el motor para impartir aceleración angular a la propela.

A diferencia de las alas fijas de un aeroplano, el ángulo de ataque de las aspas de una propela varía a lo largo de su radio, siendo máximo en el centro y mínimo en la punta, como se muestra en la Figura 5 (Antuña, 2017). La variación en el ángulo de ataque permite compensar la diferencia de velocidad que existe a lo largo del radio del aspa, logrando así que la fuerza de sustentación sea uniforme. La diferencia entre los ángulos de ataque en la base y la punta del aspa se conoce como el paso de la propela. Además del paso y el número de aspas, otros parámetros geométricos importantes en el desempeño de una propela son su diámetro, el ancho de las aspas (el cual varía a lo largo del radio) y la forma de su sección transversal.

Figura 5

Sección transversal de una propela a lo largo del radio de las aspas



Nota: Adaptado de Drone Design, por R. Antuña, 2017, Dumlupinar Universitesi.

Determinar la fuerza de empuje y el torque resistente exactos en una propela es un problema extremadamente complejo desde un punto de vista matemático, para el cual no existe una solución analítica. Sin embargo, mediante la técnica del análisis dimensional, se pueden derivar ecuaciones que expresan los factores que influyen sobre estas magnitudes. A partir de este método, se obtiene las siguientes ecuaciones para la fuerza de empuje y el torque resistente en una propela (Greitzer, Spakovszky, & Waitz, 1999):

$$T = K_T \rho D^4 n^2$$

$$Q = K_Q \rho D^5 n^2$$

Donde:

- T: Fuerza de empuje [N]
- Q: Torque resistente [N·m]
- ρ : Densidad del aire [kg/m³]
- D: Diámetro [m]
- n: Velocidad angular [rad/s]
- K_T : Coeficiente de empuje [adimensional]
- K_Q : Coeficiente de torque [adimensional]

Los factores K_T y K_Q son coeficientes adimensionales que dependen de varios factores, algunos geométricos, como el número de aspas y la razón diámetro/paso, y otros dependientes del fluido, como el número de Reynolds y la razón de avance. Estos coeficientes se deben determinar experimentalmente para cada propela para poder determinar la magnitud exacta de la fuerza de empuje y el torque resistentes. El diámetro, la densidad del aire y los coeficientes de empuje y torque son prácticamente constantes para cada propela, por lo que el principal mecanismo para controlar el empuje en una propela es variar su velocidad de rotación.

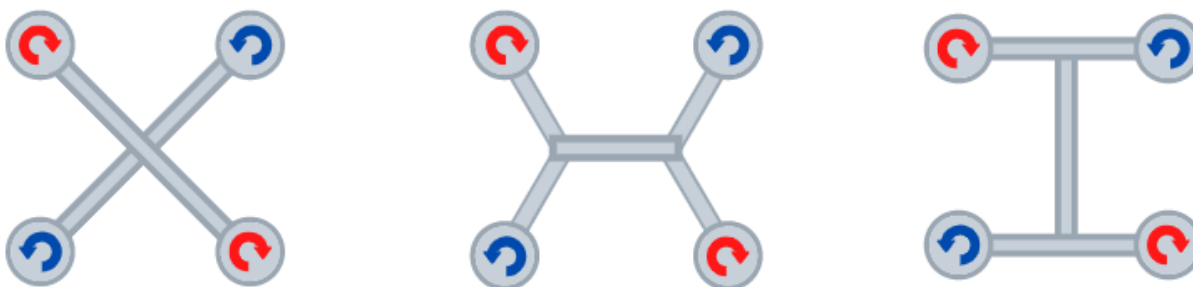
Estructura y funcionamiento de un cuadricóptero

Un cuadricóptero, como su nombre lo indica, es un vehículo aéreo propulsado por cuatro propelas, las cuales se acoplan a los extremos de un armazón, el cual puede tener forma de X, H o T, como se indica en la Figura 6. Las propelas se montan con su eje de rotación orientado perpendicular al suelo, de modo que la fuerza de empuje resultante permita elevar al vehículo. Para cancelar los torques de reacción y evitar que el cuadricóptero gire sobre su propio eje, dos propelas deben girar en sentido horario y dos en sentido antihorario, y se ubican las propelas con sentidos de giro iguales en esquinas opuestas del armazón.

Cada propela en el dron está propulsada por un motor independiente. Para controlar los movimientos del dron, un microcontrolador a bordo recibe señales de sensores que le permiten determinar la posición, orientación y velocidades actuales del vehículo, comparar estos datos con la posición y orientación deseadas (normalmente recibidas de un control remoto) y en base a esta información comandar la velocidad de cada motor mediante la ejecución de un algoritmo de control de vuelo, logrando así mantenerse estable y cambiar su trayectoria en el aire. La energía para todos los componentes es suministrada por una fuente de poder a bordo, normalmente una batería.

Figura 6

Configuración de rotores y principales formas de armazones en cuadricópteros

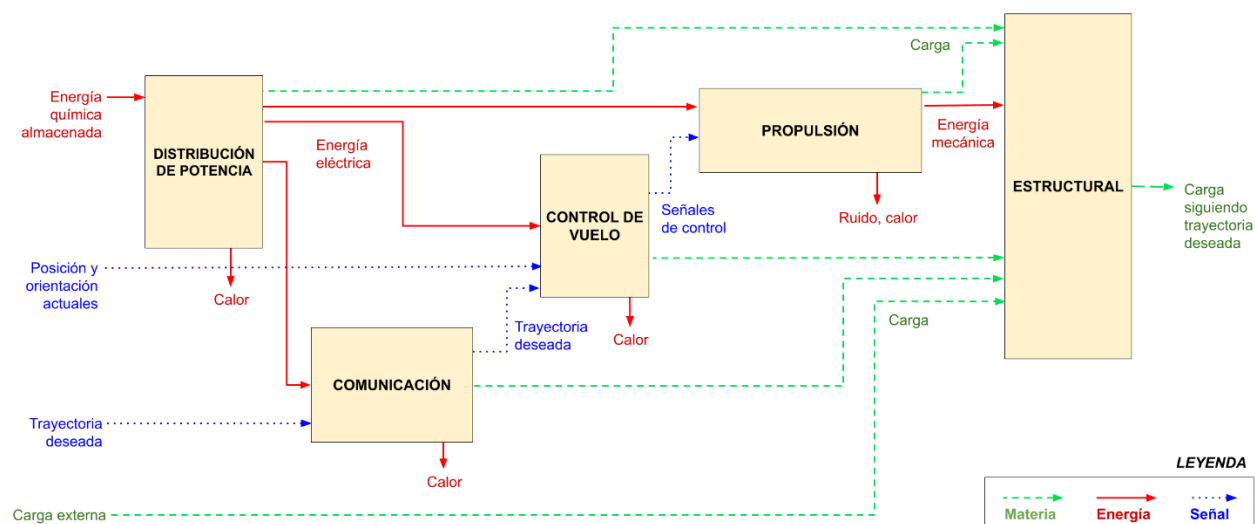


Nota: De izquierda a derecha: configuración en X, H y T.

Desde un punto de vista funcional, un dron se puede subdividir en cinco subsistemas: de propulsión, de distribución de potencia, estructural, de control de vuelo y de comunicación. En la Figura 7 se puede observar un diagrama funcional simplificado del sistema, donde se detalla la transferencia de materia, energía y señales entre subsistemas. El diagrama funcional completo se encuentra en el Anexo I, donde varios de los subsistemas están subdivididos a su vez en otros subsistemas. A continuación, se detallan las principales características y componentes de cada uno.

Figura 7

Diagrama funcional simplificado de un cuadricóptero de carga



Subsistema de propulsión

Su función es impartir movimiento al dron. Está conformado por cuatro conjuntos independientes de hélices y motores. Los motores imparten movimiento rotacional a las hélices, generando así la fuerza de empuje necesaria para elevar al dron. Se suelen usar motores de corriente directa sin escobillas (motores BLDC, en inglés) debido a su alta densidad de potencia y durabilidad (Norouzi, Aghli, Alimohammadi, & Akbari, 2016). Los motores BLDC

tienen una construcción similar a la de un motor trifásico, alimentándose con voltaje AC de tres fases generado por un circuito de potencia conocido como Electronic Speed Controller (ESC, por sus siglas en inglés).

Prácticamente todos los motores BLDC disponibles a nivel nacional son motores para vehículos de radiocontrol, como automóviles, aviones y drones. Los fabricantes de estos dispositivos suelen proporcionar especificaciones técnicas muy limitadas de sus productos, consistiendo únicamente de unos pocos parámetros como su voltaje nominal, dimensiones y un factor conocido como KV. El KV de un motor representa la constante de proporcionalidad entre el torque desarrollado por un motor y la corriente consumida (Kustek, 2015). A nivel comercial es muy común que este valor se especifique como la velocidad angular (en rpm) que el motor alcanzará por cada voltio que se le suministra. Sin embargo, esta aseveración es errónea, ya que no considera la eficiencia del motor (la cual depende de la velocidad), por lo que solo es aproximadamente correcta en condiciones sin carga (Reid, 2017). La relación entre el torque y la corriente está dada por:

$$I = Q \cdot KV$$

Donde:

- I: Corriente de fase [A]
- Q: Torque desarrollado [N·m]
- KV: Constante de proporcionalidad [rad/(s·V)]

Los elementos del subsistema de propulsión deben seleccionarse cuidadosamente de modo que se logren ejercer las fuerzas necesarias para elevar el dron y poderlo maniobrar en el aire, sin que el torque (y por ende la corriente consumida) sean excesivos. Si bien la relación exacta entre la geometría de las hélices y el empuje y torque se deben determinar

experimentalmente, se puede aseverar que aumentar el diámetro, el paso, el número de aspas o el ancho de las aspas resulta en un aumento tanto del empuje como el torque resistente (Islam & Lye, 2009). Además, un motor con un mayor KV permitirá alcanzar mayores velocidades y por ende mayor empuje, pero su consumo de corriente también aumentará.

Subsistema de distribución de potencia

El subsistema de distribución de potencia tiene por objetivo suministrar la energía necesaria para accionar los componentes electrónicos a bordo del dron, tanto los de propulsión (motores), que presentan un alto consumo de corriente, como los de control (microcontrolador, sensores, etc.) y de comunicaciones (radiorreceptor), que presentan un bajo consumo de corriente. La fuente de energía más comúnmente utilizada en cuadricópteros es una batería de polímero de litio (LiPO), debido a su alta densidad de potencia (Tycorun Energy, s.f.). Para la selección de la batería se deben considerar principalmente los siguientes factores eléctricos: su voltaje nominal (determinado por el número de celdas de la misma), su capacidad de almacenamiento (normalmente especificada en mAh o Ah), y su coeficiente de descarga o C rating, el cual representa la máxima corriente que una batería es capaz de suministrar, expresada en múltiplos de la corriente nominal. Por ejemplo, una batería de 2 Ah y C rating de 25 podrá suministrar un máximo de 50 A. Se debe tomar en cuenta que, a mayor capacidad de una batería, mayor será su peso y tamaño.

Además de la batería, este subsistema cuenta con un componente conocido como tarjeta de distribución de potencia (PDB, por sus siglas en inglés), un circuito que recibe directamente el voltaje de la batería como voltaje de entrada y genera a partir del mismo los distintos voltajes de salida regulados utilizados para alimentar a cada componente electrónico del dron (Drone Nodes, 2015). Normalmente, el voltaje de operación de los componentes de propulsión es mayor al del de los componentes de control y comunicaciones.

. Para seleccionar el resto de los componentes del subsistema de alimentación, se deben considerar su capacidad de corriente, voltaje nominal, tipo de conectores, geometría, peso y forma de acoplamiento a la estructura.

Finalmente, el subsistema de distribución de potencia incluye los componentes encargados de generar el voltaje AC utilizado para alimentar a los motores BLDC: los controladores electrónicos de velocidad (ESC, por sus siglas en inglés). Cada motor tiene su propio ESC, que consiste en un circuito inversor de potencia que genera un voltaje AC trifásico a partir de la conmutación sincronizada de seis transistores de potencia alimentados por el voltaje DC de la PDB. Los ESC cuentan con un microcontrolador embebido capaz de recibir una señal de control que determina la velocidad del motor. Normalmente, la señal de control es un tren de pulsos cuyo ancho determina el comando de velocidad: un pulso de 1ms corresponde a la velocidad mínima, y uno de 2 ms corresponde a la velocidad máxima. Cada motor BLDC cuenta con un sensor de velocidad angular embebido, cuya señal es transmitida al microcontrolador del ESC, el cual regula la amplitud y frecuencia del voltaje trifásico de salida en función del comando de velocidad proporcionado por la señal de entrada. Por lo tanto, el conjunto de motor BLDC y ESC constituye un sistema de control en lazo cerrado (Vorkoetter, 1997).

Subsistema de control de vuelo

El subsistema de control de vuelo tiene la función de medir la posición y/o la orientación actual del dron (en forma de desplazamientos lineales y angulares, y sus derivadas respecto al tiempo), compararlas con los valores deseados (normalmente enviados por un control remoto operado por un usuario en tierra) y ejecutar un algoritmo de control de vuelo para comandar los motores del dron, cambiando las velocidades de giro de cada uno para modificar la trayectoria de la aeronave (Emran & Najjaran, 2018). El elemento central del subsistema de control es un

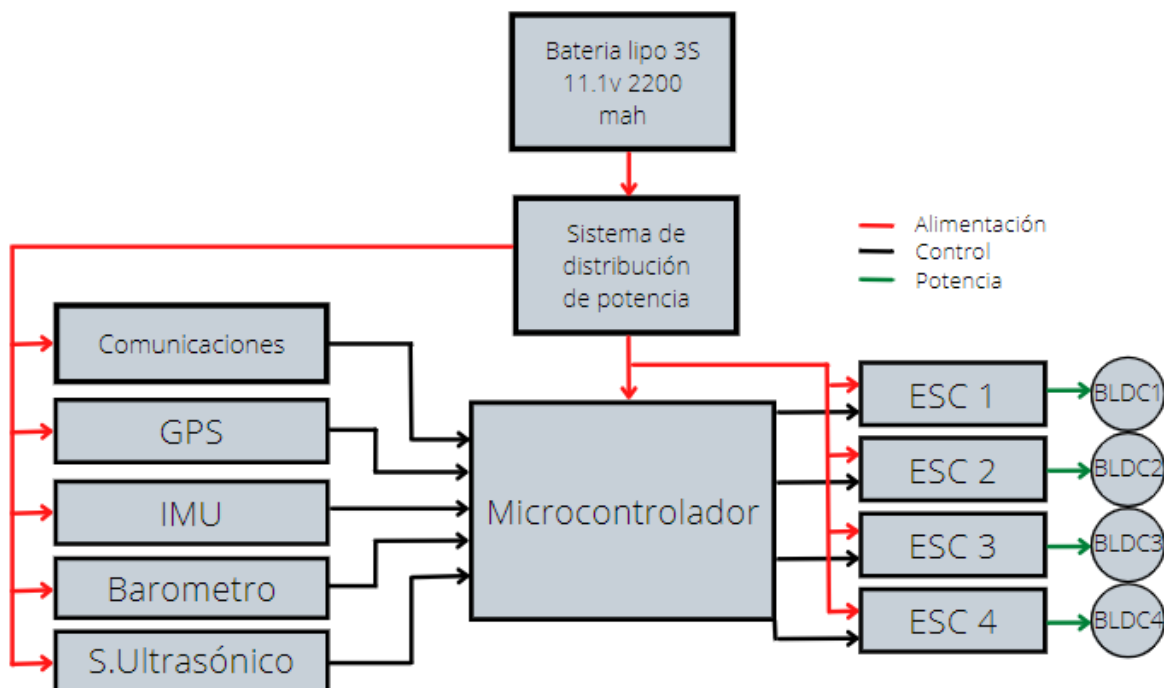
microcontrolador, cuya velocidad de procesamiento, memoria y pines de entrada y salida, deben ser adecuadas ejecutar el algoritmo de control. El estado actual del cuadricóptero se mide por medio de sensores conectados al microcontrolador, algunos de los cuales se describen a continuación (RF Wireless World, 2012).

- Unidad de Medición Inercial (IMU): Sensor integrado que cuenta con un acelerómetro para medir las aceleraciones lineales y un giroscopio para medir las velocidades angulares del dron en todos sus ejes. Las señales se pueden integrar para estimar las velocidades y posiciones. Algunas IMU también cuentan con un magnetómetro que permite estimar la orientación del dron respecto al campo magnético de la tierra.
- Barómetro: Sensor que mide la presión atmosférica, la cual se puede utilizar para estimar la altura del dron a través de la relación entre altura, densidad y presión del aire.
- Sensor de proximidad/distancia: Este sensor se suele colocar en la parte inferior del dron para medir la distancia con el suelo y así evitar colisiones. Puede tratarse de un sensor ultrasónico, infrarrojo, etc.
- GPS: Permite estimar la posición del dron respecto a un sistema de referencia global.

Cabe recalcar que muchas veces las mediciones de estos sensores se combinan mediante algoritmos de fusión de sensores para obtener mediciones más exactas y menos propensas al ruido (Johansson & Wallén, 2016). Los sensores se seleccionan a partir de sus características estática y dinámica, su alimentación, su tamaño y su peso. En la Figura 8, se presenta a modo de ejemplo un esquema de conexiones simplificado de un cuadricóptero, en donde se observan las conexiones entre los sensores, el microcontrolador, los actuadores y la batería.

Figura 8

Esquema de conexiones simplificado de un cuadricóptero



Subsistema de comunicaciones

Su función es transportar información entre el dron y un operario en tierra a través de enlaces de radiofrecuencia. Las señales transmitidas al dron desde tierra normalmente son las consignas de posición, orientación y/o sus derivadas, generadas ya sea por un operario utilizando un control remoto (o cualquier otro dispositivo de entrada) o por un procesador que genera trayectorias de forma automática. En muchos casos la comunicación es bidireccional: los drones envían señales de retroalimentación a tierra, como su nivel de batería o la lectura de los sensores. Estas señales se conocen como telemetría. Las señales son codificadas y transmitidas por un transmisor de radiofrecuencia en tierra, y receptadas y decodificadas por un receptor a bordo del dron, el cual envía las señales al microcontrolador (Robocraze, s.f.) .

La mayoría de drones opera en una o varias de las siguientes cuatro bandas de frecuencias: 2.4 GHz, 5.8 GHz, 433 MHz y 915 MHz (Rutherford, 2022). Actualmente, la configuración más común en drones comerciales es utilizar la banda de 2.4GHz para la transmisión de comandos del control remoto, y la banda de 5.8 GHz para transmisión de video en tiempo real, para casos en los que el dron cuenta con una cámara integrada. La forma como se codifican los datos depende del protocolo de comunicaciones utilizado. Cabe recalcar que en la mayoría de ocasiones se usan protocolos distintos para la comunicación entre el transmisor y el receptor, y para la comunicación entre el receptor y el controlador de vuelo. La mayoría de los protocolos de transmisor son propietarios y pertenecen a una marca específica, como FrSky D8, Spektrum DSM o FlySky AFHDS. Por otro lado, la mayoría de los protocolos usados para comunicar el radioreceptor con el controlador de vuelo solo abiertos, como PCM, PWM, PPM o SBUS. (Robocraze, s.f.).

Subsistema estructural

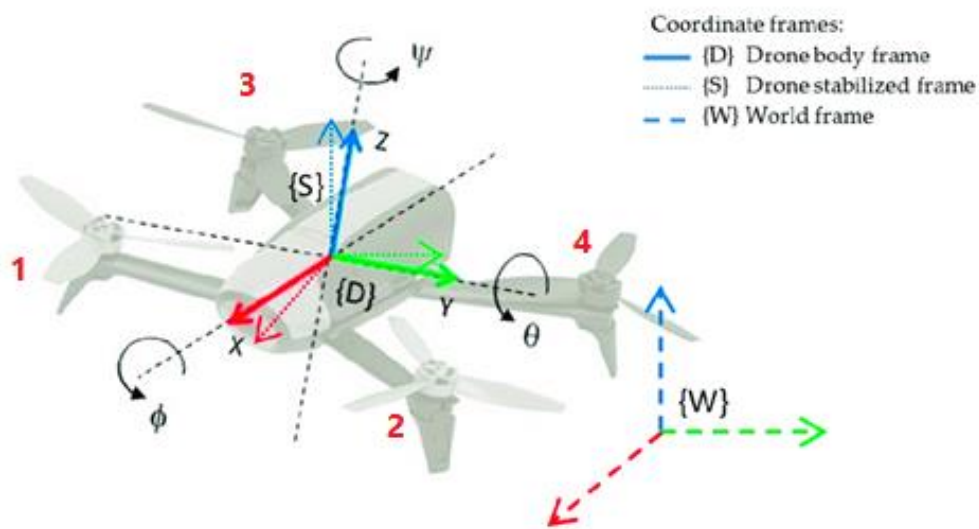
El subsistema estructural está conformado principalmente por un armazón al cual se sujetan todos los componentes del dron, elementos de sujeción y elementos de apoyo para permitir al dron despegar y aterrizar de forma segura. La armazón debe diseñarse de modo que sea lo más ligera posible, pero con la rigidez y resistencia suficientes para soportar las fuerzas ejercidas por los motores sin fallar o sufrir deformaciones excesivas. Para ello, tanto la selección del material como la geometría de la estructura son extremadamente importantes. Los materiales más comunes suelen ser la fibra de carbono u otros materiales compuestos similares, la madera, el aluminio y ciertos polímeros. Otras consideraciones importantes en el diseño de la estructura son la resistencia a vibraciones, la resistencia a impactos y la colocación de agujeros para acoplar los elementos de sujeción a la misma (Liang, 2023).

Posición y orientación un cuadricóptero en el espacio

Los cuadricópteros son sistemas dinámicos que poseen 6 grados de libertad (tres de posición y tres de orientación), ya que en vuelo libre tienen la capacidad de desplazarse y rotar en cualquier dirección en el espacio. Su posición lineal absoluta suele definirse por coordenadas cartesianas X, Y, Z medidas a partir de un marco de referencia fijo $\{W\}$. Su orientación se suele definir a partir de los ángulos de giro alrededor de los ejes x, y, z de un marco de referencial móvil $\{D\}$, conocidos como roll (ϕ), pitch (θ) y yaw (ψ), respectivamente, como se muestran en la Figura 9.

Figura 9

Marcos de referencia utilizados para definir la posición y orientación de un cuadricóptero



Nota: $\{W\}$: Marco de referencia fijo; $\{S\}$: Marco de referencia móvil estabilizado, que se desplaza junto con el cuadricóptero, pero cuyos ejes se mantienen alineados con $\{W\}$; $\{D\}$: Marco de referencia móvil que se desplaza y gira junto con el cuadricóptero. Tomado de *A Multi-Sensorial Simultaneous Localization and Mapping (SLAM) System for Low-Cost Micro Aerial Vehicles in GPS-Denied Environments* (p.3), por López et al, 2017, MDPI.

Para cambiar la posición y orientación del cuadricóptero, el empuje de los motores debe ser controlado independientemente para generar distintas fuerzas y torques resultantes de acuerdo a las siguientes reglas, tomando como referencia la Figura 9:

- Para mantenerse en levitación estacionaria, los cuatro motores deben girar a la misma velocidad, y su empuje resultante debe ser igual al peso de la aeronave. Cuando las velocidades de los cuatro motores son iguales, la suma de los torques resistentes en el sentido horario (generados por los motores 1 y 4) es igual a suma de los torques resistentes en el sentido antihorario (generados por los motores 2 y 3), por lo que el torque resultante es 0 y el dron no gira sobre su propio eje.
- Para realizar un desplazamiento a lo largo del eje Z, se debe aumentar o disminuir la velocidad de todos los motores en la misma proporción, de modo que el empuje total sea mayor o menor al peso, para subir o bajar, respectivamente.
- Para realizar un desplazamiento a lo largo del eje X, el dron debe rotar alrededor del eje Y (giro en Pitch). Para ello, el empuje generado por los motores 1 y 2 debe ser mayor o menor al empuje generado por los motores 3 y 4, y la suma de los componentes verticales de todos los empujes debe ser igual al peso del dron.
- Para realizar un desplazamiento a lo largo del eje Y, el dron debe rotar alrededor del eje X (giro en Roll). Para ello, el empuje generado por los motores 1 y 3 debe ser mayor o menor al empuje generado por los motores 2 y 4, y la suma de los componentes verticales de todos los empujes debe ser igual al peso del dron.
- Para realizar un giro alrededor de Z (giro en Yaw), el torque resistente en el sentido horario debe ser mayor o menor al torque resistente en el sentido antihorario, produciendo un torque neto. Para ello, los motores 1 y 4 deben girar más rápido o más lento que los motores 2 y 3.

Modelamiento y control de cuadricópteros

Los cuadricópteros son sistemas dinámicos que presentan varios desafíos en su modelamiento y control. Se trata de un sistemas multivariable, no lineal e inestable, cuyos parámetros no son constantes en el tiempo debido a la descarga paulatina de la batería durante el vuelo. Al contar con una menor cantidad de actuadores que de grados de libertad (cuatro actuadores y seis grados de libertad), se trata también de un sistema subactuado. Este tipo de sistemas presentan la complicación adicional de no poder ser linealizados por técnicas convencionales. Algunas de las arquitecturas de control multivariable más notables que se han utilizado para controlar cuadricópteros se enumeran a continuación (Bouabdallah, 2007; Emran & Najjaran, 2018).

- Control PID (con controladores independientes para cada grado de libertad)
 - Se pueden utilizar controladores PID convencionales o en cascada
- Control LQR (Linear Quadratic Regulator)
- Control no lineal
 - Control difuso
 - Control por método backstepping

Resumen del capítulo 2

En breve síntesis se puede decir que un cuadricóptero es un vehículo aéreo no tripulado, perteneciente a la categoría de los motorizados más pesados que el aire, con cuatro alas rotatorias. Los cuadricópteros están conformados por cinco subsistemas: de propulsión, de distribución de potencia, de control, de comunicación y estructural. La posición y orientación de un cuadricóptero se controlan variando las velocidades de los motores de forma independiente, generando fuerzas y torques resultantes que le permiten girar y desplazarse en seis grados de libertad. El control del sistema se lleva a cabo mediante un algoritmo de control multivariable.

Capítulo III

Diseño

En el capítulo 3 se detalla el procedimiento de diseño del cuadricóptero. El procedimiento consistió en cuatro etapas: el establecimiento de requerimientos de funcionamiento en base a un breve análisis de especificaciones técnicas de drones comerciales, el diseño preliminar y selección de componentes de cada uno de los subsistemas (propulsión, distribución de potencia, control, estructural y comunicación) en base a cálculos de ingeniería, el diseño detallado del armazón, el circuito impreso y el algoritmo de control, y finalmente la integración de todos los subsistemas.

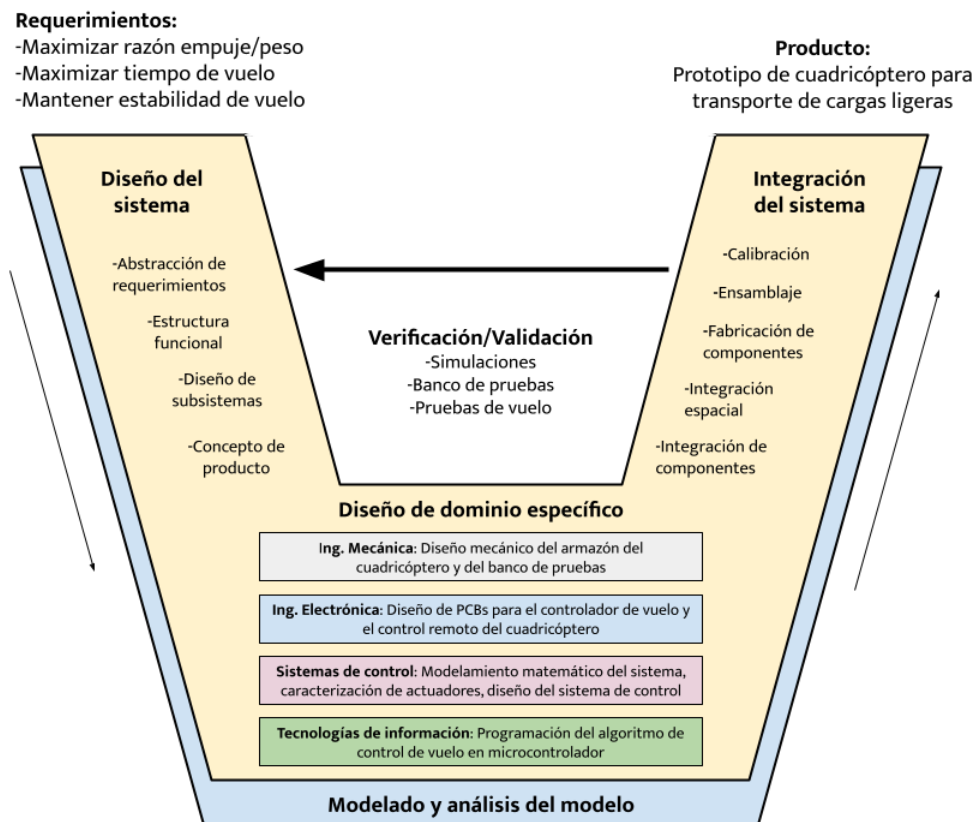
Metodología de diseño para sistemas mecatrónicos según norma VDI 2206

La metodología utilizada para el diseño del cuadricóptero fue la establecida por la Norma VDI 2206: Design Methodology for Mechatronic Systems (Verein Deutscher Ingenieure, 2004), conocida como modelo en V. El modelo en V es un procedimiento de diseño para sistemas mecatrónicos que parte de una serie de requerimientos de funcionamiento y obtiene como resultado un producto que los cumple. El procedimiento se divide en tres etapas: diseño del sistema, diseño de dominio específico e integración del sistema. Además, el modelo en V instauro el modelamiento y análisis de modelos (tanto del sistema completo como de los subsistemas que lo conforman) como aspectos fundamentales de cada etapa de diseño.

Para asegurar el correcto funcionamiento del sistema, el modelo en V establece que al final de cada una de las tres etapas de diseño se deberán realizar pruebas de verificación y validación, dando como resultado una retroalimentación de las etapas previas del diseño, en base a la cual se pueden realizar los cambios necesarios para alcanzar un desempeño satisfactorio. En la Figura 10, se muestra una representación gráfica de la metodología.

Figura 10

Metodología de la norma VDI2206 aplicada al diseño de un cuadricóptero



Establecimiento de requerimientos de desempeño

El modelo en V parte de una serie de requerimientos de desempeño que el producto debe cumplir para ser considerado de buena calidad por el usuario. El objetivo de un cuadricóptero de carga es transportar objetos desde un punto a otro. Es deseable que el vehículo pueda transportar la mayor cantidad de carga posible a la mayor distancia posible, maximizando así su utilidad para el usuario. Lógicamente, es imperativo que el cuadricóptero se mantenga en la trayectoria deseada en todo momento, sin desviarse, volcarse o estrellarse. Expresados de forma más técnica, los requerimientos que un cuadricóptero de carga de buena calidad debe cumplir con los siguientes:

- Maximizar la razón empuje/peso del vehículo
- Maximizar el tiempo de vuelo
- Mantener un vuelo estable

Todos los pasos posteriores de diseño e implementación tienen por objetivo cumplir con estos requerimientos, de modo que el producto final sea adecuado para su uso, lo cual caracteriza a un producto de buena calidad.

Diseño del sistema

La etapa de diseño del sistema tiene por objetivo generar un concepto de solución que describe las principales características físicas y lógicas del cuadricóptero. Para ello, se debe establecer la estructura general del sistema, especificando los subsistemas que lo componen, el objetivo que cumple cada uno y las interacciones que se producen entre ellos. El procedimiento de diseño de sistema consiste en los siguientes pasos, cada uno de los cuales se detallarán posteriormente (Verein Deutscher Ingenieure, 2004):

- Abstracción de los requerimientos de diseño
- Establecimiento de la estructura funcional del sistema
- Planteamiento de soluciones para cada subfunción del sistema
- Concretización de soluciones
- Evaluación y selección

El resultado de esta etapa del diseño es un concepto del producto que describe las características generales que tendrá el cuadricóptero. Entre las características a definirse en esta etapa están la forma y dimensiones preliminares de la aeronave, los componentes de los cuales estará conformado, la distribución física aproximada de los mismos y un esquema del intercambio de energía e información entre ellos.

Abstracción de requerimientos

La abstracción de los requerimientos de diseño consiste en expresar los requerimientos iniciales de forma abstracta, es decir, formular el problema sin especificar preferencia por una solución en particular, de modo que todas las posibles alternativas puedan evaluarse de forma imparcial. Estos requerimientos abstractos deben plantearse en función de cantidades físicas objetivas y medibles (Verein Deutscher Ingenieure, 2004).

El procedimiento ideal habría sido establecer el peso de la carga para una aplicación en específico, y en base a ello especificar los requerimientos de forma abstracta (tomando como referencia las características de drones comerciales con una capacidad de carga similar) y seleccionar los componentes adecuados para cumplir con dichos requerimientos. Sin embargo, al intentar seguir este procedimiento, se pudo evidenciar que existía muy poca variedad de componentes para construcción de drones disponibles a nivel local. Específicamente, las únicas propelas disponibles fueron aquellas de diámetro de 10 pulgadas con dos aspas, con tres distintos pasos de hélice (4.5, 4.7 y 5 pulgadas), y los únicos motores disponibles fueron los de la serie A2212, con tres distintos valores de KV (1000, 1400 y 2000). Por lo tanto, se decidió establecer el diámetro de las propelas como una restricción de diseño, en base a la cual se determinaría el tamaño y peso aproximado del cuadricóptero, su capacidad de carga y otros requerimientos de funcionamiento.

Para establecer el tamaño del cuadricóptero, se consultaron las recomendaciones de un sitio web de venta de armazones para drones (Flynt, 2015) y un sitio de aficionados de ensamblaje de drones (Drone Fanatics, 2022), en los cuales se sugiere utilizar un armazón de 450 a 500 mm (distancia diagonal) para propelas de 10 pulgadas. Tomando este dato como punto de partida, se consultó con un proveedor local la masa de los distintos componentes que suelen conformar un dron de 450mm para aficionados (Grupo Electrostore, 2019). Sumando las masas de los componentes, se obtuvo una masa total estimada de 970g (como se observa en

la Tabla 1), la cual se redondeó a 1kg considerando la posibilidad de que se necesiten elementos de sujeción adicionales.

Tabla 1

Estimación preliminar de la masa total del cuadricóptero

Componente	Masa [g]	Cantidad	Masa total [g]
Propelas 1045	11	4	44
Motores BLDC	48	4	192
Acoples motores BLDC	5	4	20
ESC 30A	32	4	128
Batería 3S 2200 mAh	173.5	1	173.5
Adaptador XT60 a tipo T	12	4	48
Placa PDB	8	1	8
Controlador de vuelo	50	1	50
Cámara 1000 TVL	9.5	1	9.5
TX de video de 5.8 GHz	17	1	17
Armazón 450 mm	280	1	280
Masa total [g]			970

Para estimar la capacidad de carga de la aeronave, se realizó un levantamiento de información de las especificaciones técnicas de cuadricópteros de carga comerciales. Solo se encontraron especificaciones de capacidad de carga y tiempo de vuelo correspondientes a drones de una sola marca (DJI, 2022), las cuales se resumen en la Tabla 2. Se determinó que los drones analizados tienen una capacidad de carga promedio de 28 ± 13 % de su propio peso. Al tratarse de drones de alta gama, se decidió hacer un estimado conservador para la capacidad de carga de nuestro cuadricóptero, fijándola en 20% de su propio peso, es decir,

200g. Adicionalmente, la razón empuje/peso se estableció inicialmente en 2, de acuerdo con Xu (2017), quien recomienda que mantener este parámetro en un rango admisible de 1.5 a 2 para drones de carga.

Tabla 2

Resumen de especificaciones técnicas de cuadricópteros de carga de alta gama

Modelo de dron	Masa sin carga [kg]	Carga máxima [kg]	Carga máxima [%]	Tiempo de vuelo sin carga [min]	Tiempo de vuelo con carga [min]	Disminución tiempo de vuelo [%]
Modelo 1	3.44	0.81	24%	23		
Modelo 2	0.915	0.135	15%	38		
Modelo 3	6.3	2.7	43%	55		
Modelo 4	0.909	0.191	21%	31		
Modelo 5	0.951	0.099	10%	37		
Modelo 6	4.69	1.45	31%	38	24	37%
Modelo 7	4.53	1.61	36%	38	24	37%
Modelo 8	2.431	1.169	48%	28	16	43%
Promedio			28%	36		
Desviación estándar			13%	9.5		

Si bien el tiempo de vuelo promedio de los drones de carga de alta gama es de 36 ± 9.5 minutos, se debe tomar en cuenta que se trata de vehículos de alta gama con componentes de muy buena calidad. Para tener un estimado más realista del tiempo de vuelo que se podría

alcanzar, se realizó un análisis de las especificaciones de drones comerciales de baja gama, los cuales tienen componentes más parecidos a aquellos disponibles en el mercado local en cuanto a su desempeño (ver Tabla 3). Se determinó que los drones de gama baja tienen un tiempo de vuelo promedio de 13 ± 5 min. Se decidió hacer un estimado conservador y fijar el tiempo de vuelo del dron en el extremo inferior del rango, es decir, 8 minutos. Cabe recalcar que todos los tiempos de vuelo especificados corresponden a levitación estacionaria. El tiempo de vuelo real depende de la trayectoria que siga el dron, ya que la cantidad de energía consumida por los motores es mayor al maniobrar.

Tabla 3

Resumen de especificaciones técnicas de cuadricópteros de baja gama

Marca	Modelo	Masa [g]	Tiempo de vuelo [min]
Marca A	Modelo A1	124	12
Marca B	Modelo B1	650	9
Marca C	Modelo C1	85	5.5
Marca C	Modelo C2		10
Marca C	Modelo C3	230	15
Marca C	Modelo C4	248	13
Marca C	Modelo C5	249	
Marca D	Modelo D1	980	15
Marca D	Modelo D2	480	6
Marca D	Modelo D3	420	12
Marca A	Modelo A2		20
Marca A	Modelo A3	140	15
Marca A	Modelo A4	129	10
Marca A	Modelo A5	149	10
Marca A	Modelo A6	160	17

Marca	Modelo	Masa [g]	Tiempo de vuelo [min]
Marca A	Modelo A7	201	22
Marca A	Modelo A8	595	18
Marca A	Modelo A9	171	13
Marca A	Modelo A10	176	13
Marca A	Modelo A11	219	16
Marca A	Modelo A12	700	12
Marca A	Modelo A13	230	15
Promedio			13
Desviación Estándar			5

Para establecer el requerimiento de tiempo de vuelo con carga, se analizó la disminución porcentual del tiempo de vuelo de los tres cuadricópteros de carga para los cuales está disponible este dato (los últimos tres de la Tabla 2). Se puede observar que la relación entre la carga y la disminución porcentuales del tiempo de vuelo es aproximadamente de uno a uno. Es decir, se espera que con una carga del 20% del peso del cuadricóptero, el tiempo de vuelo con carga disminuya en un 20%. Por lo tanto, se estableció el requerimiento de tiempo de vuelo con carga en 6 minutos.

Finalmente, el requerimiento de distancia de operación se fijó a partir de las especificaciones de los componentes disponibles para la fabricación del control remoto, específicamente el módulo de radiofrecuencia nRF24L01. En la práctica, este módulo tiene un alcance máximo de 100 metros (Last Minute Engineers, 2022). Se realizó un estimado conservador para la distancia de operación, estableciéndose un requerimiento de 50 metros a la redonda.

En resumen, los requerimientos abstractos establecidos inicialmente para el funcionamiento del cuadricóptero fueron los siguientes:

- Capacidad de carga: 200 gramos
- Razón empuje/peso: 2
- Tiempo de vuelo sin carga: 8 minutos (levitación estacionaria).
- Tiempo de vuelo con carga: 6 minutos (levitación estacionaria).
- Alcance de transmisor de radio control: 50 m a la redonda

Cabe recalcar que estos requerimientos abstractos de diseño son una primera aproximación. Si bien el objetivo del resto del procedimiento de diseño es cumplir con los requerimientos, estos pueden ser modificados ligeramente en caso de que se determine mediante cálculos o experimentos que alguno de ellos no se puede cumplir en la práctica con los componentes disponibles a nivel local, o en caso de existir conflictos entre requerimientos. Cualquier requerimiento que sufra una modificación deben permanecer dentro de un rango razonable que permitan al sistema funcionar de forma satisfactoria.

Establecimiento de la estructura funcional del sistema

La segunda etapa consiste en identificar la función principal que cumple el sistema, y dividirla en subfunciones. Cada subfunción deberá ser llevada a cabo por un subsistema (Verein Deutscher Ingenieure, 2004). Mediante el análisis de la literatura técnica (resumida en el capítulo anterior), se determinó que la función principal del cuadricóptero es trasladar una carga por el aire a lo largo de una trayectoria deseada. También se determinó que el sistema puede subdividirse en cinco subsistemas: propulsión, distribución de potencia, control, comunicaciones y estructural. Las subfunciones, así como el intercambio de energía y/o información entre las mismas, se detallan en un diagrama funcional (ver Anexo I).

Diseño de subsistemas

El diseño de subsistemas consiste en plantear distintas soluciones para cada subsistema: de propulsión, de distribución de potencia, de control, de comunicaciones y estructural. En esta etapa, se llevó un procedimiento de selección entre las posibles soluciones planteadas para subsistema con el fin de determinar que combinación de componentes cumple mejor con los requerimientos de diseño del cuadricóptero. El proceso de selección se fundamentó en cálculos de ingeniería. También se tomó en cuenta la disponibilidad de los materiales y componentes, buscando dar prioridad a aquellos que se podían adquirir a nivel local, de modo que el proyecto sea replicable en la medida de lo posible para otras personas dentro del Ecuador.

Diseño del subsistema de propulsión. El subsistema de propulsión tiene por objetivo generar las fuerzas y torques necesarios para desplazar al cuadricóptero por el aire y poder cambiar su trayectoria durante el vuelo. Para ello, se utilizan cuatro propelas acopladas a motores que las hacen rotar a gran velocidad, generando una fuerza de empuje vertical que debe ser considerablemente mayor al peso de todo el cuadricóptero y la carga. Estos componentes deben ser seleccionados para cumplir con los requerimientos de desempeño.

De acuerdo con la información recabada durante la abstracción de requerimientos, las únicas alternativas de propelas disponibles a nivel local fueron propelas plásticas de dos aspas y diez pulgadas diámetro, con tres diferentes pasos de hélice: 4.5, 4.7 y 5 pulgadas. En cuanto a los motores, los únicos adecuados para ser usados con las propelas previamente mencionadas (tanto por su densidad de potencia como por su geometría compatible con los acoples de las propelas) fueron motores BLDC de la serie A2212 (una denominación genérica para un modelo motores de manufactura china, que no pertenecen a una marca en particular), con tres diferentes valores de KV: 1000 KV, 1400 KV y 2200 KV.

El procedimiento de selección consistió en estimar la fuerza de empuje y el tiempo de vuelo que se obtendrían con cada posible combinación de motor y propela (9 en total), para lo cual se realizó una combinación de cálculos analíticos y mediciones experimentales. Para los cálculos, se tomaron como punto de partida la masa estimada del cuadricóptero y de la carga (1 kilogramo y 200 gramos, respectivamente). Mediante el cálculo de la fuerza de empuje y corriente consumida, se buscó determinar la combinación de motor y propela que permita acercarse lo más posible a la razón empuje/peso de 2 y al tiempo de vuelo de 8 minutos establecidos durante la abstracción de requerimientos.

Caracterización experimental de los motores BLDC. Para poder calcular la razón empuje/peso fue necesario medir experimentalmente la fuerza de empuje generada por cada combinación de motor y propela, ya que no fue posible encontrar esta información en las especificaciones técnicas de los componentes. Del mismo modo, para poder calcular el tiempo de vuelo fue necesario medir experimentalmente el consumo de corriente de los motores para cada combinación. Se puede utilizar la técnica de análisis dimensional propia de la mecánica de fluidos para derivar las siguientes ecuaciones, las cuales expresan la fuerza de empuje y el torque resistente generados por una propela en función de la velocidad angular de la misma (Greitzer, Spakovszky, & Waitz, 1999).

$$T = K_T \rho D^4 n^2$$

$$Q = K_Q \rho D^5 n^2$$

Donde:

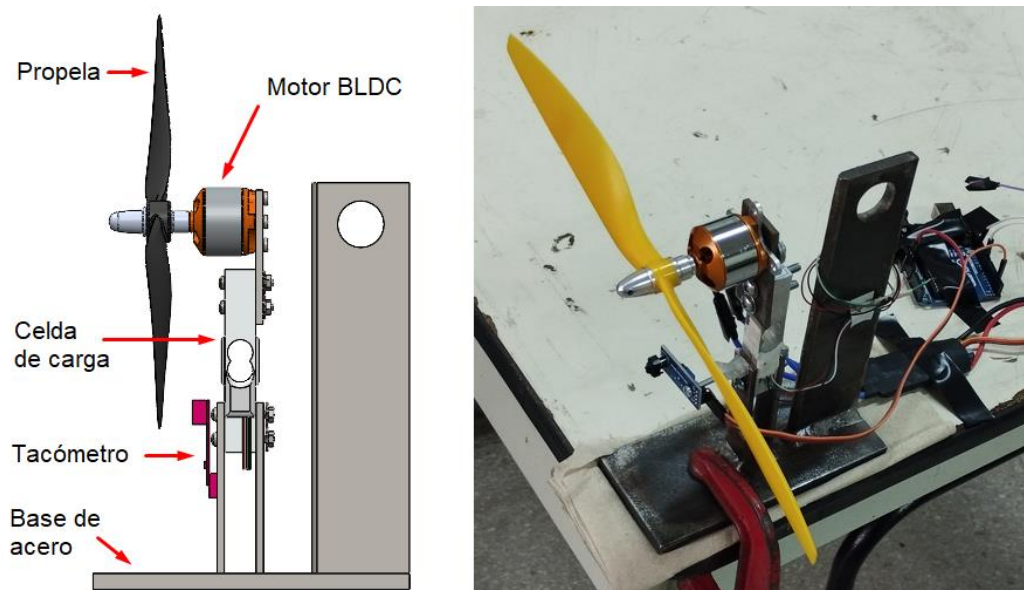
- T: Fuerza de empuje generada por la propela [N]
- Q: Torque resistente generado por la propela [N]
- ρ : Densidad del aire a 2550 m.s.n.m. = 0.959 [kg/m³]

- D : Diámetro de la propela = 0.254 [m]
- n : Velocidad angular de la propela [rad/s]
- K_T : Coeficiente adimensional de empuje
- K_Q : Coeficiente adimensional de torque

Los coeficientes adimensionales K_T y K_Q se determinaron experimentalmente. Para ello, se construyó un banco de pruebas para caracterización de actuadores (Figura 11). El banco de pruebas consiste en una base de acero con una celda de carga con capacidad de 49 newtons (5 kilogramos fuerza) acoplada en voladizo. El conjunto de motor y propela a ser caracterizado se fija al extremo de la celda de carga mediante un acople de acero, y se conecta a un ESC alimentado por una batería LiPO. El motor se acciona mediante una señal de control enviada al ESC desde una placa de desarrollo Arduino Uno. Una segunda placa Arduino Uno recibe datos de sensores que miden la fuerza de empuje y la velocidad angular de la propela.

Figura 11

Banco de pruebas para caracterización de actuadores



La fuerza de empuje se midió mediante la galga extensiométrica de la celda de carga, conectada a un módulo HX711. La velocidad angular se midió mediante un sensor de proximidad infrarrojo ubicado en el banco, el cual se utilizó como un tacómetro para detectar el paso de las propelas, a cada una de las cuales se colocó un pedazo de cinta reflectiva. Se tuvieron que utilizar dos tarjetas de desarrollo separadas para el control de los motores y la toma de datos de los sensores debido a la existencia de un conflicto entre las librerías de control de motores BLDC y las interrupciones de tiempo utilizadas para el cálculo de la velocidad angular. Finalmente, la corriente se midió mediante un sensor de efecto Hall conectado en serie al polo positivo de la batería, que genera una señal de voltaje proporcional a la corriente medida. Dicho voltaje se midió con un osciloscopio debido a que la señal presentaba una variación periódica que dificultó su lectura con un Arduino. En el Anexo II se detallan las conexiones realizadas en un diagrama esquemático.

El procedimiento para la caracterización experimental de cada combinación de motor y propela en el banco de pruebas fue el siguiente: aumentar la señal de control de los motores paulatinamente, desde 0% en pasos de 10% hasta alcanzar la saturación de la velocidad del motor, y registrar la velocidad angular, la fuerza de empuje y la corriente en cada paso. El procedimiento anterior se repitió para cada combinación de motor y propela. Utilizando los valores medidos de velocidad angular y empuje, junto con el torque (calculado directamente a partir de la corriente medida y el valor de KV), se determinaron los valores de los coeficientes adimensionales K_T y K_Q .

El coeficiente K_T corresponde a la pendiente de la recta ajustada a los datos del gráfico de empuje medido en función del producto $\rho D^4 n^2$, y la constante K_Q corresponde a la pendiente de la recta ajustada a los datos del gráfico de torque medido en función del $\rho D^5 n^2$. Como ejemplo, en la Figura 12 y en la Figura 13 se muestran los gráficos de empuje y torque respectivamente para el motor de 1000KV con la propela de 4.5 pulgadas de paso.

Figura 12

Gráfico de empuje medido en función de $\rho D^4 n^2$ (motor de 1000 KV, propela 1045)

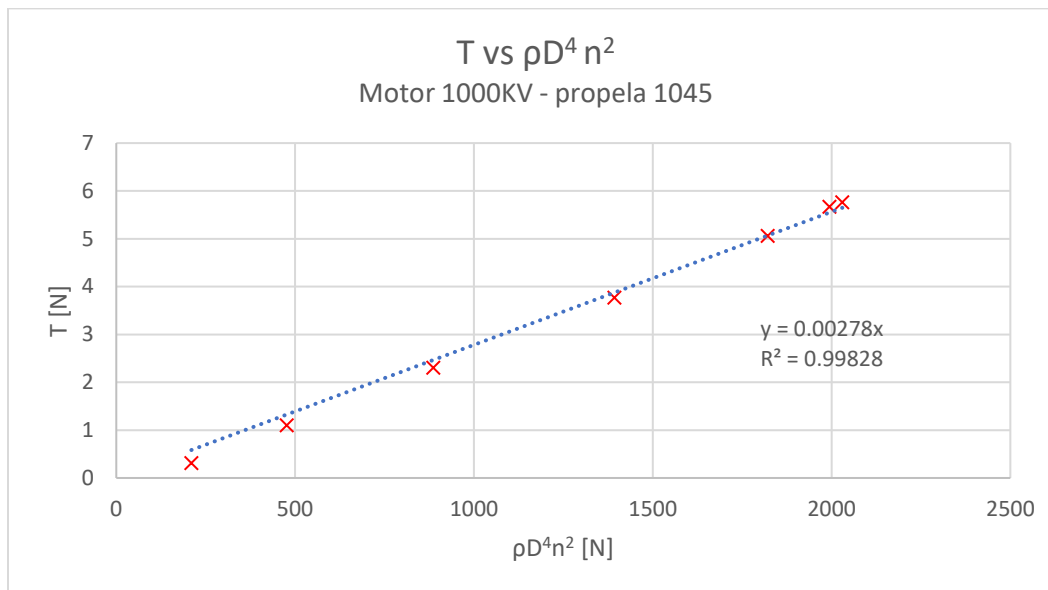
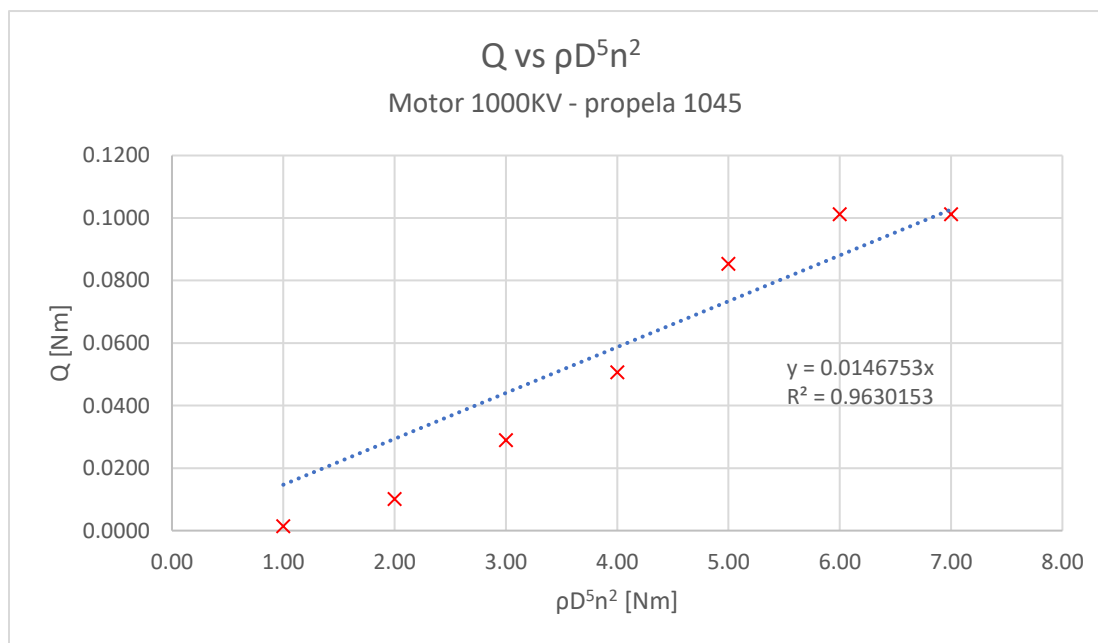
**Figura 13**

Gráfico de torque medido en función de $\rho D^5 n^2$ (motor de 1000 KV, propela 1045)



Durante la realización de las pruebas, se pudo observar que la corriente consumida por el motor de 2200KV era excesiva, llegando a alcanzar o incluso exceder la corriente máxima admisible de los ESC (40 amperios). Se concluyó que los motores de 2200 KV no son apropiados para propelas de un diámetro tan grande en ninguna circunstancia, por lo que se los descartó como opción, reduciendo el proceso de selección a elegir entre el motor de 1000KV y el de 1400KV.

Los valores de K_T y K_Q calculados para los distintos motores se promediaron (debido a que estos coeficientes son propiedad de las propelas, mas no de los motores), obteniéndose como resultado un valor promedio de cada coeficiente para cada propela, como se muestra en la Tabla 4. Se observó que la variación de los coeficientes en función del paso de las propelas es pequeña. Tomando esto en cuenta, se decidió utilizar las propelas con paso de 4.5 in, al ser las más fáciles de adquirir en el mercado local.

Tabla 4

Valores promedio de las constantes K_T y K_Q determinados experimentalmente

Propela	Paso [in]	K_T	K_Q
1045	4.5	0.00282	0.0001693
1047	4.7	0.00314	0.0001733
1050	5	0.00238	0.0001270

Para completar la caracterización de los motores, se calculó la relación entre su señal de entrada (un tren de pulsos cuyo ancho debe estar dentro de un rango de 1 a 2 milisegundos) y su velocidad angular en estado estable. La relación se obtuvo ajustando un polinomio cuadrático a los datos de la gráfica de velocidad en función de la señal de entrada (expresada en forma porcentual) para cada motor, como se muestra en la Figura 14 y la Figura 15.

Figura 14

Gráfico de velocidad angular vs ancho de pulso de señal de entrada (motor de 1000 KV, propela 1045)

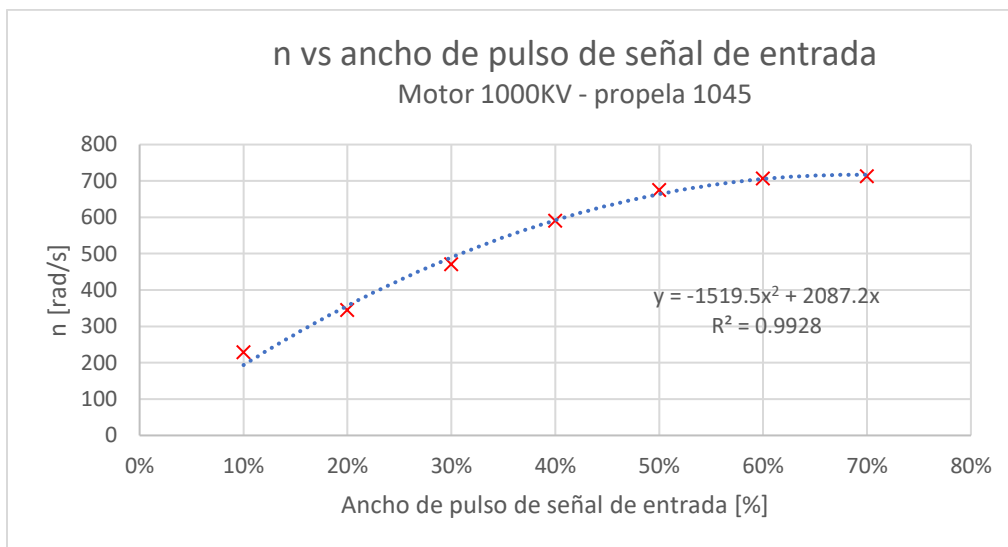
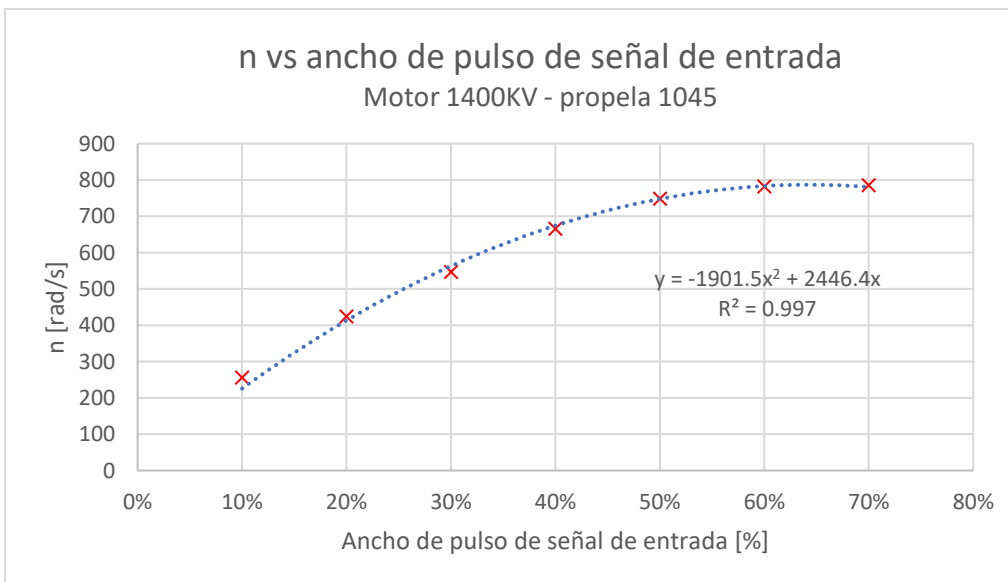
**Figura 15**

Gráfico de velocidad angular vs ancho de pulso de señal de entrada (motor de 1400 KV, propela 1045)



A partir del ajuste realizado, se obtuvieron las siguientes ecuaciones:

$$n_{1000KV}(th) = -1519.5(th)^2 + 2087.2th$$

$$n_{1400KV}(th) = -1901.5(th)^2 + 2446.4th$$

Donde:

- n_{1000KV} : Velocidad angular del motor de 1000KV [rad/s]
- n_{1400KV} : Velocidad angular del motor de 1400KV [rad/s]
- th : Ancho de pulso de la señal de entrada [%]

Cálculo de razón empuje/peso. Utilizando las ecuaciones de fuerza de empuje y torque resistente (con los valores experimentales de los coeficientes K_T y K_Q), el peso estimado del cuadricóptero y la relación entre la señal de entrada y la velocidad angular de los motores se procedió a calcular la fuerza de empuje y la razón empuje-peso, como se detalla a continuación para el motor de 1000KV a plena carga. El empuje máximo se obtuvo con un ancho de pulso de entrada del 70%. Con valores mayores los motores se saturaron y se observó una disminución de la velocidad angular y por ende del empuje.

$$m_{dron} = 1 [kg]$$

$$m_{carga} = 0.2 [kg]$$

$$W_{total} = 9.81 (m_{dron} + m_{carga}) = 11.768 [N]$$

$$n_{max_1000KV} = n_{1000KV}(70\%) = 716.485 [rad/s]$$

$$T_{max_1000KV} = K_T \rho D^4 n_{max_1000KV}^2 = 5.779 [N]$$

$$T_{total_max_1000KV} = 4 \cdot T_{max_1000KV} = 23.114 [N]$$

$$TWR_{1000KV} = \frac{T_{total_max_1000KV}}{W_{total}} = 1.964$$

Donde:

- m_{dron} : masa del cuadricóptero [kg]
- m_{carga} : masa de la carga [kg]
- W_{total} : Peso total [N]
- n_{max_1000KV} : Velocidad angular máxima del motor de 1000KV [rad/s]
- T_{max_1000KV} : Fuerza de empuje máxima de un solo motor de 1000KV [N]
- $T_{total_max_1000KV}$: Fuerza de empuje máxima total para 4 motores de 1000KV [N]
- TWR_{1000KV} : Razón empuje/peso del motor de 1000 KV

Mediante este cálculo, se obtuvo una razón empuje/peso de 1.964 a plena carga y de 2.357 sin carga para el motor de 1000 KV. Este procedimiento se repitió para el motor de 1400KV, obteniéndose una razón empuje/peso de 2.332 a plena carga y de 2.799 sin carga.

Para estimar el tiempo de vuelo, el primer paso fue determinar el ancho de pulso de la señal de entrada necesario para alcanzar levitación estacionaria. Este valor se obtuvo calculando el empuje para distintos valores de ancho de pulso de forma iterativa, hasta encontrar el valor que permita generar un empuje total (la suma del empuje de los cuatro motores) lo más cercano posible al peso del cuadricóptero. A continuación, se muestra el cálculo de la última iteración para el motor de 1000 KV sin carga:

$$th_{levSC_1000KV} = 0.282 = 28.2 \text{ [\%]}$$

$$n_{levSC_1000KV} = n_{1000KV}(th_{levSC}) = 467.754 \text{ [rad/s]}$$

$$T_{levSC_1000KV}(n) = 4 \cdot K_T \rho D^4 n_{levSC_1000KV}^2$$

$$T_{levSC_1000KV} = 9.851 \text{ [N]} > 9.807 \text{ [N]} = W_{dron} = 9.81 \cdot m_{dron}$$

Donde:

- t_{levSC_1000KV} : Throttle necesario para alcanzar levitación estacionaria
- n_{levSC_1000KV} : Velocidad angular necesaria para alcanzar levitación estacionaria [rad/s]
- T_{levSC_1000KV} : Empuje total necesario para alcanzar levitación estacionaria [N]
- M_{dron} : masa del cuadricóptero sin carga [kg]
- W_{dron} : peso del cuadricóptero sin carga [N]

Cálculo de tiempo de vuelo. A continuación, se calculó la corriente consumida en levitación estacionaria a partir de las relaciones entre la velocidad angular y el torque resistente y entre el torque y la corriente (que se puede determinar a partir del KV del motor). Finalmente, el consumo de corriente calculado se utilizó junto al valor teórico de la capacidad de la batería para estimar el tiempo de vuelo en levitación estacionaria del cuadricóptero. Se consideró un consumo de un amperio adicional correspondiente a los circuitos de comunicación y control.

$$Q_{levSC_1000KV} = K_Q \rho D^5 n_{levSC_1000KV}^2 = 0.038 [Nm]$$

$$I = KV \cdot Q$$

$$I_{levSC_1000KV} = 4 \cdot KV \cdot Q_{levSC_1000KV} + 1 = 16.731 [A]$$

$$E_{mAh} = 2.2 [Ah]$$

$$t_{vueloSC_1000KV} = \frac{E_{mAh}}{I_{levSC_1000KV}} = 7.889 [min]$$

Donde:

- Q_{levSC_1000KV} : Torque resistente para levitación estacionaria sin carga [Nm]
- I_{levSC_1000KV} : Corriente total consumida para levitación estacionaria [A]
- E_{mAh} : Capacidad teórica de la batería [mAh]
- $t_{vueloSC_1000KV}$: Tiempo de vuelo en levitación estacionaria [min]

Cabe recalcar que en esta etapa se realizó el cálculo para una batería de 2200 mAh de capacidad, al ser la batería que se suele incluir en drones comerciales de dimensiones similares a las de nuestro vehículo. Posteriormente, se analizaron baterías de otras capacidades, como se detalla en el del proceso de diseño del subsistema de distribución de potencia.

El cálculo del tiempo de vuelo se repitió para ambos motores, tanto con carga como sin carga. Los tiempos de vuelo y razón empuje/peso calculadas se presentan en la Tabla 5. A partir de estos cálculos, se seleccionaron los motores de 1000KV debido a que, si bien tienen menor empuje que los de 1400KV, cumplen con los requerimientos tanto de razón empuje/peso como de tiempo de vuelo.

Tabla 5

Razón empuje/peso y tiempo de vuelo calculadas para motores de 1000 y 1400 KV

Motor	Razón empuje/peso		Tiempo de vuelo [min]	
	Con carga	Sin carga	Con carga	Sin carga
1000 KV	1.964	2.357	6.643	7.889
1400 KV	2.332	2.799	4.822	5.756

Resulta inmediatamente aparente que no es posible cumplir con el tiempo de vuelo sin carga de 8 minutos establecido durante la abstracción de requerimientos con ninguno de los dos motores. Sin embargo, se seleccionó por el momento el motor de 1000 KV debido a que es el que más se acerca a cumplir con dicho requerimiento (7.889 minutos de vuelo), manteniendo una razón empuje/peso prácticamente igual a 2 (1.964).

En resumen, el diseño del subsistema de propulsión dio como resultado la selección de cuatro motores A2212 de 1000KV con propelas 1045 (diámetro de 10 pulgadas y paso de 4.5 pulgadas) como la mejor opción para generar las fuerzas y torques necesarios para hacer volar al cuadricóptero y permitirle maniobrar en el aire para cambiar de trayectoria. Los elementos del resto de subsistemas se llevaron a cabo tomando en cuenta los parámetros de funcionamiento y cargas generadas por estos actuadores, como se detalla posteriormente.

Diseño del subsistema de distribución de potencia. El subsistema de distribución de potencia tiene por objetivo suministrar energía eléctrica a todos los componentes del cuadricóptero, los cuales trabajan a distintos niveles de voltaje y corriente. Dentro del diseño de este subsistema, el principal componente a seleccionar es la batería, la cual debe suministrar toda la energía necesaria. Otros componentes de este subsistema son los ESC, componentes de potencia que transforman la corriente DC de la batería en corriente AC para alimentar a cada motor (cuya frecuencia está determinada por una señal de control proveniente del controlador de vuelo), y la tarjeta de distribución de potencia (PDB, por sus siglas en inglés), un componente que permite suministrar energía a los ESCs y a los componentes de control y comunicación en sus respectivos niveles de voltaje y corriente.

Selección de la PDB. El primer componente en seleccionarse dentro del diseño de este subsistema fue la PDB, debido a que a nivel local solo existía un modelo disponible: la PDB Matek XT60, cuyas principales características se detallan en la Tabla 6, y cuyo diagrama de conexión se puede observar en la Figura 16. Por lo tanto, los valores máximos admisibles de la PDB (específicamente, la corriente máxima de salida de 25 A para cada ESC) constituyeron restricciones de diseño a tomar en cuenta para la selección de la batería. En caso de haber existido varias PDB disponibles en el mercado, la batería se habría seleccionado primero, y luego se habría seleccionado la PDB que cumpla con los valores admisibles de corriente.

Tabla 6

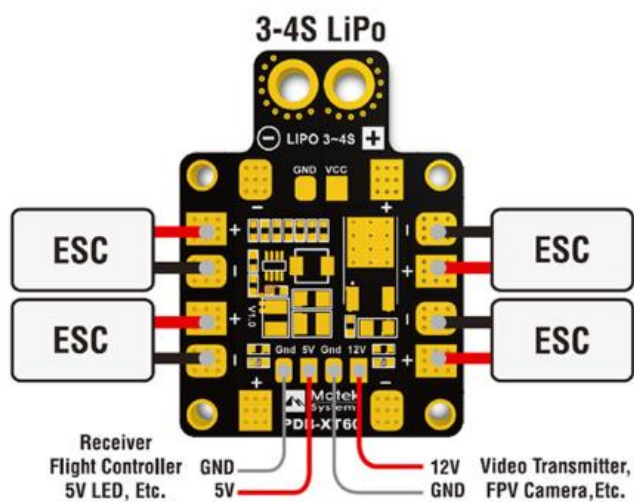
Especificaciones técnicas de PDB Matek XT60

Parámetro	Valor
Voltaje de entrada	9-18 VDC (LiPo 3S o 4S)
Voltajes de salida regulados	5VDC y 12VDC
Corriente de salida para ESCs	4x 25 A o 6x 20 A
Corriente de salida para 5VDC	2A
Corriente de salida para 12VDC	500 mA
Dimensiones	36x50x4 mm
Masa	11 g
Tipo de conector	XT60

Nota. Especificaciones tomadas de *PDB-XT60 W/ BEC 5V & 12V*, por Matek Systems, s.f.

Figura 16

Diagrama de conexión de PDB Matek XT60



Nota. Tomado de de *PDB-XT60 W/ BEC 5V & 12V*, por Matek Systems, s.f.

Selección de la batería. El siguiente componente en seleccionarse fue la batería. Las principales características a tomar en cuenta al momento de seleccionar una batería para un cuadricóptero son su voltaje, su capacidad, su velocidad de descarga, su peso, su tamaño y su tipo de conector. La gran mayoría de drones actualmente utilizan baterías de polímero de litio (LiPo), debido a su alta densidad de potencia y a que mantienen una potencia de salida constante a lo largo de todo su ciclo de descarga (*Tycorun Energy, s.f.*). Por lo tanto, se decidió limitar el proceso de selección detallado a continuación únicamente a este tipo de baterías.

El voltaje de las baterías LiPo está determinado por el número de celdas de la misma (cada una con un voltaje de 3.7 VDC), comúnmente expresado mediante el número de celdas seguido de la letra S. Se seleccionó una batería 3S (es decir, con tres celdas y un voltaje de 11.1 VDC) debido a que los motores A2212 previamente seleccionados solo trabajan con baterías 2S (7.4 VDC) y 3S, teniendo un menor consumo de corriente si se utiliza el voltaje mayor.

El siguiente factor para tomar en cuenta es la capacidad de la batería, que representa la energía que puede almacenar, expresada en mAh. Por ejemplo, una batería de 1000 mAh puede, en teoría, suministrar 1000 mA de corriente de forma continua durante una hora hasta descargarse. Si bien una mayor capacidad es deseable (debido a que corresponde directamente a un mayor tiempo de vuelo para el cuadricóptero), se debe tomar en cuenta que, a mayor capacidad, más pesada y voluminosa será la batería, lo que resulta en una disminución de la razón empuje/peso. Por lo tanto, se busca alcanzar un equilibrio entre la razón empuje/peso y el tiempo de vuelo.

Para determinar si las capacidades nominales de las baterías especificadas por los fabricantes corresponden con la realidad, se caracterizó experimentalmente una batería de 2200 mAh 3S (11.1 VDC). El experimento, para el cual se utilizó el mismo banco de pruebas que en la caracterización de los motores y propelas, consistió en mantener un motor (con su

respectiva propela acoplada) encendido de forma continua con un ancho de pulso de señal de entrada de 60%. Cada minuto, se registraron la velocidad angular, la fuerza, la corriente y el voltaje de la batería, hasta que esta se descargó al punto de ya no ser capaz de hacer rotar al motor. Las mediciones realizadas se detallan en la Tabla 7, y la variación de cada magnitud en función del tiempo (graficadas en forma porcentual) puede observarse en la Figura 17. La gráfica del voltaje en función de la capacidad consumida se observa en la Figura 18.

Tabla 7

Mediciones recopiladas para la caracterización dinámica de la batería

Tiempo [min]	Voltaje [V]	Velocidad angular [rpm]	Empuje [N]	Corriente [A]	Capacidad consumida [Ah]
0	12.5	6480	5.436	8.18	0
1	11.68	6240	5.03	7.73	0.14
2	11.43	6130	4.85	7.27	0.27
3	11.23	6090	4.75	7.27	0.39
4	11.19	6060	4.65	7.27	0.51
5	11.08	6030	4.59	7.27	0.63
6	11.01	6000	4.51	7.27	0.75
7	10.96	5970	4.44	7.27	0.87
8	10.85	5970	4.42	6.82	0.99
9	10.82	5940	4.41	6.82	1.11
10	10.73	5918	4.33	6.82	1.22
11	10.71	5910	4.34	6.82	1.33
12	10.68	5916	4.33	6.36	1.45
13	10.62	5880	4.3	6.36	1.55
14	10.51	5790	4.22	5.91	1.66
15	10.33	5760	4.16	6.82	1.76
16	10.07	5640	4	5.91	1.87
17	9.63	5580	3.77	5.30	1.97
18	9.63	5376	3.45	4.39	2.06

Nota. Los valores de razón empuje/peso (TWR) y tiempo de vuelo que no cumplen con los requerimientos mínimos de funcionamiento se muestran en rojo

Figura 17

Resultados de la prueba de caracterización dinámica de la batería

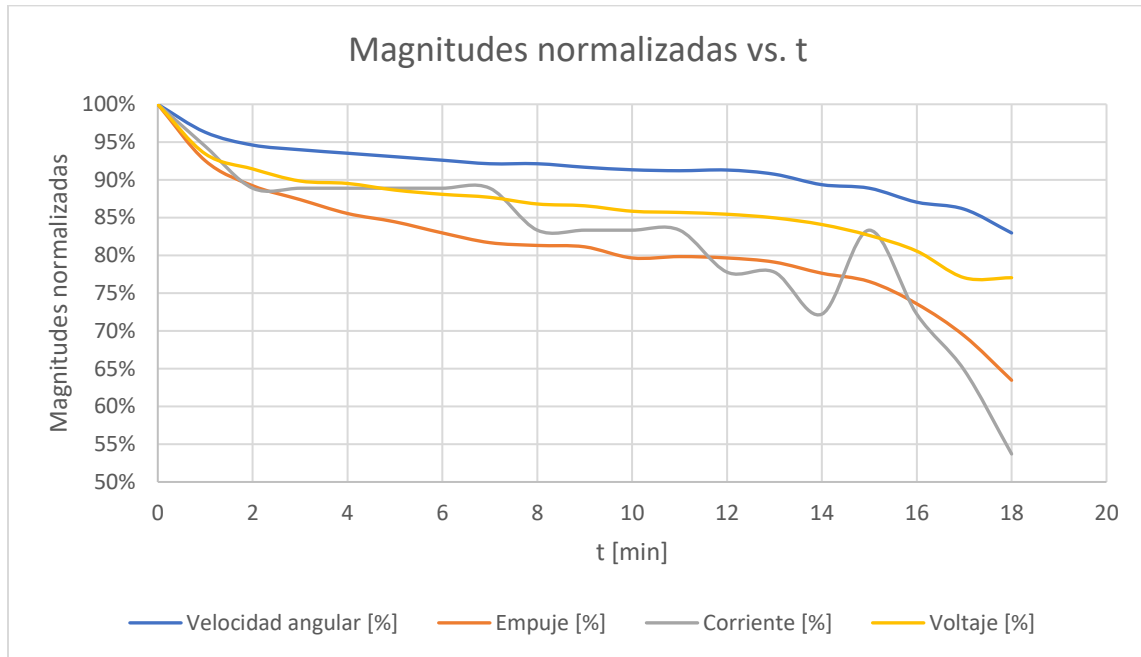
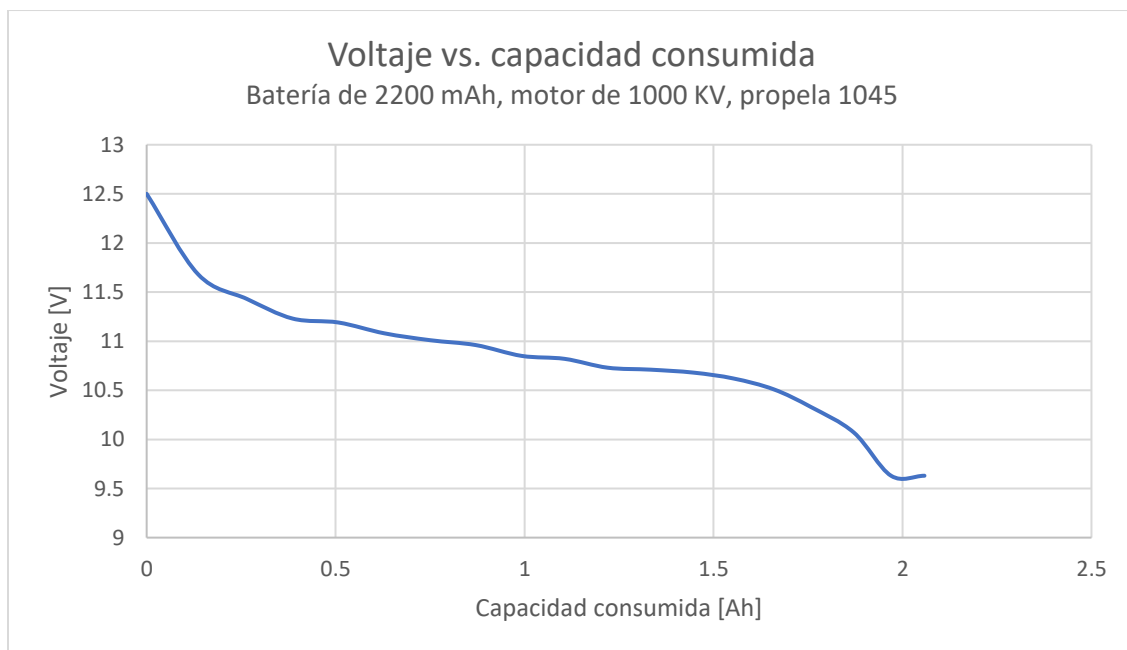
**Figura 18**

Gráfico de voltaje vs. capacidad consumida de batería de 2200 mAh



Durante el experimento se pudo observar que, conforme la batería se descarga, el voltaje disminuye paulatinamente, lo cual produce a su vez una disminución paulatina de la velocidad angular, el empuje y la corriente. A partir del punto en el que se consumieron 1870 mAh, se observó una disminución abrupta de la velocidad angular y por ende del empuje, debido a que el motor ya no fue capaz de seguir haciendo rotar a la propela. Por lo tanto, se determinó que la capacidad útil de la batería es de 1870 mAh, es decir, el 85% de su capacidad nominal.

Para determinar la capacidad adecuada para la batería del cuadricóptero, se repitieron los cálculos de razón empuje/peso, consumo de corriente y tiempo de vuelo con baterías de distintas capacidades (ajustando el peso total del vehículo para cada caso), tanto para los motores de 1000 KV como de 1400 KV. Se asumió que todas las baterías tienen una capacidad útil del 85% de la capacidad nominal especificada por los fabricantes, de acuerdo a los resultados de la caracterización realizada con la batería de 2200 mAh. Los resultados de la comparación se detallan en la Tabla 8 para motores de 1000 KV, y en la Tabla 9 para motores de 1400 KV.

Tabla 8

Comparación del desempeño del dron con baterías de diferentes capacidades (motor 1000 KV)

Capacidad [mAh]	Masa batería [g]	Masa dron [g]	TWR con carga	TWR sin carga	Tiempo de vuelo sin carga [min]	Tiempo de vuelo con carga [min]
370	39	865.5	2.212	2.723	1.294	1.064
450	46	872.5	2.198	2.701	1.564	1.289
500	49	875.5	2.192	2.692	1.728	1.425
800	81	907.5	2.128	2.597	2.676	2.219

Capacidad [mAh]	Masa batería [g]	Masa dron [g]	TWR con carga	TWR sin carga	Tiempo de vuelo sin carga [min]	Tiempo de vuelo con carga [min]
850	85	911.5	2.121	2.586	2.828	2.347
1000	94	920.5	2.104	2.561	3.292	2.749
1300	115	941.5	2.065	2.503	4.191	3.511
1600	128	954.5	2.042	2.469	5.104	4.265
1800	159	985.5	1.988	2.392	5.569	4.678
2200	173.5	1000	1.964	2.357	6.706	5.647
2700	194	1020.5	1.931	2.31	8.071	6.845
3600	215	1041.5	1.898	2.263	10.606	8.980
4000	305	1131.5	1.77	2.083	10.860	9.313
5000	380	1206.5	1.676	1.954	12.780	11.075

Nota. Los valores de razón empuje/peso (TWR) y tiempo de vuelo que no cumplen con los requerimientos mínimos de funcionamiento se muestran en rojo

Tabla 9

Comparación del desempeño del dron con baterías de diferentes capacidades (motor 1400 KV)

Capacidad [mAh]	Masa batería [g]	Masa dron [g]	TWR con carga	TWR sin carga	Tiempo de vuelo sin carga [min]	Tiempo de vuelo con carga [min]
370	39	865.5	2.627	3.234	0.942	0.774
450	46	872.5	2.61	3.208	1.137	0.935
500	49	875.5	2.602	3.197	1.255	1.033
800	81	907.5	2.527	3.084	1.939	1.680
850	85	911.5	2.518	3.07	2.060	1.704
1000	94	920.5	2.498	3.04	2.407	1.993

Capacidad [mAh]	Masa batería [g]	Masa dron [g]	TWR con carga	TWR sin carga	Tiempo de vuelo sin carga [min]	Tiempo de vuelo con carga [min]
1300	115	941.5	2.452	2.973	3.046	2.547
1600	128	954.5	2.424	2.932	3.700	3.099
1800	159	985.5	2.361	2.84	4.055	3.391
2200	173.5	1000	2.332	2.799	4.893	4.099
2700	194	1020.5	2.293	2.743	5.855	4.950
3600	215	1041.5	2.254	2.687	7.662	6.495
4000	305	1131.5	2.102	2.473	7.880	6.753
5000	380	1206.5	1.99	2.32	8.577	8.008

Nota. Los valores de razón empuje/peso (TWR) y tiempo de vuelo que no cumplen con los requerimientos mínimos de funcionamiento se muestran en rojo.

El objetivo de la comparación entre las baterías de distinta capacidad fue determinar cuál de ellas permite cumplir de mejor manera con los requerimientos de tiempo de vuelo y razón empuje/peso. Sin embargo, resulta inmediatamente aparente que ninguna de las baterías puede cumplir con ambos requerimientos simultáneamente. Esto se debe a que la relación entre la capacidad de la batería y la razón empuje/peso es estrictamente creciente, pero la relación entre la capacidad y el tiempo de vuelo es estrictamente decreciente, como se puede observar en la Figura 19 y en la Figura 20, respectivamente.

Figura 19

Gráfico de razón empuje/peso vs capacidad de la batería

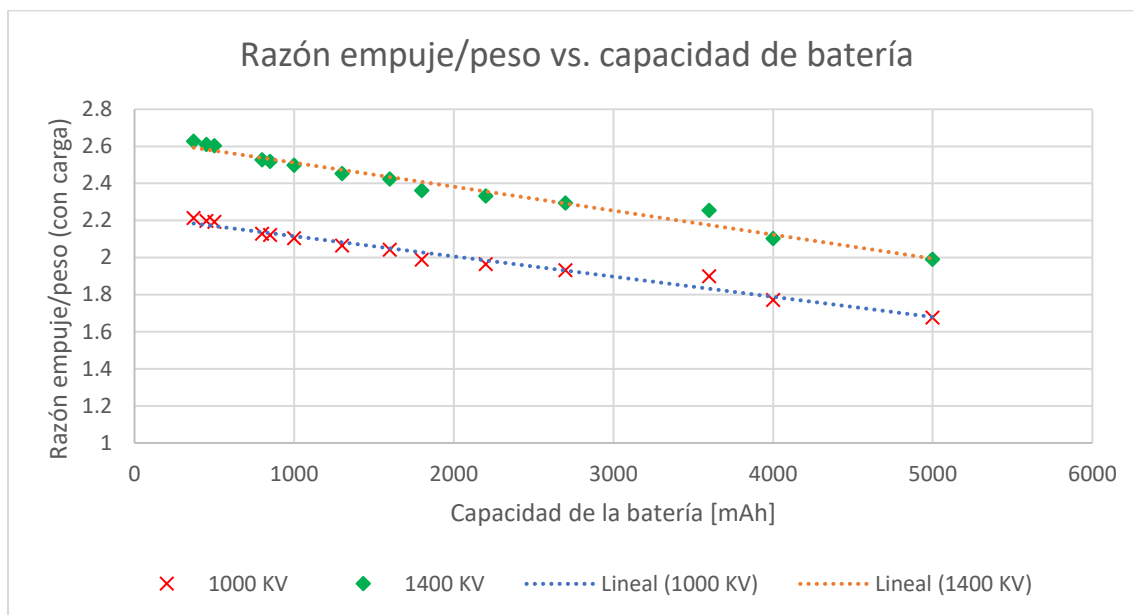
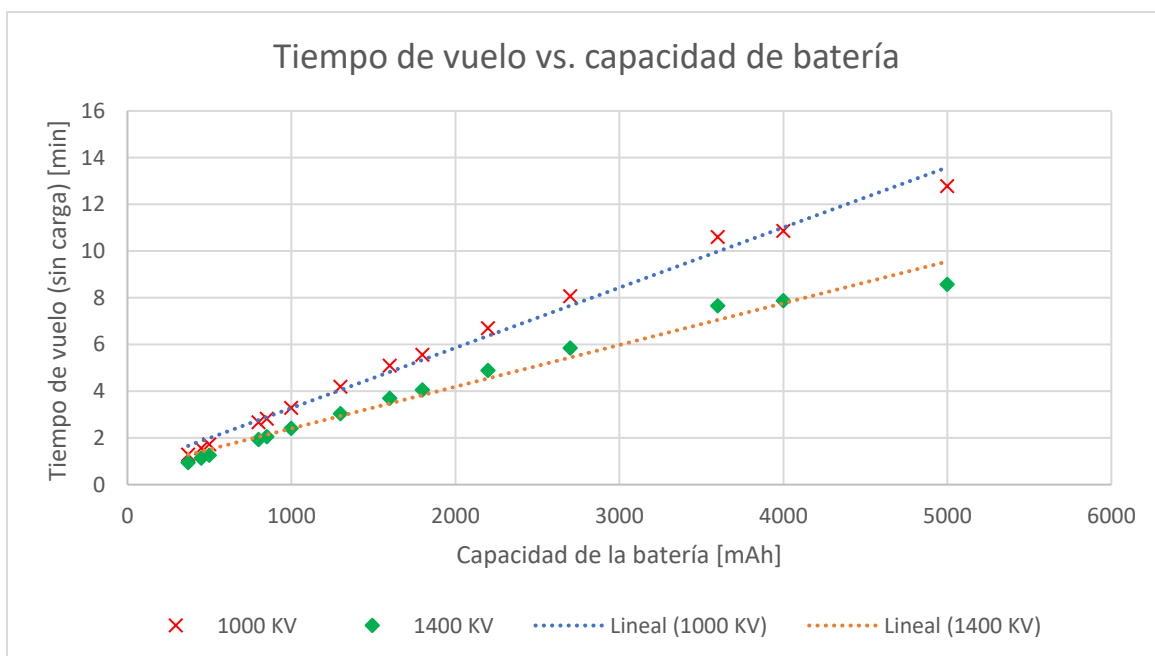
**Figura 20**

Gráfico de tiempo de vuelo vs capacidad de la batería



Las baterías con las que se tiene una razón empuje/peso mayor a 2 resultan en un tiempo de vuelo menor a 8 minutos, y viceversa. Para el motor de 1000KV, el requerimiento de razón empuje/peso solo se cumple con baterías de capacidades menores a 1800 mAh, pero el requerimiento de tiempo de vuelo se cumple solo para aquellas con capacidades mayores a 2200 mAh. Por otro lado, para el motor de 1400 KV, el requerimiento de razón empuje/peso se cumple con todas las baterías excepto la de 5000 mAh, mientras que el requerimiento de vuelo solo se cumple con la batería de 5000 mAh.

En vista de esta dificultad, se consideraron como opciones aquellas baterías que permitan acercarse razonablemente a ambos requerimientos, es decir, las baterías de 2200 y 2700 mAh con motores de 1000 KV. Si bien la batería de 5000 mAh también permite acercarse razonablemente a ambos requerimientos si se utilizaran motores de 1400 KV, se descartó esta opción debido a su alto costo (más del doble que las otras opciones consideradas) y a ser más voluminosa, lo cual podría dificultar su montaje. Finalmente, se optó por la batería de 2200 mAh debido a existir mayor disponibilidad en el mercado, facilitando así su reemplazo en caso de ser necesario. Adicionalmente, se decidió cambiar el requerimiento de tiempo de vuelo estacionario sin carga y reducirlo a 7 minutos.

Como último paso de la selección de la batería, se calculó la corriente máxima admisible de cada una para comprobar que esta sea mayor al consumo de corriente que requieren los motores. La corriente máxima admisible se calculó multiplicando la velocidad de descarga (representada en las especificaciones con un número seguido de la letra C) por la corriente nominal, la cual se puede calcular a su vez dividiendo la capacidad para un tiempo de 1 hora (Rein, 2019). El consumo de corriente total de los cuatro motores se calculó usando las mismas ecuaciones que en el diseño del subsistema de propulsión. A continuación, se presenta a modo de ejemplo el cálculo de la corriente máxima admisible para una batería con 2200 mAh de capacidad, con una velocidad de descarga de 25C.

$$E_{mAh_{nom}} = 2200 [mAh]$$

$$C = 25$$

$$I_{nom} = \frac{E_{mAh_{nom}}}{1[h]} = 2200 [mA]$$

$$I_{max_adm} = I_{nom} \cdot C = 55 [A]$$

Donde:

- $E_{mAh_{nom}}$: Capacidad nominal de la batería [mAh]
- C: Velocidad de descarga continua de la batería
- I_{nom} : Corriente nominal de la batería
- I_{max_adm} : Corriente máxima admisible de la batería

Los valores calculados de corriente máxima admisible y consumo máximo de corriente (tanto para los motores de 1000 KV como para los de 1400 KV) para las baterías de distintas capacidades se detallan en la Tabla 10. Se puede observar que el consumo de corriente es menor a la corriente máxima admisible para todas las baterías con capacidad superior a 800 mAh. Por lo tanto, se confirmó que la batería seleccionada (2200 mAh), así como las otras alternativas consideradas (2700 mAh y 5000 mAh) tienen la velocidad de descarga suficiente para asegurar su correcto funcionamiento en esta aplicación.

Tabla 10

Corriente máxima admisible y consumo máximo de baterías de distintas capacidades

Capacidad [mAh]	Velocidad de descarga (C)	Corriente máxima admisible [A]	Masa batería [g]	Masa dron [g]	Consumo máximo 1000 KV [A]	Consumo máximo 1400 KV [A]
370	25	9.25	39	865.5	17.725	24.405

Capacidad [mAh]	Velocidad de descarga (C)	Corriente máxima admisible [A]	Masa batería [g]	Masa dron [g]	Consumo máximo 1000 KV [A]	Consumo máximo 1400 KV [A]
450	25	11.25	46	872.5	17.808	24.553
500	20	10	49	875.5	17.89	24.7
800	30	24	81	907.5	18.387	25.293
850	75	63.75	85	911.5	18.47	25.441
1000	65	65	94	920.5	18.552	25.59
1300	45	58.5	115	941.5	18.883	26.035
1600	30	48	128	954.5	19.13	26.333
1800	75	135	159	985.5	19.624	27.077
2200	25	55	173.5	1000	19.871	27.375
2700	25	67.5	194	1020.5	20.117	27.822
3600	50	180	215	1041.5	20.445	28.27
4000	50	200	305	1131.5	21.906	30.208
5000	60	300	380	1206.5	23.025	30.845

Nota. Los valores que superan la corriente máxima admisible se muestran en rojo.

Selección de los ESC. Una vez seleccionadas la batería y la PDB, se procedió a la selección de los ESC. A nivel local solo se pudieron conseguir dos tipos de ESC, unos con una corriente máxima admisible de 30 A y otros de 40 A. Las únicas diferencias entre ambos modelos (aparte de su corriente admisible) son que los ESC de 30 A son ligeramente más livianos, pero no incluyen conectores, mientras que los de 40 A incluyen conectores macho tipo banana, como se observa en la Figura 21 (*Robotics, s.f.*). Se optó por estos últimos para facilitar la conexión con los motores de 1000 KV (los cuales incluían conectores hembra compatibles). Sin embargo, los ESC de 30 A también habrían sido una opción válida, ya que los motores seleccionados consumen mucha menos corriente que la máxima admisible (menos de 11 amperios cada uno, medidos durante la caracterización de los motores).

Figura 21

ESC de 40 amperios con conectores



Nota. Tomado del catálogo virtual de productos de Robotics Ecuador (Robotics, s.f.)

En resumen, el procedimiento de diseño del sistema de distribución de potencia dio como resultado la selección de una batería LiPo 3S (11.1 VDC) con una capacidad de 2200 mAh y velocidad de descarga de 25 C como fuente de energía, la PDB Matek XT60 para la distribución de energía a todos los componentes electrónicos del cuadricóptero, y ESCs de 40 A con conectores tipo banana para la modulación de potencia de los motores. Adicionalmente, al evidenciarse la dificultad de cumplir simultáneamente con los requerimientos inicialmente planteados de razón empuje/peso y tiempo de vuelo una vez que se conocieron los valores reales de capacidad de las baterías, se decidió reducir el requerimiento de tiempo de vuelo a 7 minutos.

Diseño del subsistema estructural. El subsistema estructural de un cuadricóptero está constituido por el armazón, cuya función es sostener todos los componentes de la aeronave (motores, batería, circuitos, etc.) conforme esta se traslada en el aire. Los requerimientos básicos de diseño para el armazón son que tenga la forma adecuada para poder distribuir los componentes correctamente, que sea lo más ligero posible y que tenga la rigidez y resistencia necesarias para no presentar deflexiones excesivas, deformación plástica o fractura debido a las fuerzas ejercidas por los motores.

El armazón de un cuadricóptero puede subdividirse en tres partes principales: los brazos, en cuyos extremos se montan los motores; el cuerpo, donde se montan la batería y los circuitos, y las patas, sobre las cuales se asienta el vehículo al momento de despegar y aterrizar. En esta etapa del diseño se determinaron las dimensiones generales del armazón y se seleccionaron los materiales para la construcción de cada uno de sus partes. La selección de materiales se llevó a cabo aplicando la metodología Ashby, la cual consiste en utilizar gráficas de propiedades para escoger materiales que cumplan simultáneamente con varios requerimientos de diseño (Ashby, 2011).

Para establecer las dimensiones generales del armazón (específicamente, la distancia diagonal entre propelas), se recurrió a las recomendaciones proporcionadas por Shukla & Komerat (2018), en cuyo estudio se establece la distancia mínima que debe existir entre propelas para evitar la interacción entre los vórtices producidas por las mismas. Las interacciones entre vórtices son perjudiciales para el funcionamiento del cuadricóptero debido a que reducen la eficiencia de empuje de las propelas y afectan la estabilidad de la aeronave.

Como primer paso, se calculó el número de Reynolds en la punta de las propelas. Se consideró la velocidad angular necesaria para alcanzar levitación estacionaria (calculada durante el diseño del subsistema de propulsión), y se utilizaron valores de densidad y viscosidad del aire a la altura de Sangolquí (2550 m.s.n.m.), lugar donde se llevó a cabo la

construcción del cuadricóptero. La longitud cordal se aproximó como el ancho de la propela medido en la punta.

$$Re = \frac{\rho_{aire} n R_{prop} c_{prop}}{\mu_{aire}} = 36689.74$$

Donde:

- Re: Número de Reynolds
- ρ_{aire} : Densidad del aire a 2550 m.s.n.m. = 0.959 [kg/m³]
- n: Velocidad angular de la propela para levitación estacionaria = 467.75 [rad/s]
- R_{prop} : Radio de la propela = 127 [mm]
- c_{prop} : Longitud cordal de la propela en la punta = 11 [mm]
- μ_{aire} : Viscosidad del aire a 2550 m.s.n.m. = 1.708x10⁻⁵ [kg/m*s]

Para un número de Reynolds de 40000 (el más cercano al valor calculado de entre los valores considerados en el estudio), la distancia recomendada entre los centros de las propelas del dron debe ser de al menos de 2.3 veces el radio de la propela. A partir de este valor se calcula por simple geometría la longitud de los brazos del cuadricóptero y la distancia diagonal entre propelas.

$$d_{min} = 2.3 \cdot R_{propela} = 292.1 [mm]$$

$$L_{brazo} = \frac{d_{min}}{2 \cdot \sin(45^\circ)} = 206.546 [mm]$$

$$d_{diag} = 2 \cdot L_{brazo} = 413.092 [mm]$$

Donde:

- d_{min} : Distancia mínima recomendada entre propelas [mm]
- L_{brazo} : Longitud de uno de los brazos del dron [mm]
- d_{diag} : Distancia diagonal entre propelas [mm]

Selección del material de los brazos. Para seleccionar el material de los brazos (que son los elementos del armazón que deben resistir la mayor carga), se conceptualizó a cada uno de ellos como una viga en voladizo, con la fuerza de empuje de una de las propelas en uno de sus extremos, y el otro extremo empotrado. Se utilizó para el cálculo una fuerza de 5.779 N, que corresponde al empuje máximo del motor de 1000 KV, calculado durante el diseño del subsistema de propulsión. De acuerdo a la metodología Ashby, se estableció a la longitud del brazo como la variable fija, y al área y factor de forma de la sección transversal como variables libres. Para este tipo de elemento, el índice de desempeño a minimizar es:

$$\frac{\rho}{(\phi E_f)^{1/2}}$$

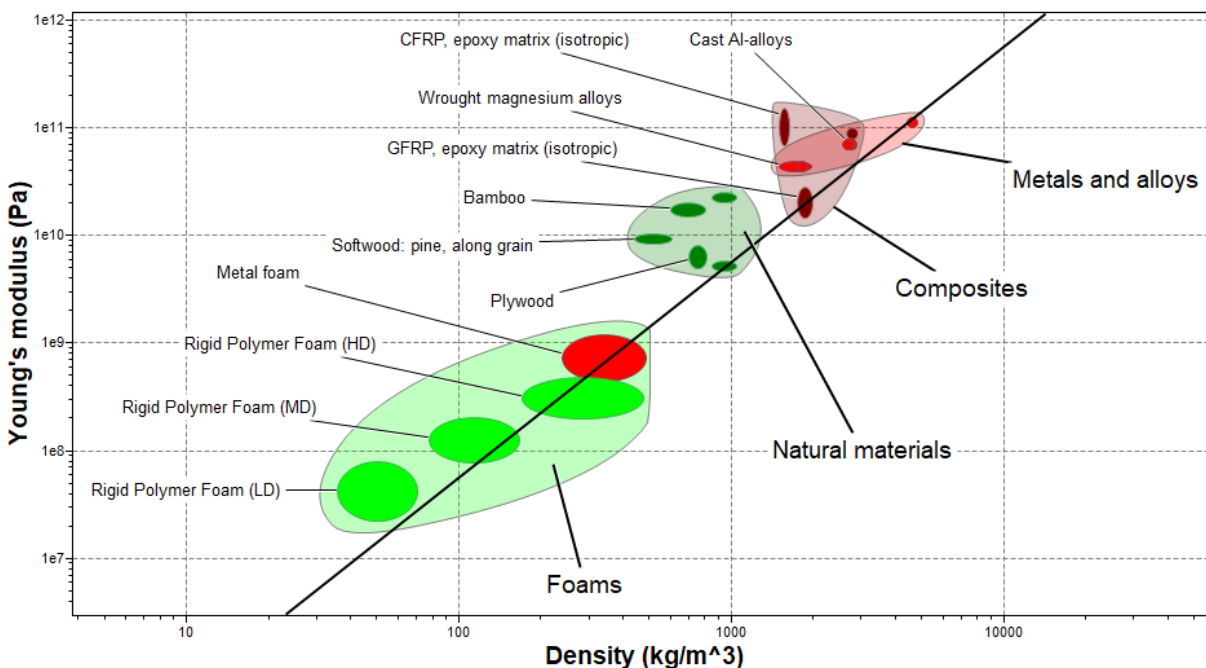
Donde:

- ρ : Densidad del material [kg/m³]
- Φ : Factor de forma de la sección transversal
- E_f : Módulo de elasticidad a flexión del material [Pa]

Por lo tanto, se analizó el gráfico de módulo de elasticidad a la flexión vs. densidad en busca de los materiales con mejor desempeño en un software de selección de materiales. Cabe recalcar que para materiales isotrópicos el módulo de elasticidad a la flexión es equivalente al módulo de Young. Como se ilustra en la Figura 22, los materiales que están por encima de la recta con pendiente 2 son aquellos con un desempeño sobresaliente. Entre ellos destacan varias familias de materiales, como las espumas de polímeros, madera, aleaciones de magnesio, aleaciones de aluminio, fibra de carbono, fibra de vidrio, etc. Se decidió descartar materiales costosos y/o difíciles de conseguir en el país como la fibra de carbono y el magnesio, reduciendo las alternativas a cuatro familias de materiales: espumas de polímeros, madera, aluminio y fibra de vidrio.

Figura 22

Gráfico de módulo de Young vs densidad utilizado para la selección de materiales



Se llevó a cabo un análisis de resistencia y deflexión máxima con cada uno de los materiales para encontrar el más adecuado, conceptualizando a cada brazo como una viga en voladizo. El análisis consistió en calcular las dimensiones que debería tener la sección transversal de los brazos para lograr una deflexión menor a la máxima admisible con una carga de 5.779 N en la punta para cada uno de los materiales. La deflexión mínima admisible se fijó con base en la norma AC 107-2 (Federal Aviation Administration, 2016), que establece que la deflexión angular de los brazos de un dron no debe superar los 3 grados. Esto corresponde geoméricamente a una deflexión máxima admisible de 10 mm en la punta. Adicionalmente, se verificó en cada caso que el factor de seguridad sea mayor a 1.25, de acuerdo a la norma AEP-83 (NATO Allied Engineering, 2014). Una vez determinadas la forma de la sección transversal de los brazos para cada material, se comparó la masa de cada uno para determinar cuál de

ellos permitiría fabricar el armazón más ligero para el cuadricóptero. Se presenta a modo de ejemplo los cálculos realizados para el aluminio.

Se encontraron perfiles de aluminio con tres secciones transversales distintas que se podrían utilizar: tubo cuadrado, tubo redondo y perfil de sección tipo T. Como primer paso, se calculó el factor de forma para cada sección transversal. El factor de forma es una magnitud adimensional que cuantifica la eficiencia con la que una sección transversal puede resistir cierto tipo de carga, independientemente de su escala (Ashby, 2011). Por ejemplo, una viga con una sección de factor de forma de 3 es el triple de rígida que otra viga del mismo material con una sección de factor de forma de 1. El factor de forma de una sección está dado por la fórmula mostrada a continuación. En la Tabla 11 se puede observar una comparación de los factores de forma de los distintos perfiles de aluminio analizados.

$$\phi = 12 \frac{I}{A^2}$$

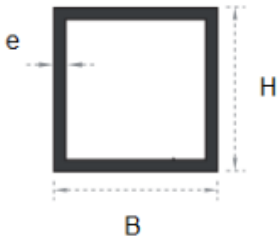

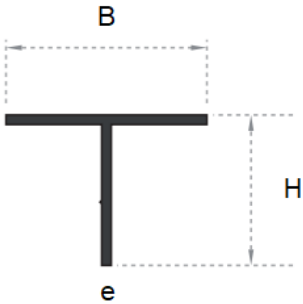
Donde:

- Φ : Factor de forma de una viga sometida a flexión (adimensional)
- I: Momento de inercia de la sección transversal [m⁴]
- A: Área de la sección transversal [m²]

Se puede observar que los factores de forma de las tres secciones son similares. Se escogió el perfil tipo T (con el segundo mejor factor de forma) para facilitar el montaje de los motores mediante juntas empernadas. A continuación, se calculó la deflexión máxima del brazo para verificar si es menor a la máxima deflexión admisible de 10 mm, y se calculó el factor de seguridad para comprobar que sea mayor a 1.25.

Tabla 11

Comparación de factores de forma para perfiles de aluminio con distinta sección transversal

Sección transversal	Dimensiones [mm]	Área transversal [mm ²]	Momento de inercia [mm ⁴]	Factor de forma
<p>Tubo cuadrado</p> 	<p>$B = 25.4$ $H = 25.4$ $e = 1.3$</p>	125.32	14202.12	10.85
<p>Tubo redondo</p> 	<p>$D = 25.4$ $e = 1.4$</p>	105.56	7626.00	8.21
<p>Perfil tipo T</p> 	<p>$B = 25.4$ $H = 25.4$ $e = 1.3$</p>	43.40	1438.861	9.17

Se puede observar que los factores de forma de las tres secciones son similares. Se escogió el perfil tipo T (con el segundo mejor factor de forma) para facilitar el montaje de los motores mediante juntas empernadas. A continuación, se calculó la deflexión máxima del brazo para verificar si es menor a la máxima deflexión admisible de 10 mm, y se verificó si el esfuerzo máximo es menor al límite elástico del material (es decir, se verificó que el material no sufra deformación plástica).

$$\delta = \frac{T_{max} L_{brazo}^3}{3EI} = 0.17 [mm] < \delta_{max_adm}$$

$$M_{max} = T_{max} \cdot L_{brazo} = 1.19 [Nm]$$

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max} \cdot y_c}{I} = 12.08 [MPa] < S_y$$

$$FS = \frac{S_y}{\sigma_{max}} = 9.11$$

$$V_{brazo} = A \cdot L_{brazo} = 8964.09 [mm^3]$$

$$m_{brazo} = \rho \cdot V_{brazo} = 24.20 [g]$$

Donde:

- δ : Deflexión en la punta del brazo [mm]
- $\delta_{max_adm}=1$ [mm]: Deflexión máxima admisible del brazo
- $T_{max}=5.779$ [N]: Fuerza máxima ejercida por uno de los motores
- L_{brazo} : 206.55 [mm]: Longitud de uno de los brazos
- $E=70$ [GPa]: Módulo de Young
- $I=1438.86$ [mm⁴]: Momento de inercia de la sección transversal
- $A=43.4$ [mm²]: Área de la sección transversal
- M_{max} : Momento máximo [Nm]
- σ_{max} : Esfuerzo máximo [MPa]

- $S_y=110$ [MPa]: Límite elástico del material
- $y_c=14.56$ [mm]: Distancia crítica de la sección
- FS: factor de seguridad
- V_{brazo} : Volumen del brazo [mm³]
- $\rho=2700$ [kg/m³]: Densidad del material
- m_{brazo} : Masa del brazo [g]

A diferencia del aluminio, el resto de los materiales analizados solo se pudo encontrar en planchas de distintos espesores. Para analizarlos, se fijó el ancho del brazo en 50 milímetros, y se calculó de forma iterativa el espesor necesario de la plancha para mantener la deflexión por debajo de 10 milímetros. Los resultados se resumen en la Tabla 12.

Tabla 12

Comparación de materiales para los brazos del cuadricóptero

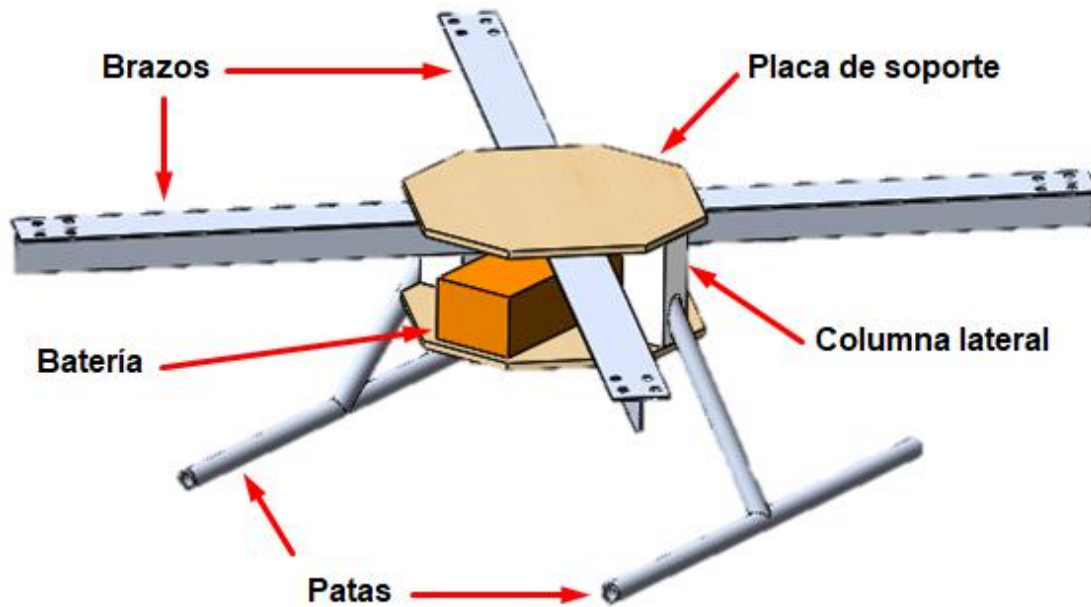
Material	Sección transversal	Factor de forma	Deflexión [mm]	Factor de seguridad	Masa del brazo [g]
Aluminio	Tipo T 25.4 x 19 x 1 mm	9.17	0.17	9.11	24.20
Madera MDF	Rectangular 50x5 mm	0.1	8.25	1.85	38.73
Espuma de poliuretano	Rectangular 50x23 mm	0.46	0.985	1.30	6.53
Fibra de vidrio	Rectangular 50x1.3 mm	0.026	8.624	1.78	24.97

Se pudo determinar que el material con el cual se podría fabricar el armazón más ligero es la espuma de poliuretano en presentación de plancha, seguido por el aluminio en presentación de perfil tipo T. Se decidió fabricar los brazos con aluminio, ya que presenta una gran facilidad de manufactura, pudiéndose realizar cortes y perforaciones de precisión en el mismo con métodos tradicionales de arranque de viruta, a diferencia de la espuma de poliuretano, la cual solo puede cortarse o perforarse utilizando herramientas de calor especializadas. Adicionalmente, la espuma de poliuretano solo se encontraba disponible al por mayor, en presentación de bloques de 2 metros cuadrados, dificultando aún más la manufactura.

Selección de materiales para el cuerpo y las patas. Las principales consideraciones para elegir los materiales para fabricar el cuerpo y las patas fueron la facilidad de manufactura, el peso y la disponibilidad, ya que ninguna de dichas piezas resiste cargas significativas. Se decidió fabricar el cuerpo con dos placas de madera MDF cortadas en forma de octágonos de 110 milímetros de ancho y alto en una cortadora láser. También se decidió separar las placas superior e inferior mediante dos columnas laterales de PLA impresas en 3D, con la altura necesaria para que quede espacio suficiente para colocar la batería y los brazos (aproximadamente 50 milímetros). Por último, se decidió fabricar las patas con tubos de aluminio, de modo que sean rígidas y livianas a la vez. La altura de las patas se fijó de modo que existan 50 milímetros entre la placa inferior y el piso.

Figura 23

Diseño CAD preliminar del armazón del cuadricóptero



Los resultados del diseño del subsistema estructural en esta etapa fueron la determinación de las dimensiones generales del armazón, la selección de los materiales para cada uno de sus componentes y la distribución general de los mismos. En la Figura 23 se puede observar el diseño CAD preliminar de la estructura. Adicionalmente, se estableció un límite superior de 280 gramos para la masa, siendo este el peso del armazón comercial F450, el cual es ampliamente utilizado en drones con hélices de 10 pulgadas.

Diseño del subsistema de control de vuelo. El subsistema de control de vuelo tiene por objetivo controlar la velocidad de giro de los motores de modo que el cuadricóptero alcance la orientación comandada por el usuario a través de un control remoto. Por lo tanto, debe contar con sensores que puedan realizar mediciones de la orientación actual del cuadricóptero, y un microprocesador capaz de ejecutar un algoritmo de control de vuelo. El algoritmo debe ejecutar rutinas de control en lazo cerrado para cada variable de orientación de la aeronave (roll, pitch y yaw). Para ello, debe calcular constantemente el error entre la consigna del control remoto y las mediciones de los sensores, calcular la señal de control y enviarla a los ESC, cambiando la velocidad de giro de los motores de modo que el error disminuya hasta desaparecer. Además de las rutinas de control de orientación, el algoritmo debe contar con rutinas de arranque, paro, calibración, seguridad, etc. que permitan la operación adecuada y segura del cuadricóptero.

El subsistema de control de vuelo consiste en uno o varios circuitos impresos que contienen al microcontrolador y los sensores, así como todo el resto de componentes electrónicos (resistencias, convertidores de señal, conectores, interruptores, etc.) necesarios para conectar o desconectar la alimentación eléctrica del circuito, permitir el intercambio de señales entre el microcontrolador, los sensores y las ESCs y posibilitar la visualización de señales luminosas que comuniquen el estatus del cuadricóptero al usuario. En la etapa de diseño del subsistema de control de vuelo, se llevó a cabo el establecimiento de la estructura general de control, la selección de los sensores y el microcontrolador y el diseño de la estructura general del circuito impreso.

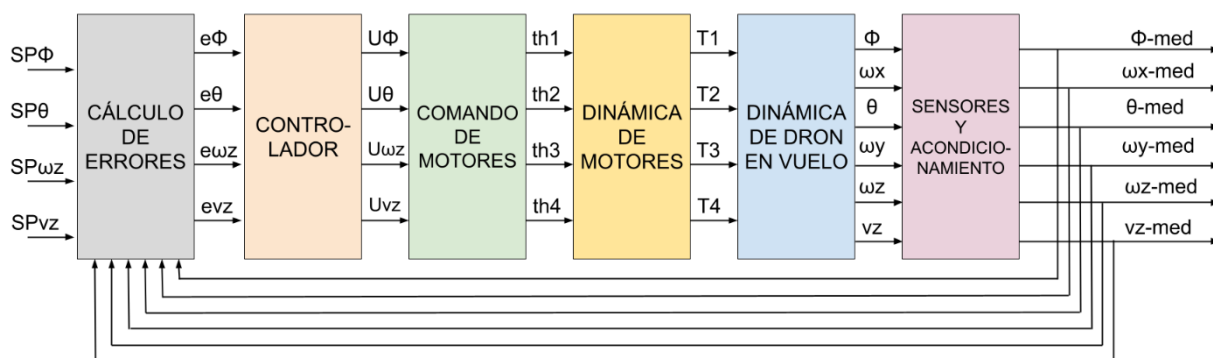
Establecimiento de la arquitectura general de control. La arquitectura de control para el cuadricóptero se determinó con base en experiencias previas de manejo de drones comerciales, y a la revisión de literatura previa detallada en el capítulo 2. Se determinó que,

para poder controlar la trayectoria del cuadricóptero, el usuario debe ser capaz de comandar cuatro variables a través del control remoto: la inclinación del cuadricóptero alrededor de los ejes horizontales X y Y (es decir, los ángulos roll y pitch), la velocidad de giro alrededor del eje vertical Z (velocidad angular en yaw) y la velocidad de desplazamiento en el eje vertical Z. Las velocidades lineales del dron en los ejes horizontales X y Y están determinadas directamente por su inclinación alrededor de Y y X (ángulos pitch y roll), respectivamente.

En la figura 24 se puede observar un diagrama de la arquitectura general de control para el cuadricóptero. Las consignas de las cuatro variables son ingresadas directamente por el usuario a través del control remoto. Las consignas se comparan con las variables medidas por los sensores para calcular los errores, los cuales se alimentan al sistema de control. El sistema de control calcula las señales de control para cada variable a partir de las señales de error. A continuación, las señales de control se combinan para calcular las señales de entrada a ser enviadas a cada uno de los cuatro motores. Los motores reciben las señales y cambian su velocidad de giro, produciendo cuatro fuerzas de empuje que cambian la posición y orientación del cuadricóptero. Por último, los sensores miden nuevamente la posición y orientación y actualizan las variables para el siguiente ciclo de ejecución del algoritmo de control.

Figura 24

Arquitectura de control en lazo cerrado del cuadricóptero




Nota. Φ : roll (giro en x), θ : pitch, (giro en y), ω : velocidad angular, v : velocidad lineal, SP: set point, e: error, U: señal de control, th: señal de entrada motores BLDC, T: empuje de motores,


Selección de sensores. Una vez definida la arquitectura de control, el siguiente paso fue la selección de sensores que permitan medir las variables de velocidad angular, posición angular y velocidad lineal del cuadricóptero. Se decidió utilizar una unidad de medición inercial (IMU, por sus siglas en inglés) para medir las velocidades angulares y aceleraciones lineales, y calcular las posiciones angulares y velocidades lineales por medio de integración numérica. Adicionalmente, se decidió utilizar un barómetro para medir la presión atmosférica, a partir de la cual se puede calcular la altitud de vuelo de la aeronave.

El procedimiento de selección para cada sensor fue prácticamente trivial, debido a que solo se pudieron encontrar un modelo de IMU y un modelo de barómetro disponibles a nivel local. La IMU utilizada fue la MPU6050, incluida en el módulo HW-123, y el barómetro utilizado fue el BMP180, incluido en el módulo GY-68. Ambos sensores trabajan con un voltaje de alimentación de 3.3 voltios DC, y se comunican con el microcontrolador a través del protocolo i2c. Las principales especificaciones técnicas de los sensores se detallan en la Tabla 13.

Tabla 13

Especificaciones técnicas de los sensores seleccionados para el cuadricóptero

Sensor	Descripción	Especificaciones técnicas
IMU MPU6050 (Módulo HW-123) 	Combina un giroscopio de 3 ejes, un acelerómetro de 3 ejes y un procesador digital de movimiento dentro de un solo encapsulado.	<ul style="list-style-type: none"> Rango de medición giroscopio: ± 250, ± 500, ± 1000, ± 2000 °/s Rango de medición acelerómetro: ± 2, ± 4, ± 8, ± 16 g. Voltaje de alimentación: 2.375V-3.46-V

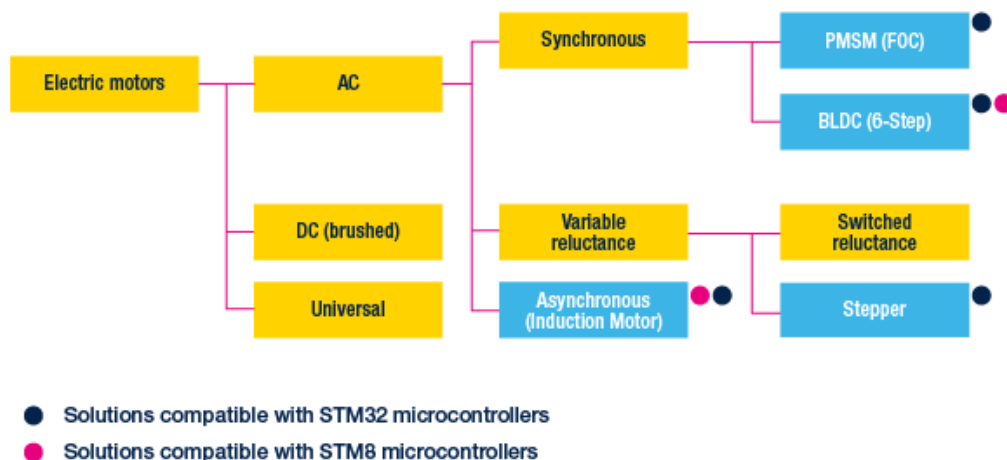
Sensor	Descripción	Especificaciones técnicas
<p data-bbox="240 680 451 814">Barómetro BMP180 (Módulo GY-68)</p> 	<p data-bbox="506 554 818 1188">Sensor basado en tecnología piezo-resistiva que permite un medir la presión atmosférica de forma robusta, evitando interferencias electromagnéticas del entorno. Tiene una alta precisión, repetibilidad, linealidad y estabilidad en largos períodos de tiempo.</p>	<ul data-bbox="912 317 1406 1220" style="list-style-type: none"> • Corriente de consumo: 140 uA • Velocidad bus i2c: 400 KHz • Filtro pasa bajos embebido. • Rango de medición: 300-1100 hPa <ul style="list-style-type: none"> • Resolución: 2 hPa • Ruido Reducido: 0.06hPa (0.5m) en modo de ultra ahorro, o 0.02hPa (0.17m) en modo de resolución avanzada. • Voltaje de alimentación: 1.8-3.6V • Consumo de corriente: 5uA por medición/segundo en modo estándar • Tiempo de conversión de presión estándar: 7.5 ms • Velocidad de transmisión máxima bus i2c: 3.4 Mbps

Selección del microcontrolador. El microcontrolador utilizado para la ejecución del algoritmo de control de vuelo se seleccionó tomando en cuenta consideraciones como capacidad y velocidad de procesamiento, número de pines de entrada y salida, periféricos embebidos, y disponibilidad de buses de datos compatibles con los sensores seleccionados. Tras una revisión de especificaciones técnicas de controladores de vuelo comerciales, se determinó que la gran mayoría de ellos utiliza microcontroladores de 32 bits de la familia STM32 (GetFPV, 2018). Por lo tanto, se decidió utilizar un microcontrolador de esta familia para garantizar un buen desempeño. El modelo específico del microcontrolador se seleccionó

tomado en cuenta la metodología establecida por el fabricante para el control de motores BLDC.

Figura 25

Diagrama para selección del tipo de microcontrolador para el control de motores.



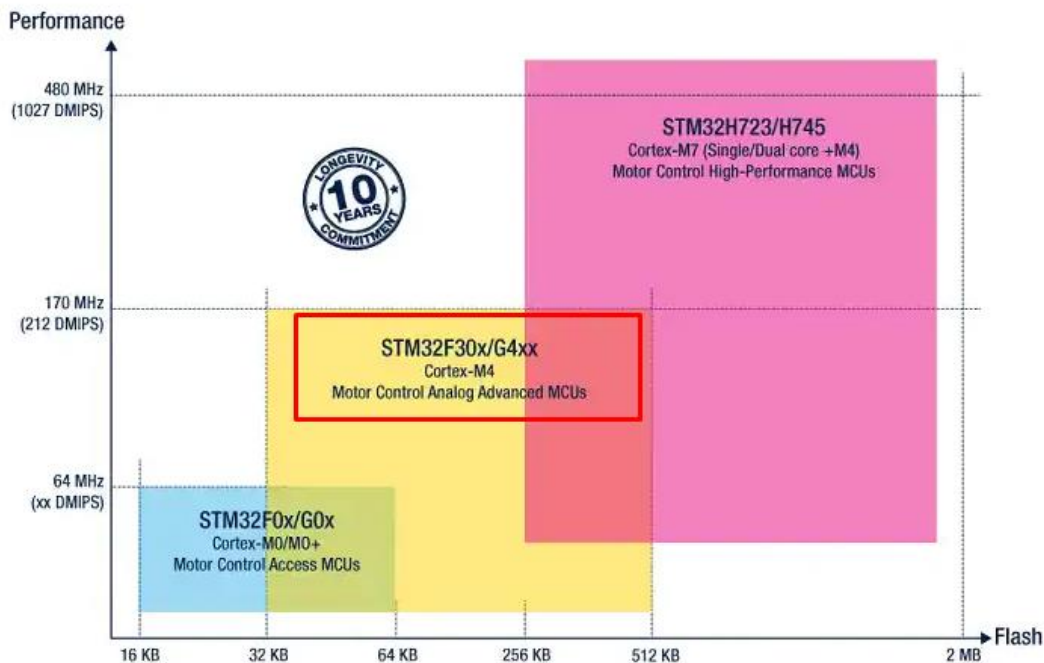
Nota: Se selecciona el tipo de microcontrolador en función del tipo de motor a controlar.

Tomado de: STM32 (s.f). https://www.st.com/content/st_com/en/ecosystems/stm32-motor-control-ecosystem.html

Tomando en cuenta que se necesita manejar un gran volumen de datos que involucran operaciones matemáticas es necesario seleccionar un microcontrolador que disponga de una unidad de punto flotante (FPU, por sus siglas en inglés), por lo cual se requiere una serie de microcontrolador de 32 bits que disponga de un procesador ARM Cortex M4, y que posea un valor de Dhrystone Million Instructions per Seconds elevado, el cual refleja el desempeño de un microcontrolador al realizar una rutina de instrucciones, tomando en cuenta el aplicativo, la memoria Flash para el programa y el desempeño se procede a seleccionar el microcontrolador con la Figura 25.

Figura 26

Gráfica de relación desempeño vs memoria flash controladores STM de 32 bits



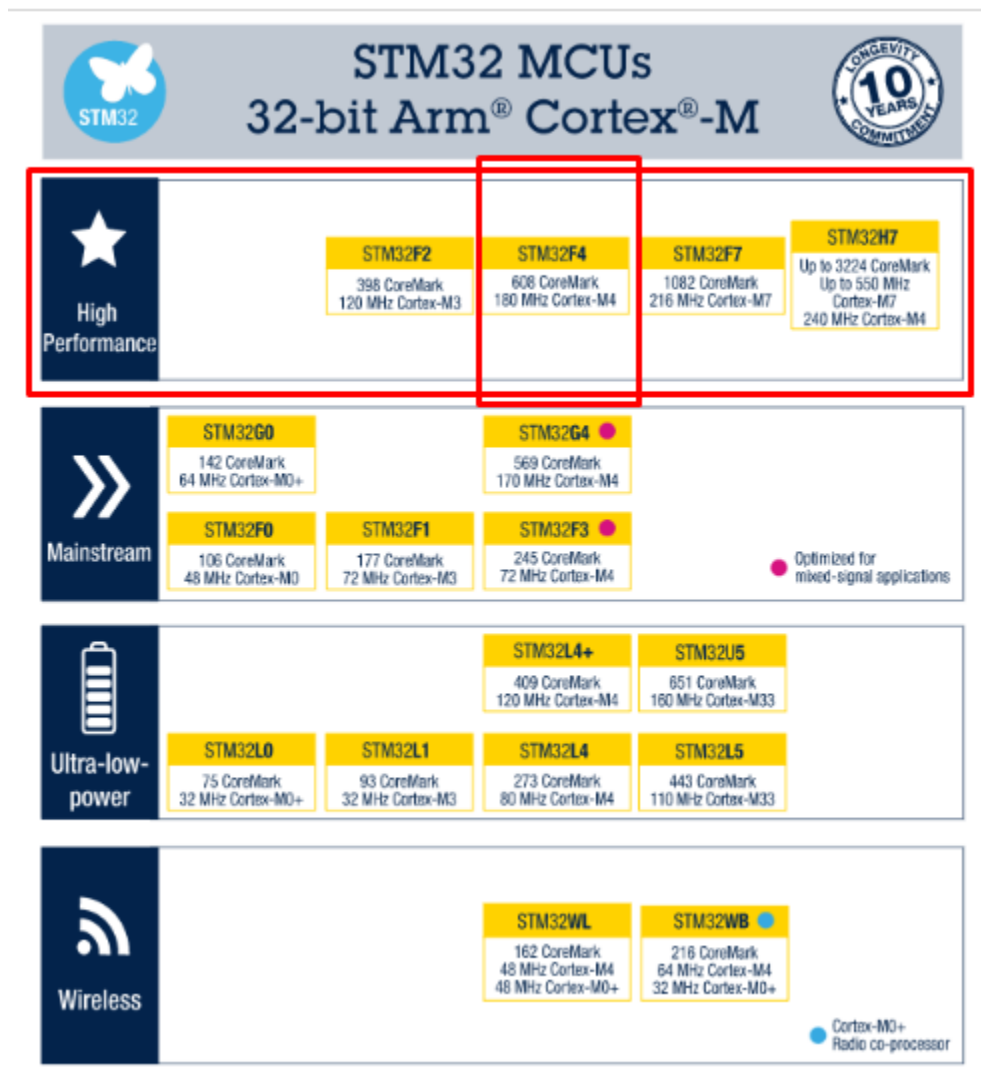
Nota: Se selecciona la serie de microcontrolador en función de los DMIPS, el tamaño de la memoria Flash y el aplicativo etc. Tomado de: STM32 (s.f).

https://www.st.com/content/st_com/en/ecosystems/stm32-motor-control-ecosystem.html

De acuerdo con la Figura 26 se puede seleccionar un microcontrolador desde la serie STM32F30x hasta la serie STM32G4xx, por lo cual se ha seleccionado la serie F4 que es común dentro de controladores de vuelo comerciales y de acuerdo a la sugerencia de STM como se muestra en la Figura 27.

Figura 27

Clasificación Microcontroladores STM de 32 bits



Nota: Se selecciona la serie de microcontrolador en función de requerimientos tales como: frecuencia del procesador, coremark, etc. Tomado de: STM32 (s.f).

https://www.st.com/content/st_com/en/ecosystems/stm32-motor-control-ecosystem.html

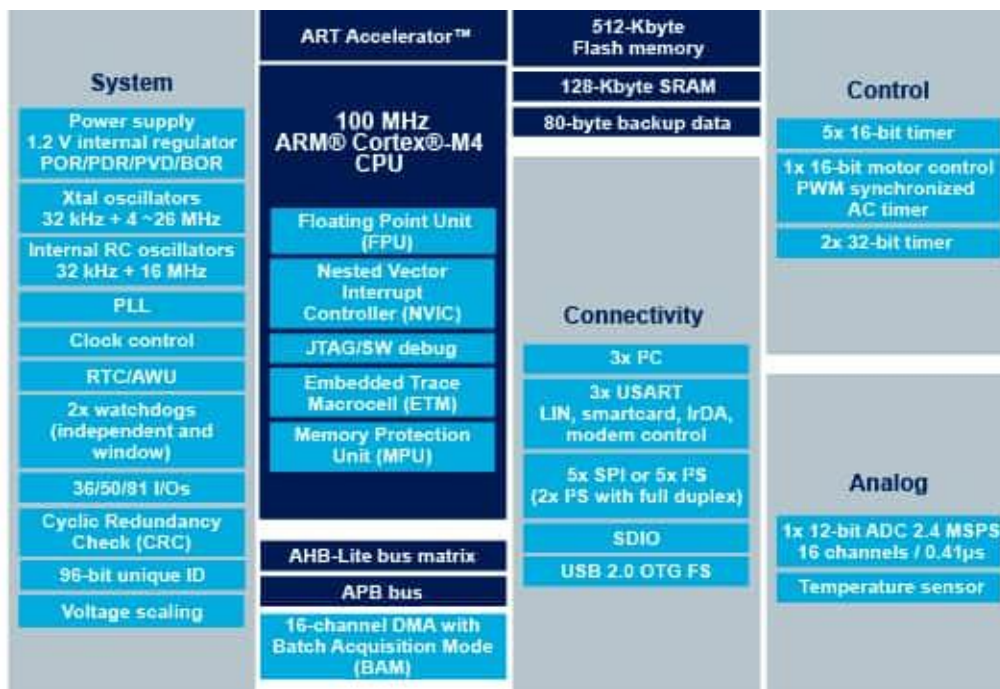
En base a la disponibilidad se optó por la tarjeta de desarrollo Black Pill STM32F411CEU6, el mismo que presenta las siguientes características:

- Procesador ARM cortex M4 con DSP (Digital Signal Processing) para operaciones matemáticas de alta velocidad, FPU (Float Point Unit) para alta precisión en operaciones de punto flotante, MPU (Memory Protection Unit) para el encapsulado del programa.
- 512 KB de memoria Flash
- 128 KB de memoria SRAM
- 1 ADC de 16 bits y 16 canales
- CPU de 100 MHz
- 6 Timers de propósito general de 16 bits con un timer PWM para control de motores.
- 2 Timers de propósito general de 32 bits
- Voltaje de alimentación: 1.7-3.6V
- Corriente de consumo: 100uA/Mhz
- 16 controladores DMA con soporte FIFO
- 32 puertos I/O tolerantes a 5V
- 3 buses I2C (SMBus, PMBus)
- 3 buses USART (2x12.5 Mbps, 1x6.25Mbps)
- 5 buses SPI2
- Conectividad USB 2.0 con host OTG

Esta información se detalla en la Figura 28.

Figura 28

Periféricos y funciones del microcontrolador STM32F411CEU6



Nota: El diagrama presenta las principales funcionalidades del STM32F411CEU6. Tomado de: STM32 (s.f). https://www.st.com/content/st_com/en/ecosystems/stm32-motor-control-ecosystem.html

Figura 29

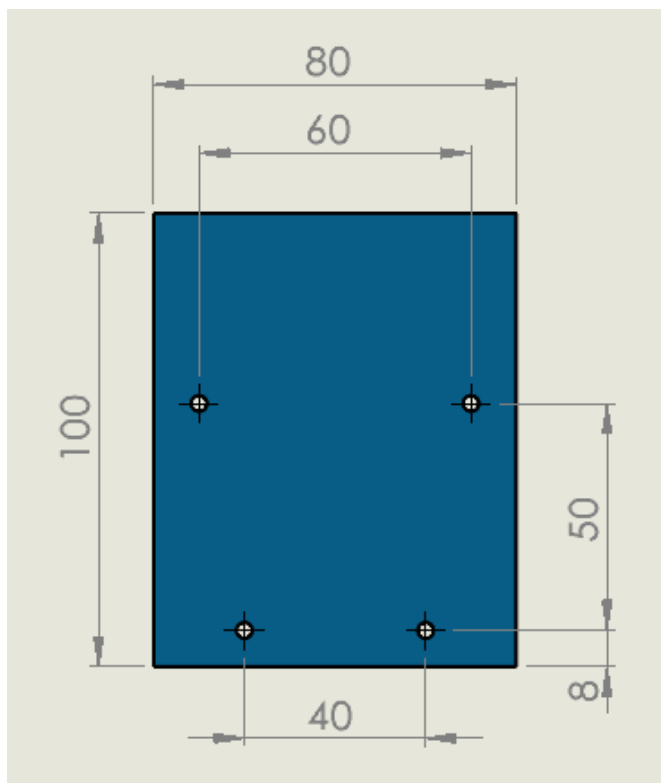
STM32F411CEU6 Black Pill



Establecimiento de dimensiones preliminares del circuito impreso. El controlador de vuelo debe ser implementado físicamente en forma de un circuito impreso (PCB, por sus siglas en inglés) al cual se suelden los componentes previamente seleccionados, como el microcontrolador, los sensores y los componentes de radiofrecuencia. Como última fase del diseño del subsistema de control de vuelo, se establecieron las dimensiones externas del circuito impreso, así como la ubicación de los agujeros de montaje (Figura 30). Las dimensiones se establecieron de modo que sea posible montar el circuito impreso sobre la placa de soporte superior por medio de separadores con juntas empernadas, tomando en cuenta las dimensiones previamente establecidas de dichas placas.

Figura 30

Dimensiones preliminares del circuito impreso del controlador de vuelo



Nota: Todas las dimensiones mostradas están en milímetros.

Diseño del subsistema de comunicación. Para el sistema de comunicación (envío y recepción de comandos) se tomaron en cuenta los siguientes parámetros:

- Frecuencia de ondas de radio
- Alcance efectivo de comunicación
- Módulos disponibles
- Herramientas de programación

Se tomó como referencia una frecuencia de radio de 2.4 GHz con un alcance de 50m de radio desde la ubicación del transmisor de radio o control remoto, siendo la opción más rentable el módulo de transmisión y recepción NRF24L01 con su variante PA+LNA (Power Amplification + Low Noise Amplifier) que presenta las siguientes características:

- Velocidad máxima de transmisión: 2 Mbps
- Corriente consumida: 13.5 mA
- Tamaño de palabra para envío de información: 32 Bytes
- Modulación GSK (Frequency-shift keying)
- 125 canales con comunicación multipunto
- Detección de errores CRC
- Bajo consumo: 1.9 V – 3.6 V
- Antena externa de 2.4 Ghz
- Comunicación SPI
- Sensibilidad de emisión: +20dBm
- Sensibilidad de recepción: -95dBm
- Alcance de hasta 1 KM con modulo PA+LNA a una tasa de 250Kbps

Figura 31

Módulo de radiofrecuencia NRF24L01

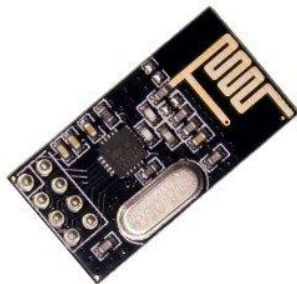


Figura 32

Esquema del control remoto para operación del cuadricóptero

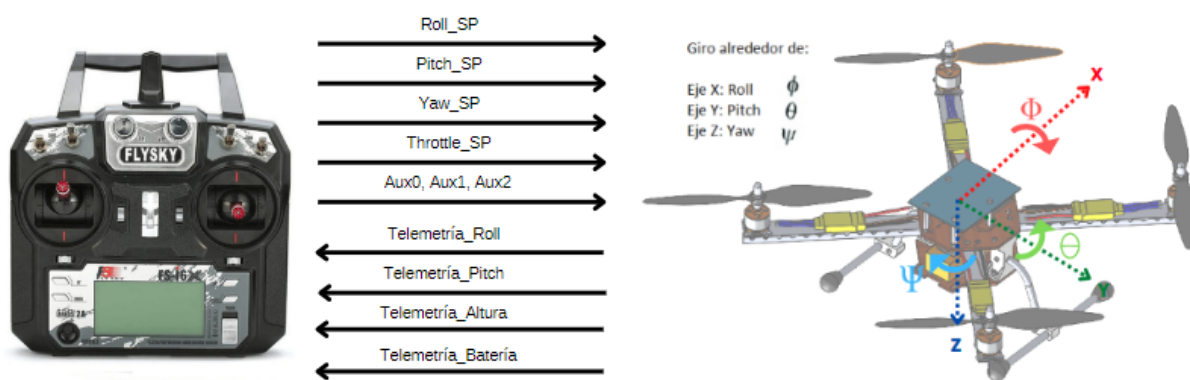
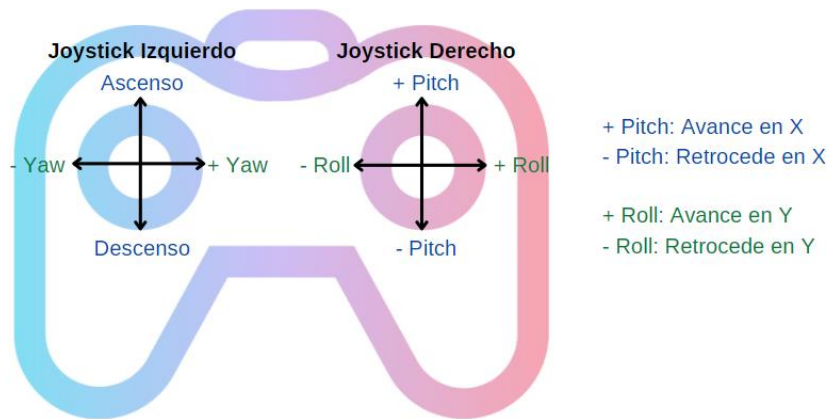


Figura 33

Configuración de comandos en el control remoto



Diseño de dominio específico

Durante la etapa de diseño de dominio específico, se debe llevar a cabo el proceso de diseño detallado de los diferentes componentes que conforman al sistema. Las tareas llevadas a cabo en esta etapa fueron el diseño mecánico del armazón del cuadricóptero, la derivación del modelo matemático de la aeronave, el diseño electrónico del controlador de vuelo, la programación del algoritmo de control de vuelo en el microcontrolador y el diseño mecánico del banco de pruebas.

Diseño mecánico del armazón del dron

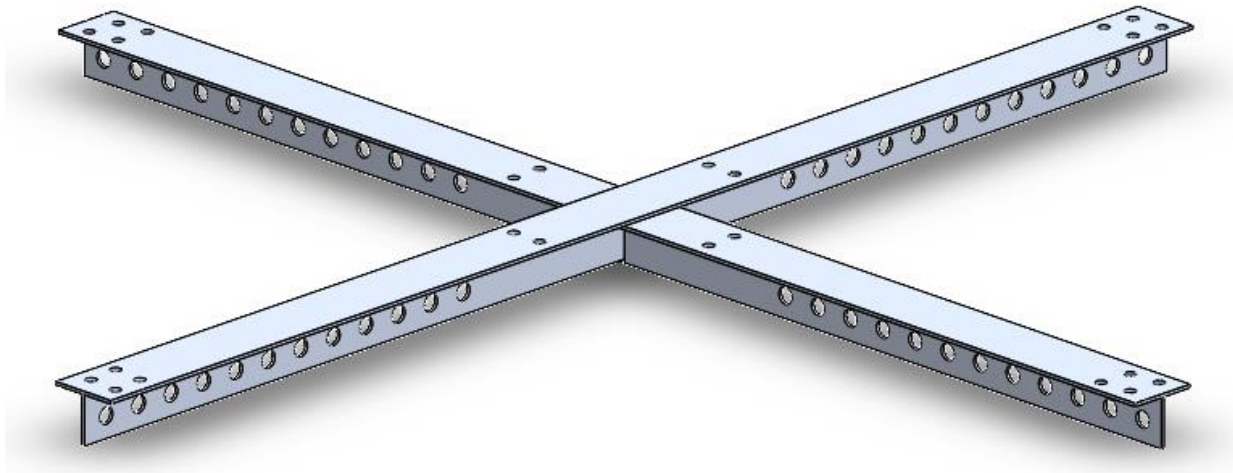
El diseño mecánico del armazón del cuadricóptero se llevó a cabo con base en los resultados de la selección de materiales realizada para el diseño del subsistema estructural. Se creó un modelo CAD de cada pieza, subensambles de los brazos, el cuerpo y las patas, y un ensamble del armazón completo utilizando software CAD/CAE. Dentro del modelo CAD se establecieron las dimensiones exactas de las piezas mecánicas, así como su distribución espacial (evitando la interferencia entre componentes) y los mecanismos de sujeción entre ellas. Durante el diseño del armazón del cuadricóptero, se procuró que exista la mayor simetría posible respecto a los planos XZ y YZ, para lograr que el centro de masa coincida con el centro geométrico y así facilitar el modelamiento y control del sistema en pasos posteriores. También se puso gran énfasis en asegurar que las piezas se puedan fabricar con los procesos de manufactura disponibles a nivel local.

Los brazos del cuadricóptero se diseñaron para ser fabricados utilizando perfiles de aluminio tipo T, unidos mediante soldadura TIG, de modo que la estructura sea lo más rígida posible. Se estableció que la longitud de cada brazo sea de 225 mm, con los motores ubicados en los extremos, a 210 mm del centro geométrico del dron, respetando las distancias mínimas establecidas en la etapa de diseño del sistema. Los motores cuentan con agujeros roscados en

la base, por lo que se colocaron los agujeros pasantes correspondientes en los brazos para sujetarlos mediante pernos. También se colocaron perforaciones a lo largo del nervio central de cada brazo (el segmento con menor contribución al momento de inercia de la sección transversal), con lo cual se logró disminuir el peso de los mismos sin comprometer significativamente su rigidez ni su resistencia. Adicionalmente, dichos agujeros facilitan la sujeción de los ESCs y los cables mediante amarras. El modelo CAD de los brazos se puede observar en la Figura 34.

Figura 34

Modelo CAD de los brazos del dron

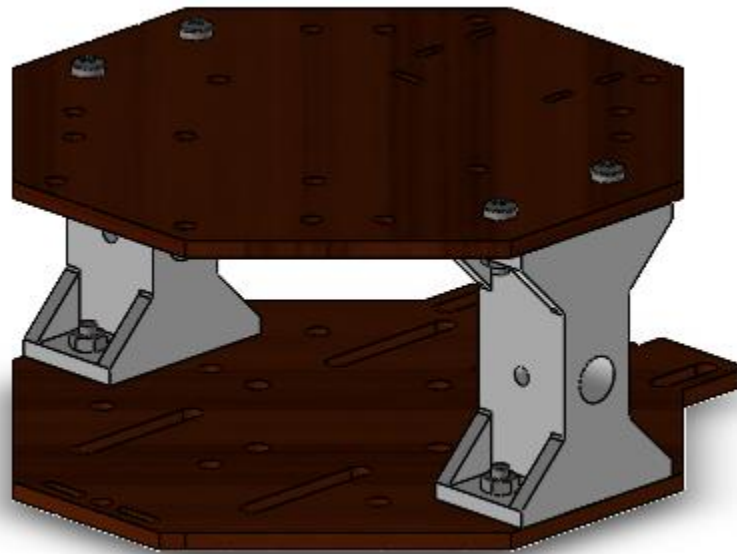


El cuerpo del cuadricóptero se diseñó para ser fabricado con cuatro piezas: una placa de soporte superior, bajo la cual se acoplan los brazos soldados, una placa de soporte inferior, sobre la cual se apoya la batería, y dos columnas laterales que mantienen la separación entre las placas superior e inferior. Los componentes electrónicos se asientan sobre la placa superior, y las patas se acoplan a las columnas laterales. Todas las piezas se diseñaron para ser unidas mediante juntas empernadas, utilizando pernos y tuercas de nylon en la mayoría de las juntas para reducir el peso del armazón.

Las placas de soporte del cuerpo se diseñaron para ser fabricadas en planchas de madera MDF de 3mm de espesor mediante corte láser, método con el cual se puede alcanzar una alta precisión en las dimensiones de las piezas a un bajo costo. Se colocaron perforaciones en ambas placas para acoplar los brazos soldados y las columnas laterales mediante juntas empernadas, así como perforaciones y ranuras para la sujeción de componentes electrónicos como la batería y la PDB. Las columnas laterales se diseñaron para ser fabricadas mediante ABS impreso en 3D, dejando varias cavidades vacías para reducir el peso de estas. El modelo CAD del cuerpo del cuadricóptero se puede observar en la Figura 35.

Figura 35

Modelo CAD del cuerpo del cuadricóptero

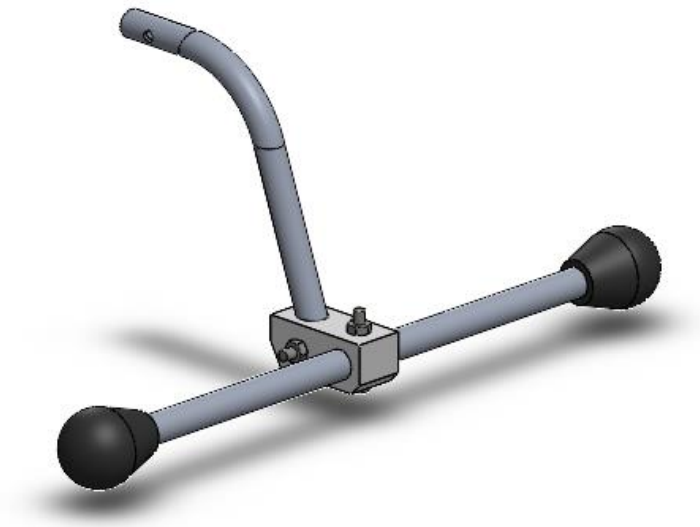


Finalmente, las patas diseñadas están conformadas por cinco piezas cada una: un tubo horizontal, dos apoyos flexibles en los extremos de dicho tubo (los cuales se asientan en el suelo cuando el dron está estacionario), un tubo doblado a 70° que se acopla de forma vertical a la columna lateral del cuerpo del dron, y un acople que une los tubos horizontal y vertical. Se

utilizó tubo de aluminio de 8 milímetros de diámetro y 1 milímetro de espesor para lograr que las patas sean ligeras y rígidas. Los apoyos se diseñaron para ser fabricados mediante TPU impreso en 3D, dándoles la flexibilidad suficiente para asentarse en cuatro puntos sobre terrenos ligeramente irregulares. Esto le brinda estabilidad al dron durante el despegue. El modelo CAD de una de las patas del cuadricóptero puede observarse en la Figura 36.

Figura 36

Modelo CAD de una de las patas del cuadricóptero



Las perforaciones en los brazos, las placas de soporte y las columnas laterales se diseñaron con la holgura suficiente para permitir pasar a los pernos a pesar de pequeños errores de alineación. De este modo, se facilita el ensamblaje del armazón a pesar de la existencia de desviaciones en las dimensiones debido a las tolerancias o a fallos humanos de los distintos procesos de manufactura. Para evitar comprometer la rigidez del ensamble, todas las perforaciones se realizaron en pares ubicados en lados opuestos de las piezas, evitando el movimiento relativo entre las piezas. Por otro lado, las perforaciones en las piezas de las patas se diseñaron para no dejar ninguna holgura, dando rigidez al ensamble. El modelo CAD del armazón ensamblado se puede observar en la Figura 37.

Figura 37

Modelo CAD del armazón del cuadricóptero



La deflexión máxima, el esfuerzo máximo, y el factor de seguridad del armazón se verificaron mediante simulación estática con el método de elementos finitos, utilizando software CAD/CAE. Los parámetros de la simulación se configuraron de modo que se puedan calcular los esfuerzos y deformaciones respecto a un marco de referencia móvil acoplado al centro de masa del cuadricóptero. Es decir, se analizó el comportamiento del armazón durante el vuelo.

Como primer paso, se simplificó el modelo suprimiendo las patas, debido a que no soportan carga durante el vuelo del cuadricóptero. Acto seguido, se colocaron cuatro cargas de 5.78 N en los extremos de cada brazo, correspondientes a la fuerza de empuje máxima generada por cada conjunto de motor y propela, de acuerdo con los cálculos realizados en el diseño del subsistema de propulsión. También se incluyeron los efectos de la gravedad en la simulación. Se utilizaron sujeciones avanzadas para restringir el movimiento del dron respecto a sus propios ejes de referencia.

Se utilizó un mallado adaptativo tipo h basado en curvatura para la simulación. El mallado adaptativo tipo aumenta localmente el refinamiento de la malla de forma automática en

zonas donde se necesita mayor precisión de cálculo debido a la existencia de esfuerzos y deformaciones significativos (Hawk Ridge Systems Engineering Team, 2013). El proceso de refinamiento se realiza progresivamente en varias iteraciones de la simulación, asegurando de este modo que los valores calculados de esfuerzo, deformación y demás converjan. Los parámetros de la malla creada se detallan en la Tabla 14.

Tabla 14

Parámetros de la malla utilizada en la simulación estática de elementos finitos

Parámetro	Valor
Tipo de malla	Basada en curvatura
Total de nodos	224687
Total de elementos	124732
Mínimo tamaño de elemento	3.460 mm
Máximo tamaño de elemento	17.298 mm

Como resultado de la simulación, se obtuvieron los gráficos tridimensionales de esfuerzo (Figura 38), deflexión (Figura 39) y factor de seguridad (Figura 40) del armazón del dron. Se utilizó el criterio de Von Mises como criterio de fallo debido a que las piezas que soportan mayor carga son los brazos de aluminio, el cual es un material dúctil. Los valores de esfuerzo máximo, desplazamiento máximo y factor de seguridad mínimo se detallan en la Tabla 15. Los puntos más críticos del armazón son los cuatro agujeros de los brazos más acercados al cuerpo del dron. En los gráficos de convergencia del mallado adaptativo para esfuerzo y desplazamiento (Figura 41) y para precisión (Figura 42) se puede comprobar que se alcanzó la convergencia de los valores en cuatro iteraciones, con una precisión de 95.38%.

Figura 38

Gráfico de esfuerzo máximo obtenido mediante simulación

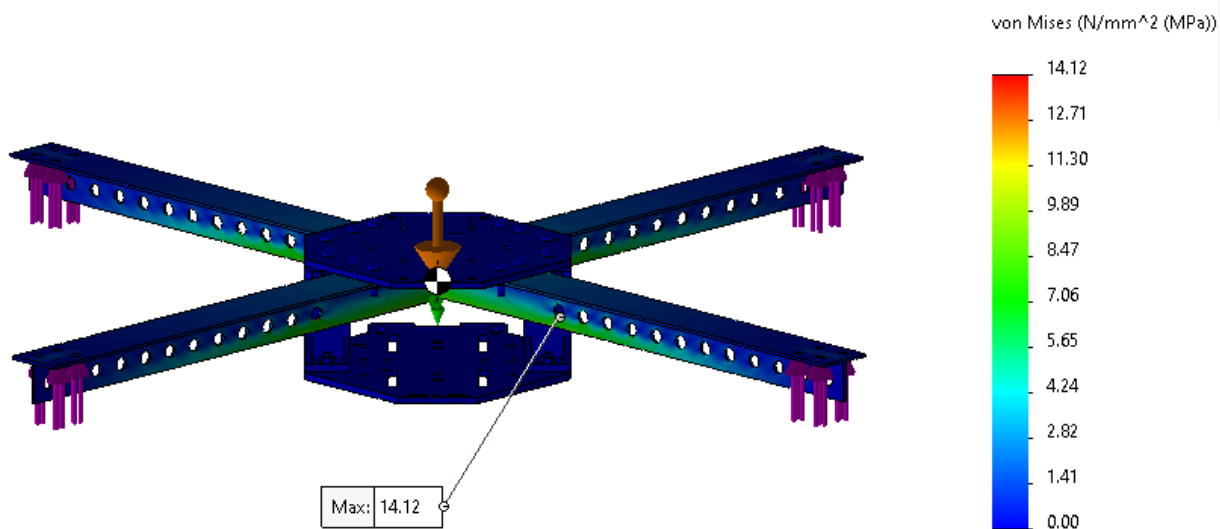
**Figura 39**

Gráfico de deflexión máxima obtenido mediante simulación

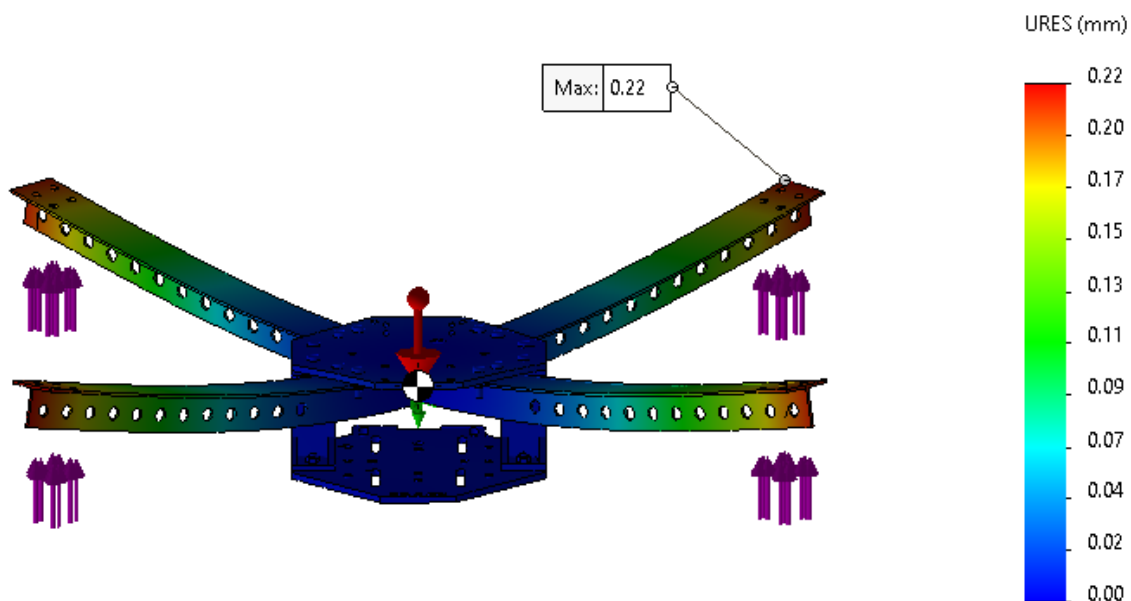


Figura 40

Gráfico de factor de seguridad obtenido mediante simulación

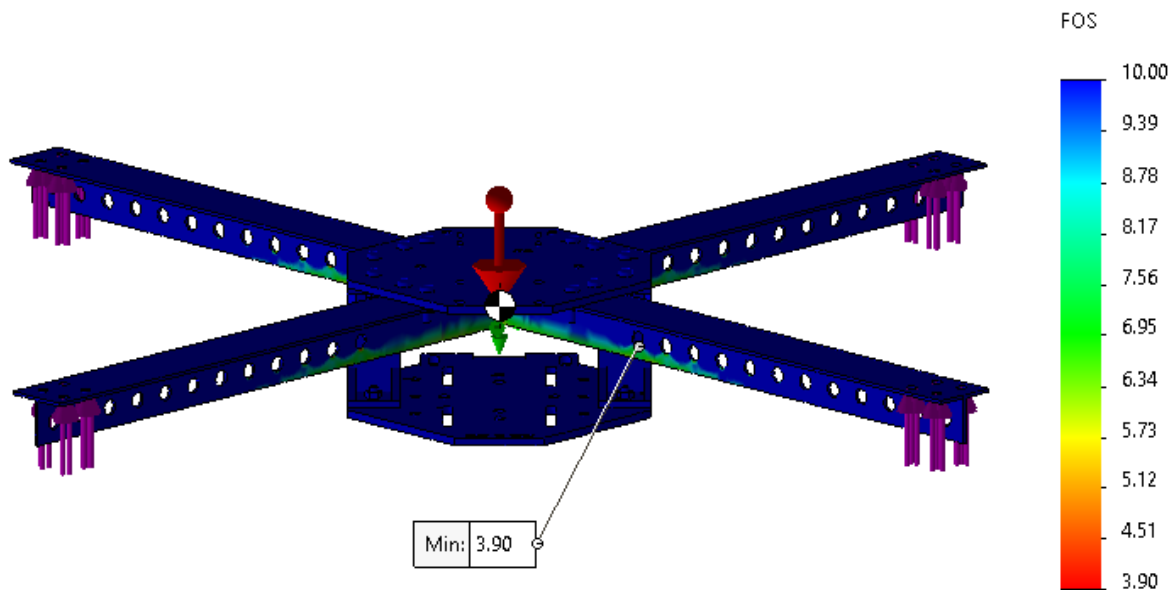


Tabla 15

Valores críticos de las variables analizadas en la simulación estática

Parámetro	Valor
Esfuerzo máximo	14.12 MPa
Deflexión máxima	0.22 mm
Factor de seguridad mínimo	3.90

Figura 41

Gráfico de convergencia de esfuerzo y desplazamiento normalizados

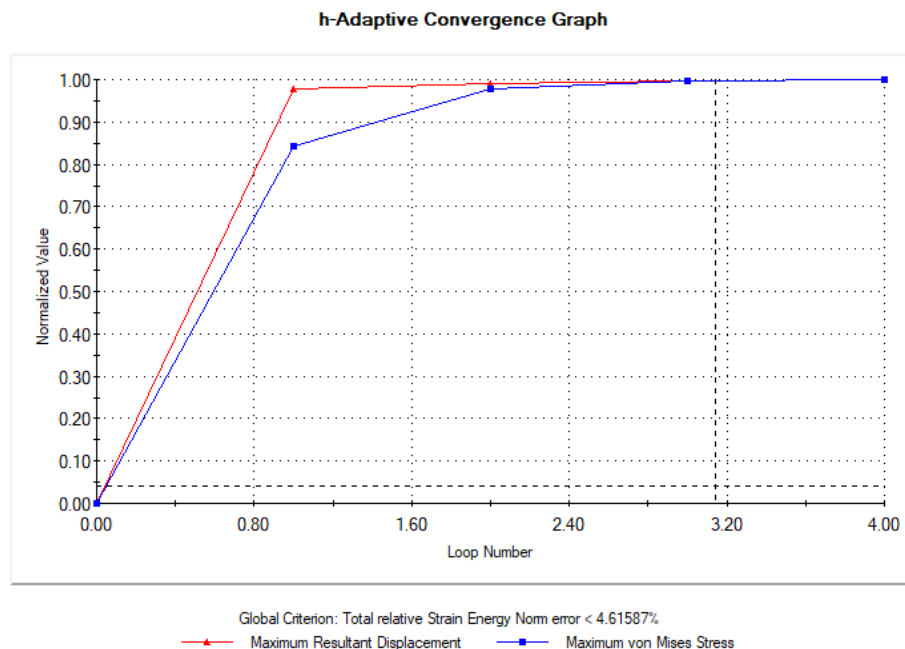
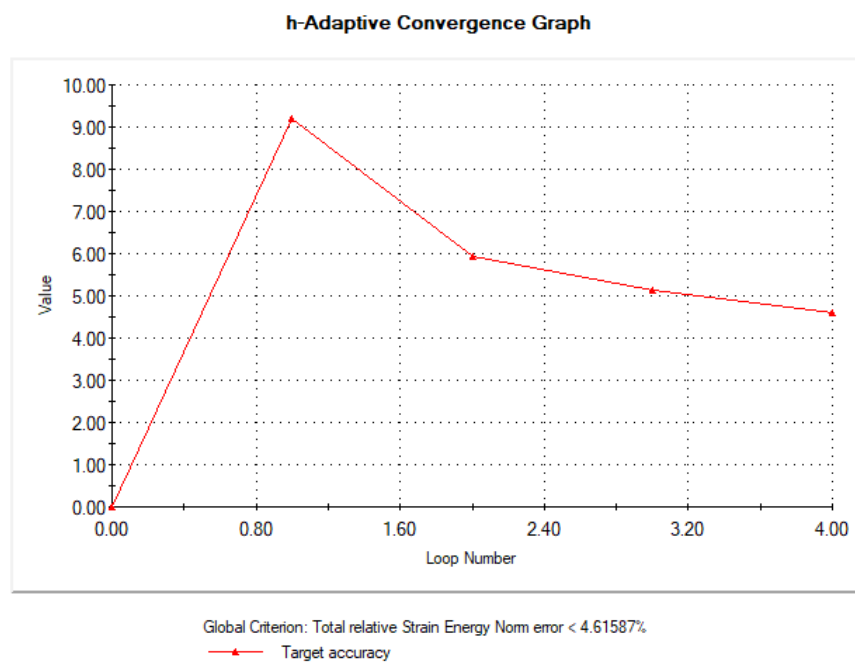


Figura 42

Gráfico de convergencia de precisión de mallado adaptativo



Los resultados de la simulación estática permitieron corroborar que el armazón diseñado es capaz de resistir las cargas máximas propias del funcionamiento del cuadricóptero sin presentar deformaciones excesivas ni deformación plástica o fractura. El factor de seguridad mínimo de 3.90 y el hecho de que el desplazamiento máximo de 0.22 mm sea considerablemente mayor al valor máximo admisible planteado durante el diseño del subsistema estructural (10 mm) evidencia que existe cierto nivel de sobredimensionamiento. Es decir, se pudo haber construido un armazón de menor peso que cumpla con los requerimientos de desempeño utilizando un perfil con una sección transversal de menores dimensiones. Sin embargo, el perfil utilizado es el más pequeño de su tipo disponible a nivel local.

Adicional a la simulación estática, se realizó una simulación de análisis de vibraciones con el método de elementos finitos, utilizando software CAD/CAE, con el mismo modelo del armazón. Esta simulación permite calcular las frecuencias naturales del sistema, así como sus modos de vibración. El objetivo del análisis es determinar si alguna de las frecuencias naturales del sistema coincide con alguna de las frecuencias forzantes, lo cual podría provocar la resonancia de la estructura.

Las frecuencias forzantes para este estudio son las de los motores, los cuales pueden transmitir vibraciones al armazón debido a desbalance rotacional. Debido a que la velocidad angular de los motores no es constante, debe evitarse un rango de frecuencias forzantes de 56.77 a 114.03 Hz, correspondiente a un ancho de pulso de entrada de 0.2 a 0.7, rango en el cual pueden operar los motores. La frecuencia más crítica es 74.45 Hz, que corresponde a la velocidad angular de los motores necesaria para alcanzar la levitación estacionaria.

En la simulación, se calcularon las diez primeras frecuencias naturales del armazón, con sus respectivos modos normales de vibración. El gráfico de respuesta en frecuencia obtenido se muestra en la Figura 43, y las frecuencias naturales de cada modo normal de vibración se enumeran en la Tabla 16. Los seis primeros modos normales de vibración ocurren

a 0 Hz, debido a que corresponden a movimientos de cuerpo rígido en los seis grados de libertad del cuadricóptero. También se obtuvieron los gráficos tridimensionales de amplitud relativa de los diez primeros modos de vibración. Como ejemplo, en la se puede observar el gráfico del noveno modo de vibración (con una frecuencia natural de 259 Hz) en la Figura 44.

Figura 43

Gráfico de respuesta en frecuencia del armazón del dron obtenido mediante simulación

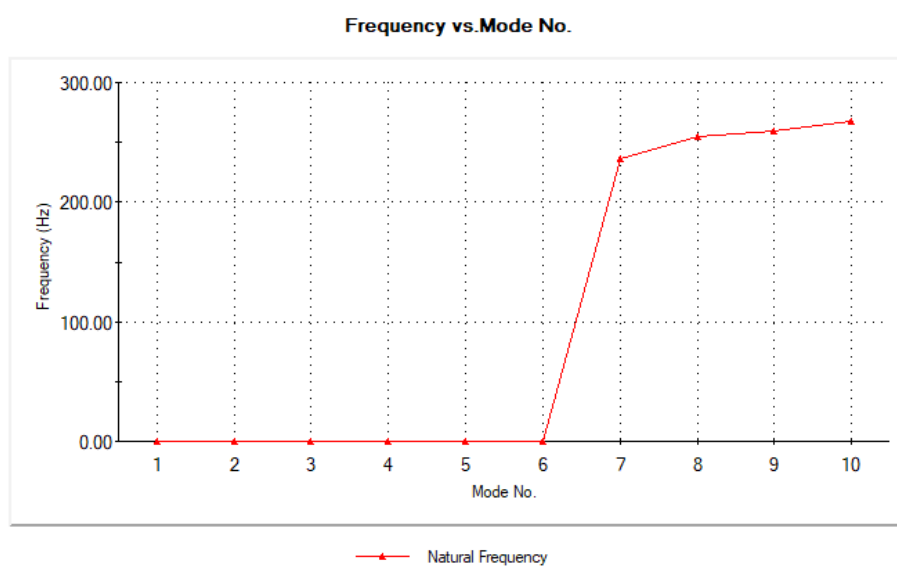


Tabla 16

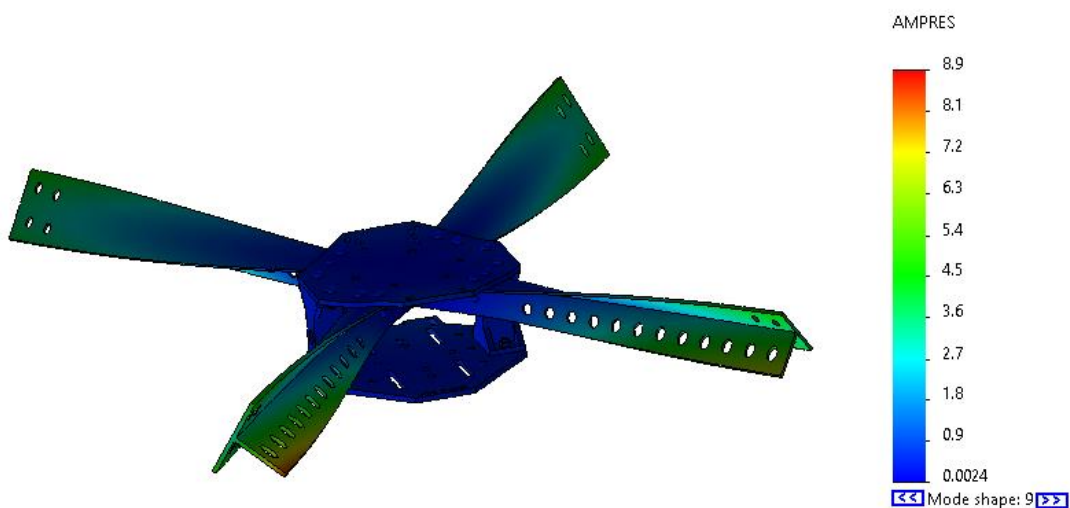
Frecuencias naturales de los 10 primeros modos normales del armazón obtenidas mediante simulación

Modo normal	Frecuencia natural [Hz]
1	0
2	0
3	0
4	0

Modo normal	Frecuencia natural [Hz]
5	0
6	0
7	235.79
8	254.85
9	259.00
10	267.42

Figura 44

Gráfico tridimensional de amplitud de vibración del noveno modo de vibración del armazón, obtenido mediante simulación

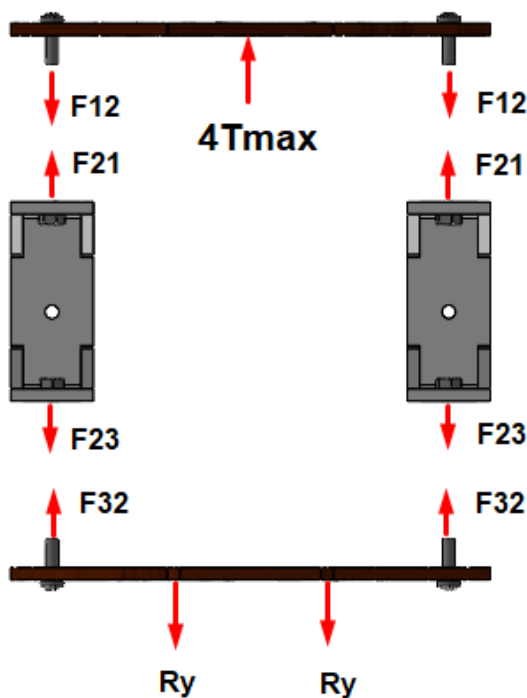


Mediante el cálculo de las frecuencias naturales del armazón, se pudo corroborar que ninguna de ellas está dentro del rango de frecuencias forzantes debido al giro de los motores (de 56.77 a 114.03 Hz). Por lo tanto, el armazón no entrará en resonancia durante el funcionamiento de los motores. Debido a que el análisis de vibraciones fue exitoso, no fue necesario realizar cambios al diseño mecánico del armazón.

La resistencia de las uniones empernadas se verificó calculando el esfuerzo máximo al cual se verá sometida la junta, y comparándolo con el límite elástico del material de los pernos. El cálculo se realizó para las uniones empernadas del cuerpo del cuadricóptero cuando este está sujeto al banco de pruebas, que es la condición de carga más crítica a la que se puede ver sometido cualquiera de los pernos en la aeronave. Esto se debe a que los pernos del cuerpo deben resistir la carga total generada por los cuatro motores y las reacciones generadas por el banco. Cabe recalcar que en vuelo libre las cargas soportadas son mucho menores ya que no existe fuerza de reacción aparte del peso de la aeronave. Los pernos utilizados para las juntas fueron pernos de nylon de 3 milímetros de diámetro, con paso de 0.5 milímetros. A continuación, se detalla el cálculo para los pernos que sujetan la placa superior a las columnas laterales, tomando como referencia el análisis de fuerzas de la Figura 45.

Figura 45

Análisis de fuerzas en el cuerpo del cuadricóptero



$$\Sigma F_z = 0$$

$$2 \cdot F_{12} = 4 \cdot T_{max}$$

$$\sigma_{max} = \frac{0.5 \cdot F_{12}}{A}$$

$$\sigma_{max} = \frac{T_{max}}{A} = 1.15 [MPa]$$

$$FS = \frac{S_y}{\sigma_{max}} = 44.82$$

Donde:

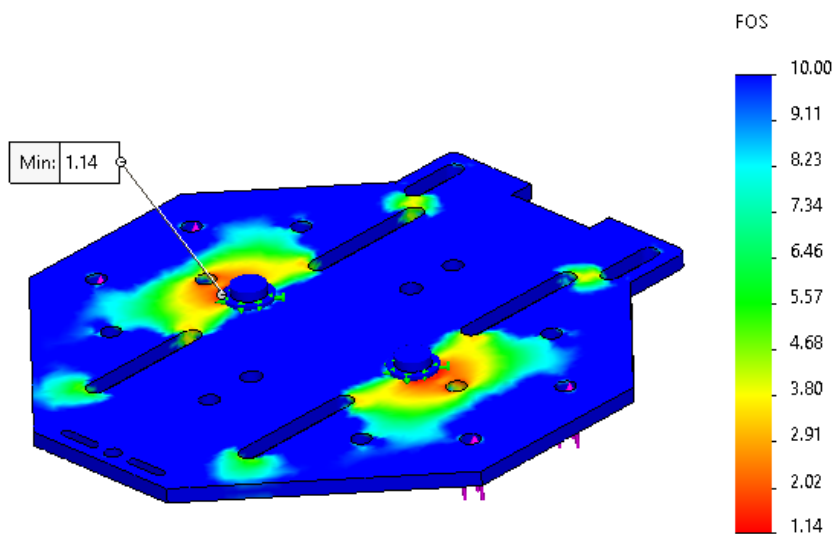
- F_{12} : Fuerza transmitida de la placa superior a las columnas [N]
- $T_{max} = 5.78$ [N]: Empuje máximo generado por las propelas
- σ_{max} : Esfuerzo axial máximo [MPa]
- $S_y = 51.5$ [MPa]: Límite elástico del material (Nylon)
- FS: Factor de seguridad de los pernos

En vista de que el factor de seguridad es mucho mayor a 1, se concluye que los pernos de nylon de 3 milímetros son adecuados para la aplicación.

Se verificó mediante simulación que las placas de soporte de madera MDF para el cuerpo del dron tengan el espesor adecuado para resistir la carga sin fallar. Se asumió un valor inicial de espesor de 3mm, y se simuló las fuerzas que aparecen en la placa inferior cuando el cuadricóptero está sujeto al banco de pruebas, con los motores girando a máxima velocidad. Esta es la condición de mayor carga para las placas, ya que cuando el dron está en vuelo libre no existen fuerzas de reacción. El factor de seguridad obtenido en la simulación fue de 1.14 (Figura 46), por lo que no fue necesario aumentar el espesor.

Figura 46

Gráfico de factor de seguridad de la placa de soporte inferior acoplada al banco de pruebas



El resultado final del diseño mecánico fue el modelo CAD del armazón, el cual se muestra en la Figura 37, y de cada una de las piezas que lo conforman. Colocando los materiales adecuados para cada componente en el modelo CAD, la masa del armazón se estimó en 268 gramos, cumpliendo con el requerimiento de masa máxima de 280 gramos, siendo ligeramente más liviano que drones comerciales de dimensiones similares.

Cabe recalcar que el diseño inicial del cuadricóptero se modificó después de una de las pruebas de vuelo (detallado en el Capítulo 4). Debido a que en la segunda iteración del diseño la longitud de los brazos aumentó a 250 mm, la masa del armazón aumentó a 294.93 gramos, que supera ligeramente el límite inicialmente planteado. Todos los resultados de simulación previamente presentados corresponden a la segunda versión del armazón, debido a que los esfuerzos y deflexiones son mayores en esta versión. Sin embargo, las simulaciones se realizaron inicialmente para la primera versión del armazón, obteniéndose un mayor factor de seguridad y menores esfuerzos y deflexiones que en la segunda versión, y se repitieron después del rediseño para comprobar si el nuevo diseño era adecuado a pesar de los cambios.

Modelamiento matemático del cuadricóptero

Como segunda fase del diseño de dominio específico, se llevó a cabo el modelamiento matemático del cuadricóptero. El modelo matemático permite predecir el comportamiento dinámico de la aeronave a partir de las señales de entrada que se le suministren, y constituye el punto de partida para el diseño y calibración del sistema de control. El modelo matemático se obtuvo mediante una combinación de cálculos analíticos e identificación de sistemas.

El procedimiento de modelamiento fue el siguiente: primero, se derivó un modelo no lineal en espacio de estados a partir de las ecuaciones de Newton-Euler aplicadas al cuadricóptero durante el vuelo. Dicho modelo describe la orientación del cuadricóptero y tiene tres variables de salida: roll, pitch y velocidad angular en yaw. Acto seguido, se procedió a linealizar el modelo mediante el método del jacobiano. A continuación, se obtuvo un segundo modelo no lineal que describe el desplazamiento del cuadricóptero (cuya variable de salida es la velocidad en z), y se lo linealizó por separado. Una vez obtenidos ambos modelos lineales, se los combinó para formar un sistema de cuatro ecuaciones diferenciales lineales, a partir de las cuales se obtuvieron cuatro funciones de transferencia, una para cada variable de salida. Finalmente, la función de transferencia de los motores se determinó experimentalmente a partir de identificación de sistemas en lazo abierto, y se la incluyó en el modelo.

Derivación del modelo matemático no lineal de orientación. El modelo matemático no lineal que describe la orientación del cuadricóptero se derivó aplicando las ecuaciones de Newton-Euler de momentos al cuerpo de la aeronave. Estas ecuaciones relacionan la aceleración angular del cuadricóptero con los momentos ejercidos sobre él. A continuación, se enumeran las consideraciones y suposiciones que se tomaron en cuenta para el modelamiento:

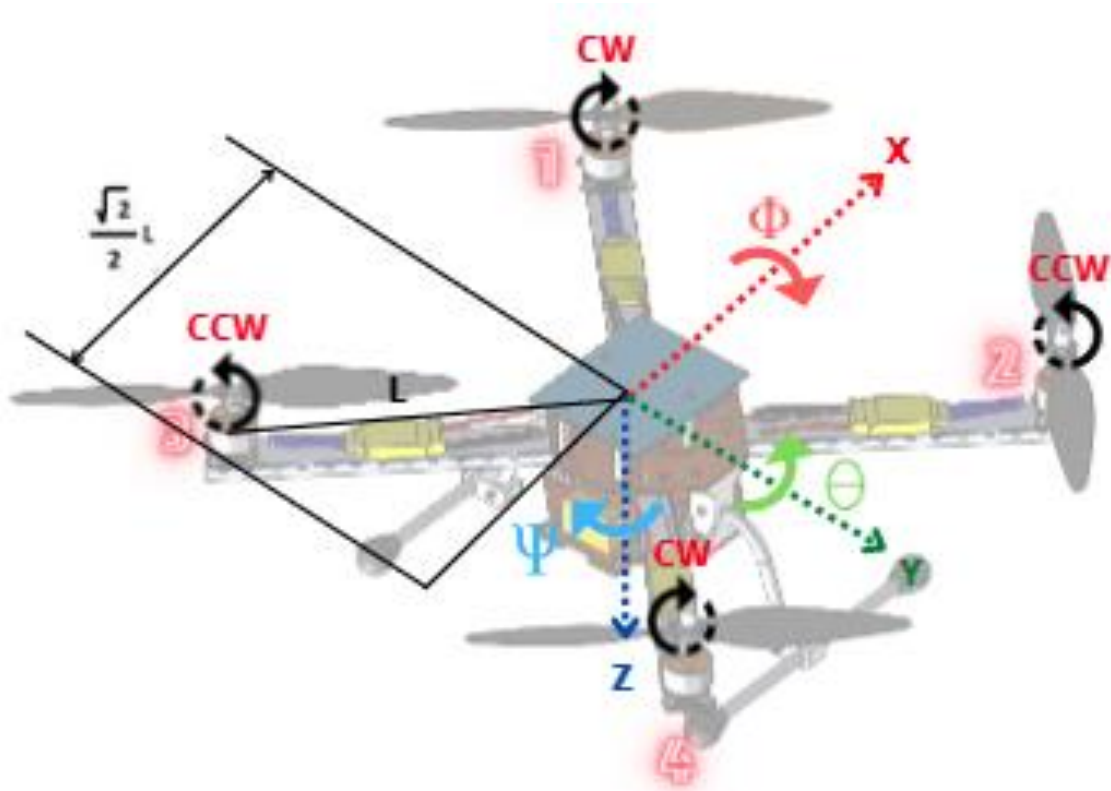
- Se realizaron todos los cálculos a partir de un marco de referencia móvil que se desplaza y rota junto con el cuadricóptero. El origen de coincide siempre con el centro de masa de

la aeronave (Figura 47).

- Se asumió que el cuadricóptero tiene simetría lateral respecto a los planos XZ y YZ, y simetría radial respecto al eje Z. Esto significa que el centro de masa del cuadricóptero coincide con su centro geométrico en los ejes X y Y, y que su tensor de inercias es diagonal (los productos de inercia son 0).
- Se asumió que la estructura del cuadricóptero es completamente rígida.

Figura 47

Marco de referencia móvil y convención de numeración de motores



Nota. Φ : roll (giro alrededor del eje X), θ : pitch, (giro alrededor del eje Y), ψ : yaw, (giro alrededor del eje Z), cw: giro horario de los motores, ccw: giro antihorario de los motores. L: longitud de brazo medida desde el centro de masa.

Al aplicar las ecuaciones de Newton-Euler de momentos, se obtiene como resultado:

$$\Sigma \mathbf{M} = \mathbf{I} \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega})$$

$$\begin{bmatrix} \Sigma M_x \\ \Sigma M_y \\ \Sigma M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} \times \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \right)$$

Donde:

- ΣM_i : Sumatoria de momentos respecto al eje i [N·m]
- I_i : Momento de inercia respecto al eje i [kg·m²]
- ω_i : velocidad angular respecto al eje i [rad/s]
- ω'_i : aceleración angular respecto al eje i [rad/s²]

La sumatoria de momentos en cada eje puede descomponerse en tres valores: los momentos producto de las fuerzas de empuje y torques resistentes de los motores, los momentos giroscópicos del cuerpo del cuadricóptero y los momentos giroscópicos de las propelas. Los momentos producidos por la fuerza de empuje de los motores dependen de la longitud de brazo L , la cual se mide desde el centro de masa del cuadricóptero hasta el eje de giro de las propelas, como se ilustra en la Figura 47. De acuerdo con las recomendaciones de Emran y Najjaran (2018), se desprecian los momentos giroscópicos debido a que en la práctica su valor numérico es mucho menor al de los momentos de los motores, dando como resultado:

$$\Sigma \mathbf{M} = \begin{bmatrix} \Sigma M_x \\ \Sigma M_y \\ \Sigma M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{2}}{2} L \cdot (T_1 + T_3 - T_2 + T_4) \\ \frac{\sqrt{2}}{2} L \cdot (T_1 + T_2 - T_3 - T_4) \\ Q_1 + Q_4 - Q_2 - Q_3 \end{bmatrix}$$

Donde:

- ΣM_i : Sumatoria de momentos respecto al eje i [N·m]
- L: longitud de brazo [m]
- T_i : Fuerza de empuje producida por el motor i [N]
- Q_i : Torque resistente producido por el motor i [N·m]

De acuerdo con los cálculos realizados en el diseño del subsistema de propulsión, las fuerzas de empuje y torques resistentes están dadas por:

$$T_i = K_T \rho D^4 n_i^2$$

$$Q_i = K_Q \rho D^5 n_i^2$$

Donde:

- T_i : Fuerza de empuje generada por el motor i [N]
- Q_i : Torque resistente generado por el motor i [N]
- ρ : Densidad del aire a 2550 m.s.n.m. = 0.959 [kg/m³]
- D: Diámetro de la propela = 0.254 [m]
- n_i : Velocidad angular del motor i [rad/s]
- K_T : Coeficiente adimensional de empuje
- K_Q : Coeficiente adimensional de torque

Adicionalmente, se asume que existe una relación lineal entre la señal de entrada de un motor y su velocidad angular, dada por la siguiente ecuación:

$$n_i = K_u u_i$$

Donde:

- n_i : Velocidad angular del motor i [rad/s]

- K_u : Constante de proporcionalidad del motor [rad/s]
- u_i : Señal de entrada normalizada del motor i

Reemplazando los valores de las fuerzas de empuje, torques resistentes y velocidades angulares en la sumatoria de momentos, se obtiene:

$$\Sigma \mathbf{M} = \begin{bmatrix} \Sigma M_x \\ \Sigma M_y \\ \Sigma M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{2}}{2} L K_T \rho D^4 K_U^2 \cdot (u_1^2 + u_3^2 - u_2^2 - u_4^2) \\ \frac{\sqrt{2}}{2} L K_T \rho D^4 K_U^2 \cdot (u_1^2 + u_2^2 - u_3^2 - u_4^2) \\ K_Q \rho D^5 K_U^2 \cdot (u_1^2 + u_4^2 - u_2^2 - u_3^2) \end{bmatrix}$$

Para expresar las ecuaciones de forma más compacta, se definen las siguientes constantes:

$$K_{XY} = \frac{\sqrt{2}}{2} L K_T \rho D^4 K_U^2$$

$$K_Z = K_Q \rho D^5 K_U^2$$

Por lo tanto, evaluando todos los valores en las ecuaciones de Newton-Euler y simplificando los productos matriciales y vectoriales, se obtiene:

$$\begin{bmatrix} K_{XY} \cdot (u_1^2 + u_3^2 - u_2^2 + u_4^2) \\ K_{XY} \cdot (u_1^2 + u_2^2 - u_3^2 + u_4^2) \\ K_Z \cdot (u_1^2 + u_4^2 - u_2^2 + u_3^2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x \cdot \dot{\omega}_x - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z \\ I_y \cdot \dot{\omega}_y - (I_z - I_x) \omega_z \omega_x \\ I_z \cdot \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y \end{bmatrix}$$

Finalmente, se expresan las ecuaciones obtenidas en forma de un modelo de espacio de estados no lineal, que consiste de un sistema de ecuaciones diferenciales de primer orden cuyos estados son los desplazamientos y velocidades angulares alrededor de los tres ejes.

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$$

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ f_2(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ f_3(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ f_4(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ f_5(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ f_6(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \omega_z \end{bmatrix}$$

Ecuaciones de estado:

$$\frac{d\phi}{dt} = f_1(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \omega_x$$

$$\frac{d\theta}{dt} = f_2(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \omega_y$$

$$\frac{d\psi}{dt} = f_3(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \omega_z$$

$$\frac{d\omega_x}{dt} = f_4(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{K_{XY}}{I_x} (u_1^2 + u_3^2 - u_2^2 - u_4^2)$$

$$\frac{d\omega_y}{dt} = f_5(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \omega_z \omega_x + \frac{K_{XY}}{I_y} (u_1^2 + u_2^2 - u_3^2 - u_4^2)$$

$$\frac{d\omega_z}{dt} = f_6(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{K_Z}{I_z} (u_1^2 + u_4^2 - u_2^2 - u_3^2)$$

Donde:

- x_i : estados
- $f_i(x,u)$, ecuaciones de estado
- u : entradas
- y : salidas

Linealización del modelo matemático de orientación. Para linealizar el modelo, se utilizó el método del jacobiano, el cual consiste en aproximar la respuesta del sistema alrededor de un punto de equilibrio. El punto de equilibrio utilizado fue el vuelo estacionario, es decir, el estado para el cual todos los desplazamientos y velocidades son igual a cero, y donde los cuatro motores giran a una misma velocidad, cuya suma es igual al peso de la aeronave. A continuación, se detalla el procedimiento de linealización.

$$\frac{dx}{dt} = f(x, u) \cong f_{lin}(x, u)$$

$$f_{lin}(x, u) = f(x_0, u_0) + J_{x0}(x - x_0) + J_{u0}(u - u_0)$$

$$x_0 = \begin{bmatrix} \phi_0 \\ \theta_0 \\ \psi_0 \\ \omega_{x0} \\ \omega_{y0} \\ \omega_{z0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$u_0 = \begin{bmatrix} u_0 \\ u_0 \\ u_0 \\ u_0 \end{bmatrix}$$

$$f(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} f_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \\ f_2(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \\ f_3(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \\ f_4(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \\ f_5(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \\ f_6(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \end{bmatrix}$$

$$J_x(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_6} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_6}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_6}{\partial x_6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial \phi} & \frac{\partial f_1}{\partial \theta} & \frac{\partial f_1}{\partial \psi} & \frac{\partial f_1}{\partial \omega_x} & \frac{\partial f_1}{\partial \omega_y} & \frac{\partial f_1}{\partial \omega_z} \\ \frac{\partial f_2}{\partial \phi} & \frac{\partial f_2}{\partial \theta} & \frac{\partial f_2}{\partial \psi} & \frac{\partial f_2}{\partial \omega_x} & \frac{\partial f_2}{\partial \omega_y} & \frac{\partial f_2}{\partial \omega_z} \\ \frac{\partial f_3}{\partial \phi} & \frac{\partial f_3}{\partial \theta} & \frac{\partial f_3}{\partial \psi} & \frac{\partial f_3}{\partial \omega_x} & \frac{\partial f_3}{\partial \omega_y} & \frac{\partial f_3}{\partial \omega_z} \\ \frac{\partial f_4}{\partial \phi} & \frac{\partial f_4}{\partial \theta} & \frac{\partial f_4}{\partial \psi} & \frac{\partial f_4}{\partial \omega_x} & \frac{\partial f_4}{\partial \omega_y} & \frac{\partial f_4}{\partial \omega_z} \\ \frac{\partial f_5}{\partial \phi} & \frac{\partial f_5}{\partial \theta} & \frac{\partial f_5}{\partial \psi} & \frac{\partial f_5}{\partial \omega_x} & \frac{\partial f_5}{\partial \omega_y} & \frac{\partial f_5}{\partial \omega_z} \\ \frac{\partial f_6}{\partial \phi} & \frac{\partial f_6}{\partial \theta} & \frac{\partial f_6}{\partial \psi} & \frac{\partial f_6}{\partial \omega_x} & \frac{\partial f_6}{\partial \omega_y} & \frac{\partial f_6}{\partial \omega_z} \end{bmatrix}$$

$$J_{x0} = J_x(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$$

$$J_u(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial u_4} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_6}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial f_6}{\partial u_4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} & \frac{\partial f_1}{\partial u_2} & \frac{\partial f_1}{\partial u_3} & \frac{\partial f_1}{\partial u_4} \\ \frac{\partial f_2}{\partial u_1} & \frac{\partial f_2}{\partial u_2} & \frac{\partial f_2}{\partial u_3} & \frac{\partial f_2}{\partial u_4} \\ \frac{\partial f_3}{\partial u_1} & \frac{\partial f_3}{\partial u_2} & \frac{\partial f_3}{\partial u_3} & \frac{\partial f_3}{\partial u_4} \\ \frac{\partial f_4}{\partial u_1} & \frac{\partial f_4}{\partial u_2} & \frac{\partial f_4}{\partial u_3} & \frac{\partial f_4}{\partial u_4} \\ \frac{\partial f_5}{\partial u_1} & \frac{\partial f_5}{\partial u_2} & \frac{\partial f_5}{\partial u_3} & \frac{\partial f_5}{\partial u_4} \\ \frac{\partial f_6}{\partial u_1} & \frac{\partial f_6}{\partial u_2} & \frac{\partial f_6}{\partial u_3} & \frac{\partial f_6}{\partial u_4} \end{bmatrix}$$

$$J_{u0} = J_u(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$$

Donde:

- $\mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$: función de estados no lineal
- $\mathbf{f}_{lin}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$: función de estados linealizada
- \mathbf{x}_0 : Vector de estados en el punto de equilibrio
- \mathbf{u}_0 : Vector de entradas en el punto de equilibrio
- u_0 : Señal de entrada para levitación estacionaria
- $\mathbf{f}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$: función de estados no lineal evaluada en el punto de equilibrio
- \mathbf{J}_x : Jacobiano de estados
- \mathbf{J}_u : Jacobiano de entradas
- \mathbf{J}_{x0} : Jacobiano de estados evaluado en el punto de equilibrio
- \mathbf{J}_{u0} : Jacobiano de entradas evaluado en el punto de equilibrio

Calculando las derivadas parciales de los jacobianos, se obtiene:

$$J_x(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_z & \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \\ 0 & 0 & 0 & \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_z & 0 & \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_x \\ 0 & 0 & 0 & \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_y & \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

$$J_u(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{2K_{XY}}{I_x} u_1 & -\frac{2K_{XY}}{I_x} u_2 & \frac{2K_{XY}}{I_x} u_3 & -\frac{2K_{XY}}{I_x} u_4 \\ \frac{2K_{XY}}{I_y} u_1 & \frac{2K_{XY}}{I_y} u_2 & -\frac{2K_{XY}}{I_y} u_3 & -\frac{2K_{XY}}{I_y} u_4 \\ \frac{2K_Z}{I_z} u_1 & -\frac{2K_Z}{I_z} u_2 & -\frac{2K_Z}{I_z} u_3 & \frac{2K_Z}{I_z} u_4 \end{bmatrix}$$

Evaluando en el punto de equilibrio:

$$f(x_0, u_0) = \begin{bmatrix} f_1(x_0, u_0) \\ f_2(x_0, u_0) \\ f_3(x_0, u_0) \\ f_4(x_0, u_0) \\ f_5(x_0, u_0) \\ f_6(x_0, u_0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{(I_y - I_z)}{I_x} 0 + \frac{K_{XY}}{I_x} (u_0^2 + u_0^2 - u_0^2 - u_0^2) \\ \frac{(I_z - I_x)}{I_y} 0 + \frac{K_{XY}}{I_y} (u_0^2 + u_0^2 - u_0^2 - u_0^2) \\ \frac{(I_x - I_y)}{I_z} 0 + \frac{K_z}{I_z} (u_0^2 + u_0^2 - u_0^2 - u_0^2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$J_{x0} = J_x(x_0, u_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$J_{u0} = J_u(x_0, u_0) = 2u_0 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{K_{XY}}{I_x} & -\frac{K_{XY}}{I_x} & \frac{K_{XY}}{I_x} & -\frac{K_{XY}}{I_x} \\ \frac{K_{XY}}{I_y} & \frac{K_{XY}}{I_y} & -\frac{K_{XY}}{I_y} & -\frac{K_{XY}}{I_y} \\ \frac{K_z}{I_z} & -\frac{K_z}{I_z} & -\frac{K_z}{I_z} & \frac{K_z}{I_z} \end{bmatrix}$$

Reemplazando los valores en la ecuación de estados linealizada, se obtiene:

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + 2u_0 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{K_{XY}}{I_x} & -\frac{K_{XY}}{I_x} & \frac{K_{XY}}{I_x} & -\frac{K_{XY}}{I_x} \\ \frac{K_{XY}}{I_y} & \frac{K_{XY}}{I_y} & -\frac{K_{XY}}{I_y} & -\frac{K_{XY}}{I_y} \\ \frac{K_z}{I_z} & -\frac{K_z}{I_z} & -\frac{K_z}{I_z} & \frac{K_z}{I_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u_1 \\ \Delta u_2 \\ \Delta u_3 \\ \Delta u_4 \end{bmatrix}$$

Donde:

$$\begin{bmatrix} \Delta u_1 \\ \Delta u_2 \\ \Delta u_3 \\ \Delta u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_1 - u_0 \\ u_2 - u_0 \\ u_3 - u_0 \\ u_4 - u_0 \end{bmatrix}$$

Este modelo puede expresarse en la forma estándar de un modelo de espacio de estados lineal, como se detalla a continuación:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u}$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{D} \cdot \mathbf{u}$$

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \Delta u_1 \\ \Delta u_2 \\ \Delta u_3 \\ \Delta u_4 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \omega_z \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A} = \mathbf{J}_{\mathbf{x}0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \mathbf{J}_{u0} = 2u_0 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{K_{XY}}{I_x} & -\frac{K_{XY}}{I_x} & \frac{K_{XY}}{I_x} & -\frac{K_{XY}}{I_x} \\ \frac{K_{XY}}{I_y} & \frac{K_{XY}}{I_y} & -\frac{K_{XY}}{I_y} & -\frac{K_{XY}}{I_y} \\ \frac{K_Z}{I_z} & -\frac{K_Z}{I_z} & -\frac{K_Z}{I_z} & \frac{K_Z}{I_z} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Evaluando los productos matriciales y simplificando, se obtiene el siguiente resultado:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \\ \frac{2u_0 K_{XY}}{I_x} (\Delta u_1 + \Delta u_3 - \Delta u_2 - \Delta u_4) \\ \frac{2u_0 K_{XY}}{I_y} (\Delta u_1 + \Delta u_2 - \Delta u_3 - \Delta u_4) \\ \frac{2u_0 K_Z}{I_z} (\Delta u_1 + \Delta u_4 - \Delta u_2 - \Delta u_3) \end{bmatrix}$$

Las ecuaciones se combinan para obtener un sistema de tres ecuaciones diferenciales.

$$\frac{d^2 \phi}{dt^2} = \frac{2u_0 K_{XY}}{I_x} (\Delta u_1 + \Delta u_3 - \Delta u_2 - \Delta u_4)$$

$$\frac{d^2 \theta}{dt^2} = \frac{2u_0 K_{XY}}{I_y} (\Delta u_1 + \Delta u_2 - \Delta u_3 - \Delta u_4)$$

$$\frac{d}{dt} \omega_z = \frac{2u_0 K_Z}{I_z} (\Delta u_1 + \Delta u_4 - \Delta u_2 - \Delta u_3)$$

Derivación y linealización del modelo matemático no lineal de velocidad en z. Para derivar las ecuaciones que describen el desplazamiento del cuadricóptero en el eje z, se aplicaron las ecuaciones de Newton-Euler de fuerzas en el eje z. Las matrices de rotación utilizadas para trasladar la magnitud de la fuerza gravitatoria al marco de referencia móvil de acuerdo con la convención de ángulos de Euler se muestran a continuación.

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\psi s\theta s\phi - c\phi s\psi & s\psi s\phi + c\psi c\phi s\theta \\ c\theta s\psi & s\theta s\psi s\phi + c\psi c\phi & -c\psi s\phi + c\phi s\theta s\psi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix}$$

$$R^{-1}(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ c\psi s\theta s\phi - c\phi s\psi & s\theta s\psi s\phi + c\psi c\phi & c\theta s\phi \\ s\psi s\phi + c\psi c\phi s\theta & -c\psi s\phi + c\phi s\theta s\psi & c\theta c\phi \end{bmatrix}$$

Donde:

- $R(\Phi, \theta, \psi)$: Matriz de rotación para los ángulos de Euler roll (Φ), pitch (θ), yaw (ψ)
- $R^{-1}(\Phi, \theta, \psi)$: Matriz de rotación inversa para los ángulos de Euler roll (Φ), pitch (θ), yaw (ψ)

Mediante la aplicación de la ecuación de Newton-Euler de desplazamiento en el eje z del marco de referencia móvil, se obtiene:

$$\Sigma F_{Bz} = m \frac{dv_z(t)}{dt}$$

$$-(T_1 + T_2 + T_3 + T_4) + [0 \quad 0 \quad 1]R^{-1}(\phi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m \cdot g \end{bmatrix} = m \frac{dv_z(t)}{dt}$$

Donde:

- ΣF_{Bz} : Sumatoria de fuerzas en el eje z del marco de referencia móvil
- m: masa del cuadricóptero
- g: aceleración de la gravedad
- v_z : Velocidad en el eje z de marco de referencia móvil

Evaluando los productos y simplificando, se obtiene:

$$mg \cdot \cos(\phi) \cos(\theta) - (T_1 + T_2 + T_3 + T_4) = m \frac{dv_z(t)}{dt}$$

La ecuación obtenida se puede linealizar mediante el mismo procedimiento aplicado con las ecuaciones del modelo de orientación, dando como resultado:

$$\frac{dv_z(t)}{dx} = \frac{4K_{xy}}{m} u_0^2 + \frac{2K_{xy}}{m} u_0 (u_1 + u_2 + u_3 + u_4 - 4u_0)$$

Las tres ecuaciones diferenciales del modelo de orientación linealizado y la ecuación del modelo de velocidad en z pueden expresarse como funciones de transferencia para cada una de las variables de salida, mediante la aplicación de la transformada de Laplace. Para ello, se definen cuatro variables de entrada correspondientes a las cuatro variables de la salida, de la siguiente manera:

$$U_\phi = u_1 + u_3 - u_2 - u_4$$

$$U_\theta = u_1 + u_2 - u_3 - u_4$$

$$U_{\omega z} = u_1 + u_4 - u_2 - u_3$$

$$U_{vz} = u_1 + u_2 + u_3 + u_4$$

Las funciones de transferencia obtenidas son las siguientes:

$$\frac{\phi(s)}{U_\phi(s)} = \frac{2u_0 K_{XY}}{I_x \cdot s^2}$$

$$\frac{\theta(s)}{U_\theta(s)} = \frac{2u_0 K_{XY}}{I_y \cdot s^2}$$

$$\frac{\omega_z(s)}{U_{\omega z}(s)} = \frac{2u_0K_Z}{I_z \cdot s}$$

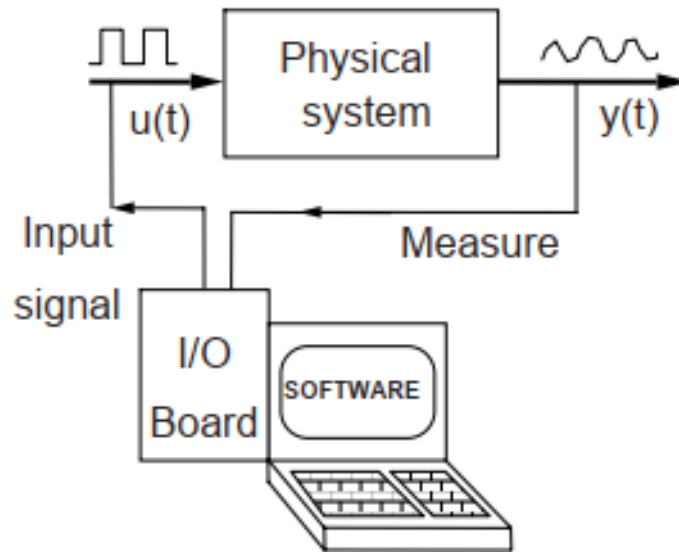
$$\frac{v_z(s)}{U_{vz}(s)} = \frac{2u_0K_{xy}}{m \cdot s}$$

Cálculo de la dinámica de los motores mediante identificación de sistemas. Las funciones de transferencia obtenidas en los pasos previos son una idealización del comportamiento del dron en la cual la respuesta de los motores a una señal de entrada es instantánea. Para obtener un modelo más aproximado a la realidad, es necesario incluir la dinámica de los motores. Si bien es técnicamente posible obtener la función de transferencia de los motores a partir de parámetros como su constante de devanado, sus resistencias e inductancias externas, etc., en la práctica esto es extremadamente difícil de realizar debido a que no se conocen los valores numéricos de ninguna de dichas constantes. Por lo tanto, el modelo dinámico del motor se calculó de forma experimental mediante identificación de sistemas.

Para identificar el sistema, se utilizó la metodología recomendada por Landau y Zito (2002), la cual consiste en medir la respuesta en lazo abierto del sistema (en este caso, el motor BLDC) obtenida al introducir una señal de entrada binaria pseudo aleatoria (PRBS, por sus siglas en inglés). Una señal PRBS consiste en un tren de pulsos de duración aleatoria que oscila entre dos valores (alto y bajo). Las señales de entrada PRBS y la señal de salida resultante se registran en tiempo real y se ingresan a un software de identificación de sistemas, que estima la función de transferencia que mejor se ajusta a los datos. En la Figura 48 se ilustra la configuración utilizada para la identificación.

Figura 48

Identificación de sistemas en lazo abierto



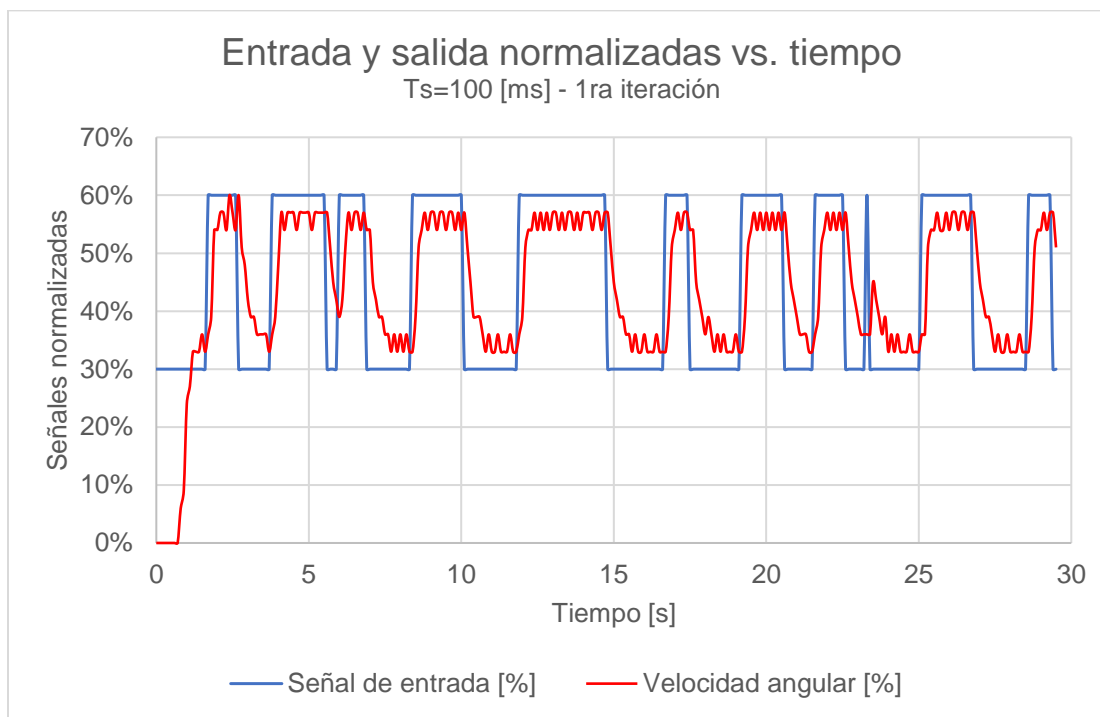
Nota. Tomado de *Digital Control – Design, Identification and Implementation*, por Landau & Zito, 2002, Springer

Para llevar a cabo el experimento de identificación, se montó uno de los motores BLDC (conectado a su respectivo ESC) al banco de pruebas de caracterización de actuadores utilizado durante el diseño del subsistema de propulsión. Al igual que en experimentos anteriores, se usó el mismo sensor de proximidad infrarrojo como tacómetro para medir la velocidad angular del motor. Se utilizó una placa Arduino UNO para generar y enviar las señales PRBS al ESC, y registrar las mediciones del tacómetro.

Se realizaron mediciones con tres períodos de muestreo: 50, 100 y 200 milisegundos. Se llevaron a cabo cuatro iteraciones del experimento para cada uno de los períodos de muestreo, es decir, un total de doce. En la Figura 49 se muestra a modo de ejemplo el gráfico de las señales de entrada y salida respecto al tiempo de una de las iteraciones.

Figura 49

Datos utilizados para la identificación de sistemas del motor BLDC



Los datos registrados se ingresaron en la herramienta de identificación de sistemas del software de simulación para estimar un modelo de primer orden del sistema, cuyo principal parámetro fue la constante de tiempo. Las constantes de tiempo estimadas por la herramienta se resumen en la Tabla 17. Las mediciones con período de muestreo de 200 milisegundos presentaron una dispersión excesiva, probablemente debido a que el período de muestreo no era lo suficientemente corto para capturar la dinámica del sistema, por lo que fueron descartadas. Las constantes de tiempo estimadas mediante los experimentos con período de muestreo de 50 y 100 milisegundos se promediaron, dando como resultado una constante de tiempo de 0.333 segundos para los motores BLDC.

Tabla 17

Constantes de tiempo de los motores BLDC obtenidas mediante identificación en lazo abierto

Número de iteración	Constante de tiempo [s]		
	Ts=50 [ms]	Ts=100 [ms]	Ts=200 [ms]
1	0.282	0.381	0.826
2	0.305	0.399	0.413
3	0.323	0.337	0.394
4	0.313	0.328	0.430
Promedio [s]	0.306	0.361	0.516
Desviación estándar [s]	0.015	0.030	0.180

Nota. Se muestran en rojo los valores descartados

La función de transferencia que describe la dinámica de los motores fue, por lo tanto, la siguiente:

$$\frac{u(s)}{n(s)} = \frac{1}{\tau_m \cdot s + 1}$$

Donde:

- u: Señal de entrada normalizada de los motores
- n: Velocidad angular normalizada de los motores
- $\tau_m=0.333$ [s]: Constante de tiempo de los motores

Combinando la dinámica de los motores con las funciones de transferencia para cada grado de libertad (multiplicándolas en serie con cada una, lo cual equivale a una convolución en

el dominio del tiempo), se obtienen las siguientes funciones de transferencia que describen de forma más confiable el comportamiento dinámico del sistema:

$$\frac{\phi(s)}{U_\phi(s)} = \frac{2u_0K_{XY}}{I_x \cdot s^2 \cdot (\tau_m \cdot s + 1)}$$

$$\frac{\theta(s)}{U_\theta(s)} = \frac{2u_0K_{XY}}{I_y \cdot s^2 \cdot (\tau_m \cdot s + 1)}$$

$$\frac{\omega_z(s)}{U_{\omega_z}(s)} = \frac{2u_0K_Z}{I_z \cdot s \cdot (\tau_m \cdot s + 1)}$$

$$\frac{v_z(s)}{U_{v_z}(s)} = \frac{2u_0K_{xy}}{m \cdot s \cdot (\tau_m \cdot s + 1)}$$

Estas son las funciones de transferencia que se utilizaron posteriormente para la simulación de la dinámica del sistema y el diseño del sistema de control en cascada, fijando los valores de las constantes de acuerdo a los resultados obtenidos en otras etapas del diseño, como el diseño mecánico de la estructura y la programación del algoritmo de control de vuelo.

La arquitectura de control utilizada para el sistema consistió en cuatro lazos de control, uno para cada uno de los grados de libertad, diseñados de acuerdo a las funciones de transferencia obtenidas. Inicialmente, los cuatro lazos de control se diseñaron para controlar directamente el ángulo de inclinación en cada uno de los grados de libertad. Sin embargo, este método no tuvo buenos resultados. A pesar de realizarse una gran cantidad de ensayos en el banco de pruebas, nunca se pudo estabilizar la planta. Se probó a continuación una arquitectura que consiste en dos lazos de control en cascada (siendo el lazo interno un PID de velocidad y el lazo externo un control proporcional de posición angular) para el roll y pitch, un control PI para la velocidad en yaw y un control en lazo abierto para la velocidad en z. Mediante esta arquitectura se logró estabilizar al dron, como se detalla en el próximo capítulo.

Diseño electrónico del controlador de vuelo

El diseño electrónico de los circuitos impresos del controlador de vuelo y el control remoto se llevó a cabo siguiendo las recomendaciones de la norma IPC 22221A (IPC, 2003), tales como el material del sustrato de la placa, el ancho y espaciado de las pistas, etc. Como primer paso, se llevó a cabo el diseño detallado de los circuitos, determinando de forma precisa las conexiones entre componentes. Los circuitos fueron plasmados en diagramas esquemáticos realizados en un software EDA de libre acceso, incluidos en el Anexo III.

A breves rasgos, el circuito del controlador de vuelo consta del microcontrolador, los sensores (IMU y barómetro) previamente seleccionados, conectados al bus I2C, un módulo de radiofrecuencia NRF24L01 conectado al bus SPI, un convertidor de nivel para transformar la alimentación de 5VDC (proveniente de la PDB) en 3.3VDC, un interruptor, indicadores luminosos y pines de salida para las señales de control de los motores, conectados a conversores de nivel bidireccionales que transforman la señal de 3.3VDC en una de 5VDC compatible con los ESCs. Por otro lado, el circuito del control remoto está conformado por una tarjeta de desarrollo Arduino Nano, dos joysticks, varios botones, un módulo de radiofrecuencia NRF24L01-PA-EXT y una pantalla OLED de 0.96 pulgadas para visualización.

Una vez diseñados los circuitos, se establecieron las dimensiones externas de las placas: 8x10 centímetros para el controlador de vuelo del cuadricóptero (definido previamente a partir de las dimensiones del cuerpo del armazón), y 10x14 centímetros para el control remoto (dimensiones adecuadas para que el control remoto pueda ser sujetado cómodamente con las manos). Se eligió sustrato FR4 (fibra de vidrio tejida reforzada con resina epóxica) para ambas placas, debido a su alta resistencia mecánica y a su disponibilidad en el mercado local.

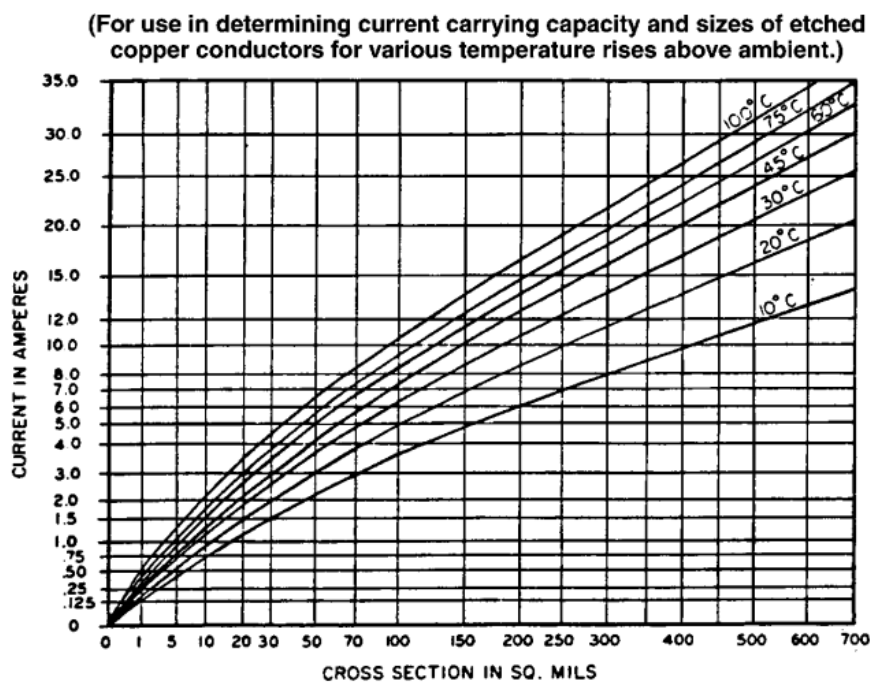
Se decidió utilizar componentes con empaquetado DIP (Dual Inline Package) u otros empaquetados que permitan el montaje en agujeros pasantes. Se evitó utilizar componentes de montaje superficial (SMD) debido a la dificultad de montarlos y soldarlos a la placa de forma

manual. Adicionalmente, se decidió no montar el microcontrolador, los sensores, los módulos de radiofrecuencia y los convertidores de nivel directamente a la placa, sino montarlos en sócalos hembra soldados a la misma. Este tipo de montaje permite poner y quitar los componentes con facilidad, facilitando enormemente el reemplazo de cualquiera de ellos en caso de que sea necesario. Se decidió realizar los circuitos impresos en dos capas.

A continuación, se procedió a calcular el ancho mínimo de las pistas, para lo cual se utilizó una función que se aproxima a las curvas de la gráfica mostrada en la Figura 50.

Figura 50

Curvas para determinar el ancho de pista de los conductores de cobre en función de la variación de temperatura, sección transversal y corriente en amperios.



Nota. La gráfica representa la relación entre la sección transversal del conductor de cobre en millis (0.0254 mm), corriente máxima en amperios, y variación de temperatura al ambiente.

Tomado de *IPC2221A: Generic Standard on Printed Board Design* (p.41), por IPC, 2003, IPC task Group.

De la gráfica, se obtiene la siguiente función para el ancho de pista:

$$\text{Área} = \left(\frac{A_{max}}{(K * \Delta T^B)} \right)^{\frac{1}{C}}$$

Donde:

- K=0.048, C=0.725 y B=0.44: Constantes de ajuste de la curva
- A_{max} : Corriente máxima [A]
- ΔT : Variación de temperatura del circuito respecto a la temperatura ambiente [°C]
- d: cantidad de cobre por unidad de superficie [oz]

Para el control remoto, el cálculo del ancho mínimo da el siguiente resultado:

$$A_{max} = 1 [A]$$

$$d = 1 [oz]$$

$$\Delta T = 5 [^{\circ}C]$$

$$\text{Área} = \left(\frac{A_{max}}{(K * \Delta T^B)} \right)^{\frac{1}{C}} = 24.818 [mils^2]$$

$$\text{Ancho}_{min} = \frac{\text{Area}}{(1.378 * d)} = 18.011 [mils] = 0.457 [mm]$$

Para el controlador de vuelo, el cálculo del ancho mínimo da el siguiente resultado:

$$A_{max} = 1 [A]$$

$$d = 1 [oz]$$

$$\Delta T = 10 [^{\circ}C]$$

$$\text{Área} = \left(\frac{A_{max}}{(K * \Delta T^B)} \right)^{\frac{1}{C}} = 16.296 [mils^2]$$

$$Ancho_{min} = \frac{Area}{(1.378 * d)} = 11.826 [mils] = 0.3 [mm]$$

Para la separación de los conductores se tomó en cuenta que se van a utilizar dos capas de conductores externos, con recubrimiento de una capa de antisolder UV antes de la soldadura de los componentes, y el voltaje máximo entre conductores (pico máximo DC) como se muestra en la Figura 51, obteniéndose una separación mínima de 0.05 mm.

Figura 51

Tabla de selección de espaciado entre conductores eléctricos

Voltage Between Conductors (DC or AC Peaks)	Minimum Spacing						
	Bare Board				Assembly		
	B1	B2	B3	B4	A5	A6	A7
0-15	0.05 mm [0.00197 in]	0.1 mm [0.0039 in]	0.1 mm [0.0039 in]	0.05 mm [0.00197 in]	0.13 mm [0.00512 in]	0.13 mm [0.00512 in]	0.13 mm [0.00512 in]
16-30	0.05 mm [0.00197 in]	0.1 mm [0.0039 in]	0.1 mm [0.0039 in]	0.05 mm [0.00197 in]	0.13 mm [0.00512 in]	0.25 mm [0.00984 in]	0.13 mm [0.00512 in]
31-50	0.1 mm [0.0039 in]	0.8 mm [0.024 in]	0.8 mm [0.024 in]	0.13 mm [0.00512 in]	0.13 mm [0.00512 in]	0.4 mm [0.016 in]	0.13 mm [0.00512 in]
51-100	0.1 mm [0.0039 in]	0.8 mm [0.024 in]	1.5 mm [0.0591 in]	0.13 mm [0.00512 in]	0.13 mm [0.00512 in]	0.5 mm [0.020 in]	0.13 mm [0.00512 in]
101-150	0.2 mm [0.0079 in]	0.8 mm [0.024 in]	3.2 mm [0.126 in]	0.4 mm [0.016 in]	0.4 mm [0.016 in]	0.8 mm [0.031 in]	0.4 mm [0.016 in]
151-170	0.2 mm [0.0079 in]	1.25 mm [0.0492 in]	3.2 mm [0.126 in]	0.4 mm [0.016 in]	0.4 mm [0.016 in]	0.8 mm [0.031 in]	0.4 mm [0.016 in]
171-250	0.2 mm [0.0079 in]	1.25 mm [0.0492 in]	6.4 mm [0.252 in]	0.4 mm [0.016 in]	0.4 mm [0.016 in]	0.8 mm [0.031 in]	0.4 mm [0.016 in]
251-300	0.2 mm [0.0079 in]	1.25 mm [0.0492 in]	12.5 mm [0.4921 in]	0.4 mm [0.016 in]	0.4 mm [0.016 in]	0.8 mm [0.031 in]	0.8 mm [0.031 in]
301-500	0.25 mm [0.00984 in]	2.5 mm [0.0984 in]	12.5 mm [0.4921 in]	0.8 mm [0.031 in]	0.8 mm [0.031 in]	1.5 mm [0.0591 in]	0.8 mm [0.031 in]
> 500 See para. 6.3 for calc.	0.0025 mm /volt	0.005 mm /volt	0.025 mm /volt	0.00305 mm /volt	0.00305 mm /volt	0.00305 mm /volt	0.00305 mm /volt

B1 - Internal Conductors

B2 - External Conductors, uncoated, sea level to 3050 m [10,007 feet]

B3 - External Conductors, uncoated, over 3050 m [10,007 feet]

B4 - External Conductors, with permanent polymer coating (any elevation)

A5 - External Conductors, with conformal coating over assembly (any elevation)

A6 - External Component lead/termination, uncoated, sea level to 3050 m [10,007 feet]

A7 - External Component lead termination, with conformal coating (any elevation)

Nota. El gráfico representa los parámetros para seleccionar el espaciado entre pistas de conductores en función del recubrimiento de la placa, voltaje máximo, ubicación de los conductores y la altura de uso de la PCB. Tomado de *IPC2221A: Generic Standard on Printed Board Design* (p.43), por IPC, 2003, IPC task Group.

Cabe recalcar que los valores obtenidos se tratan de límites inferiores para el ancho y espaciado de las pistas; sin embargo, en la práctica, mientras mayores sean estos valores, mejor será el desempeño del circuito impreso, por lo que se busca maximizarlos sin aumentar las dimensiones físicas de la placa. Se realizó el enrutamiento de las pistas en el mismo software EDA utilizado para la elaboración de los diagramas esquemáticos, como se muestra en la Figura 52 y en la Figura 53. El ancho y espaciado mínimos fueron de 0.6 milímetros, y se respetaron buenas prácticas de diseño como el enrutamiento de pistas con codos a 45°, la colocación de pads para soldadura de componentes con un diámetro de al menos 1.8 veces el ancho de pista, y una distribución de componentes que facilita el enrutamiento de pistas y separa las señales de potencia y control. Como se mencionó previamente, ambos circuitos impresos se diseñaron en dos caras, para facilitar el enrutamiento de las pistas.

Figura 52

PCB diseñada en software EDA para el control remoto de radiofrecuencia

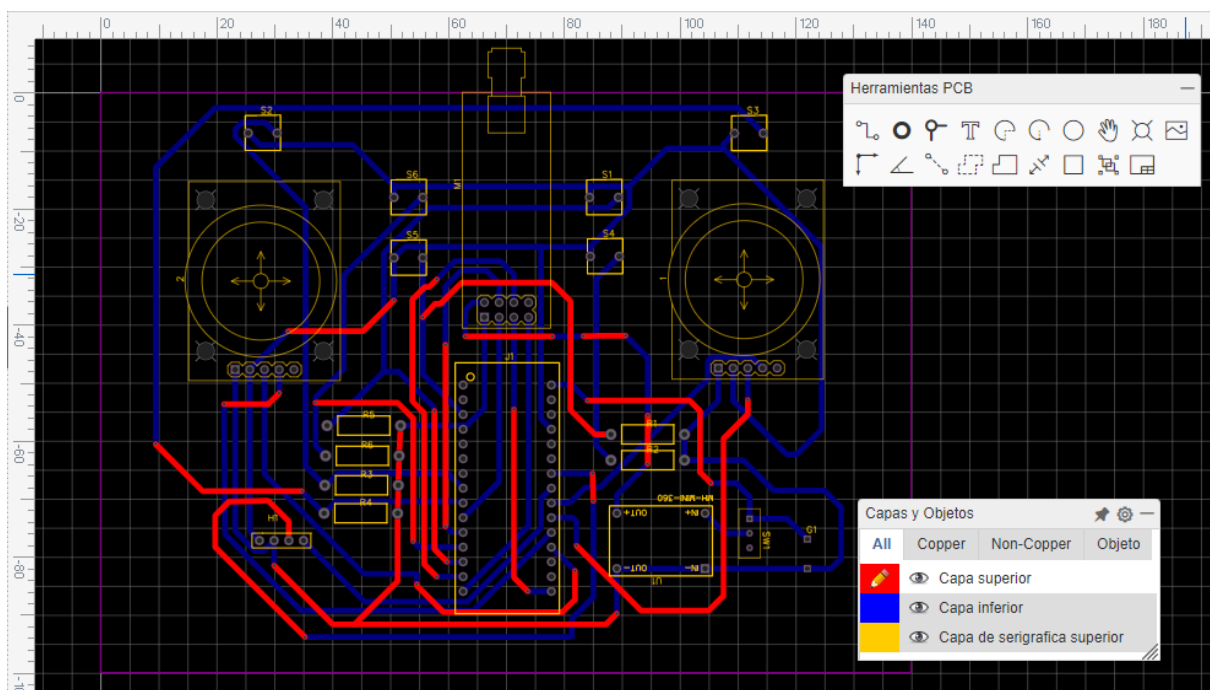
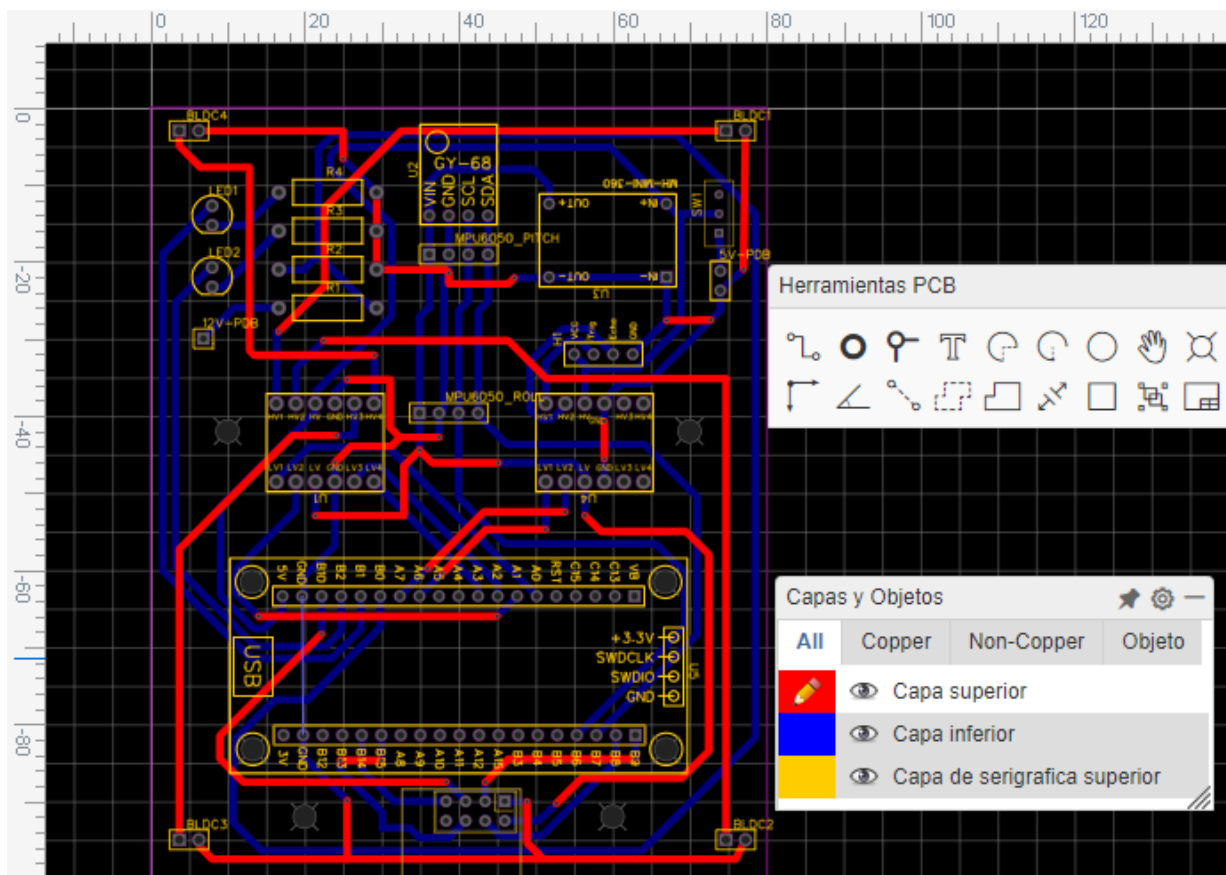


Figura 53

PCB diseñada en software EDA para el controlador de vuelo del dron.

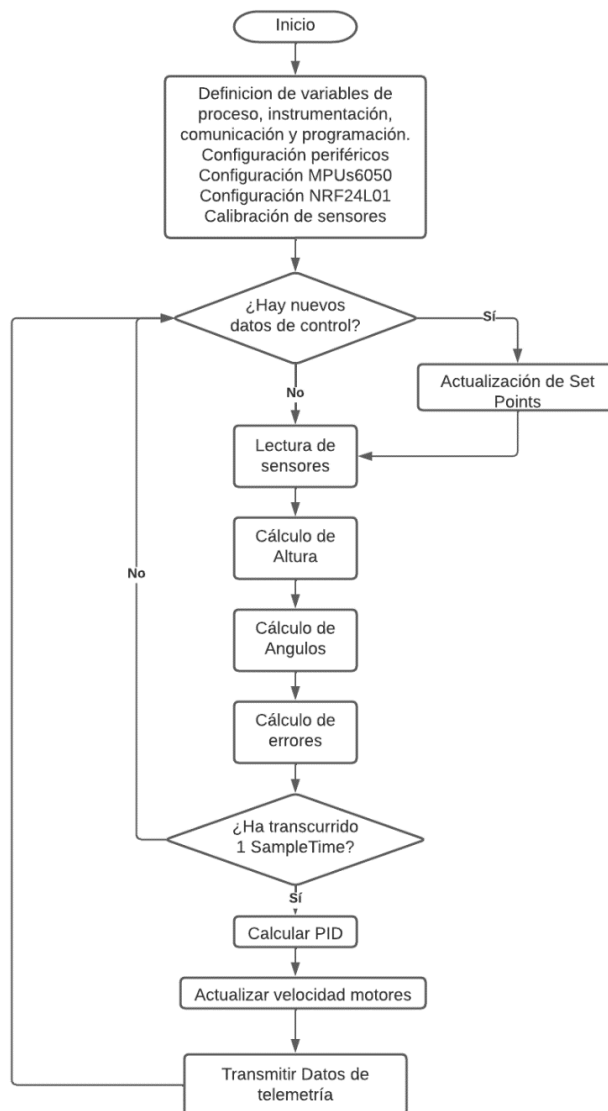


Programación del controlador de vuelo

La estructura del programa principal consiste en un bucle infinito (superloop) que llama de forma secuencial a funciones que llevan a cabo tareas de lectura de sensores, acondicionamiento de las señales, compensación entre unidades de medición inercial, transmisión de información de telemetría, recepción de comandos, ejecución del controlador PID y comando de los motores. El diseño del algoritmo se realizó a partir de una abstracción de máquina de estados finitos, en la cual una variable lleva la cuenta del estado actual del dron y ejecuta las funciones de entrada, ciclo y salida correspondientes a dicho estado. En la Figura 54 se puede observar un diagrama de flujo con la estructura del programa.

Figura 54

Diagrama de flujo del programa principal del controlador de vuelo



Tomando en cuenta todas las funciones que se ejecutan dentro de la estructura de control While del programa, se llegó a determinar el tiempo de ejecución por ciclo, el cual servirá como referencia para el tiempo de muestreo del sistema de control, el cual se detalla en la Tabla 18.

Tabla 18

Tiempo de ejecución de las principales funciones en la ejecución del programa.

Función	Tiempo de ejecución [ms]
Lectura BMP180	8.5
Lectura MPU6050	1
Cálculo de Ángulos	0.25
Cálculo de set points	0.25
Cálculo de Errores	0.25
Ejecución PID	0.25
Lectura NRF24L01	2
Escritura de Telemetría	0.25
Escritura NRF24L01	2
Otros	1.75
Total	16.5

Configuración del sensor MPU6050. El circuito integrado MPU6050 cuenta con un giroscopio de 3 ejes y un acelerómetro de 3 ejes, al ser parte de una unidad de medición inercial requiere de acondicionamiento de señal para las variables de medición, como es el caso de filtros embebidos dentro del integrado, así como la corrección de la desviación del giroscopio en función del tiempo, esto se logra mediante una compensación con el acelerómetro. Se debe tomar en cuenta que el giroscopio es susceptible a ruido de alta frecuencia, mientras que el acelerómetro es susceptible al ruido de baja frecuencia por lo cual se ha optado por la siguiente configuración dentro de los registros del sensor.

Se estableció un rango de medición del giroscopio de $\pm 500^\circ/s$ y para el acelerómetro de $\pm 8g$, los mismos que se configuraron en los registros 0x1B y 0x1C respectivamente y dentro del registro 0x1A se seleccionó un filtro pasa bajos para el giroscopio y acelerómetro que se ajuste al tiempo de muestreo el cuál se detalla en la Figura 55.

Figura 55

Frecuencias del filtro pasa bajos embebido en el circuito integrado con sus respectivos retrasos

DLPF_CFG	Accelerometer ($F_s = 1\text{kHz}$)		Gyroscope		
	Bandwidth (Hz)	Delay (ms)	Bandwidth (Hz)	Delay (ms)	Fs (kHz)
0	260	0	256	0.98	8
1	184	2.0	188	1.9	1
2	94	3.0	98	2.8	1
3	44	4.9	42	4.8	1
4	21	8.5	20	8.3	1
5	10	13.8	10	13.4	1
6	5	19.0	5	18.6	1
7	RESERVED		RESERVED		8

Nota. El gráfico representa las diferentes configuraciones para el filtro pasabajos del giroscopio y acelerómetro de la MPU6050. Tomado de *MPU-6000/MPU-6050 Register Map and Descriptions* (p.9), por InvenSense, 2013, InvenSense Inc.

El tiempo de actualización de datos en el buffer de salida de la MPU-6050 es de 1 KHz, lo que permite una ejecución eficiente del algoritmo de control. Cabe recalcar que los valores del filtro pasa bajos se establecieron tras una serie de pruebas en las que se probó el desempeño del sensor tanto con motores apagados como encendidos, analizando su respuesta frente al ruido y su capacidad de ejecutar el algoritmo en el tiempo adecuado para no ralentizar el control.

Acondicionamiento de las señales del sensor MPU-6050. Para generar los ángulos de Euler es necesaria la integración de la velocidad angular, la cual se integra con un delta de tiempo igual al tiempo de muestreo, este ángulo debe compensarse con el ángulo generado entre las componentes ortogonales de la aceleración lineal, dado que el giroscopio presenta una desviación en función del tiempo, a partir de la calibración de los pesos entre ángulo de giroscopio y acelerómetro se obtuvo la siguiente compensación:

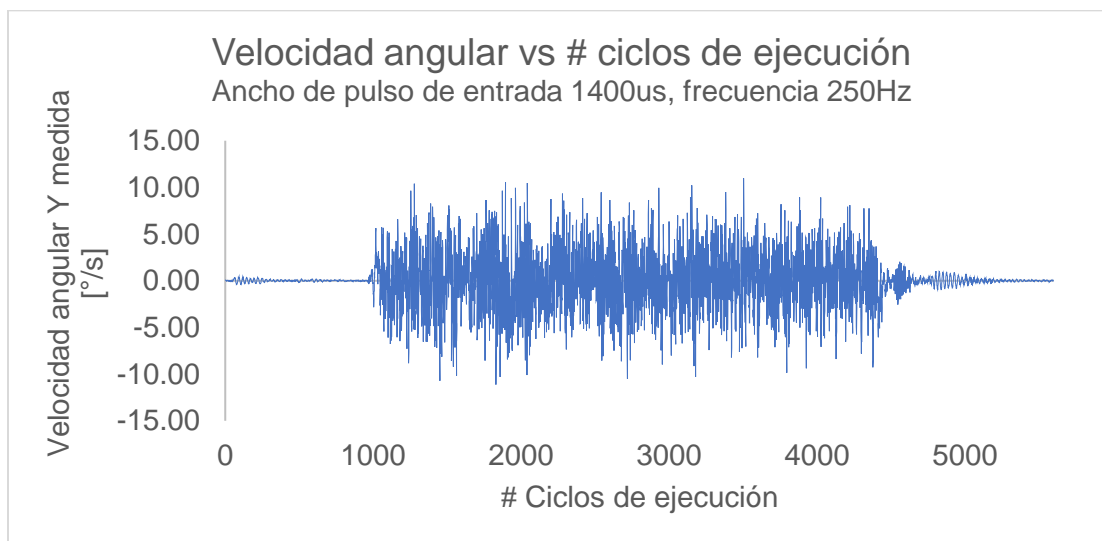
$$gyro_{angle} = gyro_{angle} * 0.998 + acc_{angle} * 0.002$$

Adicionalmente cuando el dron se encuentra encendido, pero sin volar, se activa una función que permite igualar el ángulo del giroscopio con el ángulo del acelerómetro.

También se programó un filtro de media móvil o exponencial conocido como EMA (Exponential Moving Average), con la finalidad de reducir el ruido de los valores RAW del giroscopio al momento en que el dron se encuentra en vuelo estacionario con un pulso de 1400us y 250 Hz, el ruido recolectado se muestra en la Figura 56.

Figura 56

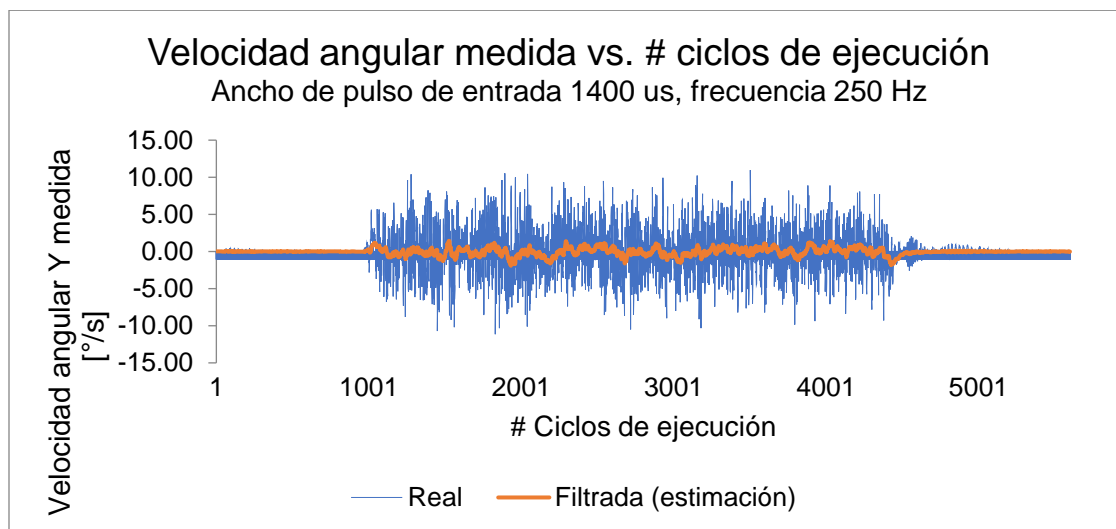
Lecturas del giroscopio con los motores encendidos en estado estacionario



Como se aprecia en la figura anterior, el ruido generado por los motores BLDC presenta un comportamiento de ruido de media cero, por lo cual mediante una aproximación con herramientas de suavizado en Excel se comprobó que un filtro con frecuencia de corte de 10Hz reduce el ruido en los valores RAW del giroscopio como se muestra en la Figura 57.

Figura 57

Comparación de señales RAW y señales filtradas con EMA



Todo esto se traduce en la siguiente ecuación.

$$Velocidad_{Angular} = 0.7 * Velocidad_{angular} + 0.3 * RAW_{angular}$$

Y finalmente para suavizar los ángulos medidos se aplicó un filtro complementario para evitar inconvenientes con la derivada del error en el controlador PID como se muestra en la siguiente ecuación.

$$Angulo = 0.9 * Angulo + angulo_{gyro} * 0.1$$

Configuración del sensor BMP180. El sensor barométrico se configuró a modo de bajo consumo de potencia dado que no se cuantifica como una variable de proceso, caso contrario solo es una variable de indicación de altura en el sistema de telemetría por lo cual se optó por la configuración que se muestra en la Figura 58.

Figura 58

Configuración vía hardware de los modos de operación de, BMP180

Mode	Parameter <i>oversampling_setting</i>	Internal number of samples	Conversion time pressure max. [ms]	Avg. current @ 1 sample/s typ. [μA]	RMS noise typ. [hPa]	RMS noise typ. [m]
ultra low power	0	1	4.5	3	0.06	0.5
standard	1	2	7.5	5	0.05	0.4
high resolution	2	4	13.5	7	0.04	0.3
ultra high resolution	3	8	25.5	12	0.03	0.25

Nota. El gráfico representa las diferentes configuraciones para el modo de operación del BMP180. Tomado de *BMP180 Data sheet* (p.12), por Bosch Sensortec, 2013, Bosch.

El sensor se configuró en modo de bajo consumo de potencia, con un muestreo único por ciclo de ejecución del algoritmo interno del sensor, con un tiempo de conversión de 4.5ms, lo que representa una lectura cada 4.5 ms, con ruido pico de hasta 0.6 hPa lo que se traduce en un ruido máximo de 0.5m para la altura.

Configuración del módulo de radiofrecuencia NRF24L01. Para la configuración del sistema de comunicaciones se verificó una banda de radio libre alrededor de los 2.4GHz dentro del campus universitario en Sangolquí, para lo cual se encontró mínimas interferencias en la banda de 2480 MHz a 2493 MHz por lo cual se tomó una frecuencia de 2.486 Ghz para la transmisión de comandos y recepción de telemetría, alternando entre los modos de emisor y receptor, para que el módulo funcione como un transceptor a una velocidad de 1Mbps y una longitud de datos de 32 bytes, los cuales se dividen en una variable estructural de recepción que contiene:

- Throttle: entero de 16 bits para controlar la velocidad de todos los motores de forma sincronizada
- Aux0: entero de 16 bits que permite el arranque de lectura de los sensores.
- Aux1: entero de 16 bits que permite el arranque del controlador PID y el arranque de los motores en velocidad de vuelo estacionario.
- Aux3: entero de 16 bits que permite encerrar el ángulo de giroscopio y acelerómetro y detiene el movimiento de los motores.
- Yaw: entero de 16 bits para controlar la velocidad angular del dron alrededor del eje Z.
- Pitch: entero de 16 bits para controlar el ángulo pitch del dron.
- Roll: entero de 16 bits para controlar el ángulo roll del dron.

Mientras que la estructura de transmisión contiene las siguientes variables:

- Troll: entero de 16 bits que representa el ángulo roll leído por la IMU.
- Tpitch: entero de 16 bits que representa el ángulo pitch leído por la IMU.
- Taltura: entero de 16 bits que representa la altura sobre el nivel del mar del dron.
- Tvoltaje: entero de 16 bits que representa el nivel de la batería LiPo.
- Estado: entero de 16 bits que representa el estado de la máquina de estados.

El bit de acknowledge de la trama de datos fue desactivado ya que al ser un sistema de streaming de datos solo se necesitan enviar datos cada cierto tiempo independiente de la confirmación de estos.

Para determinar el alcance del sistema de transmisión y recepción se obtuvieron los siguientes valores en la Tabla 19.

Tabla 19

Alcance máximo de transmisión para controlador de vuelo y control remoto

Módulo NRF24	Localización	Alcance [m]
NRF24L01	Controlador de vuelo (dron)	50
NRF24L01 PA+LNA	Control remoto (usuario)	75

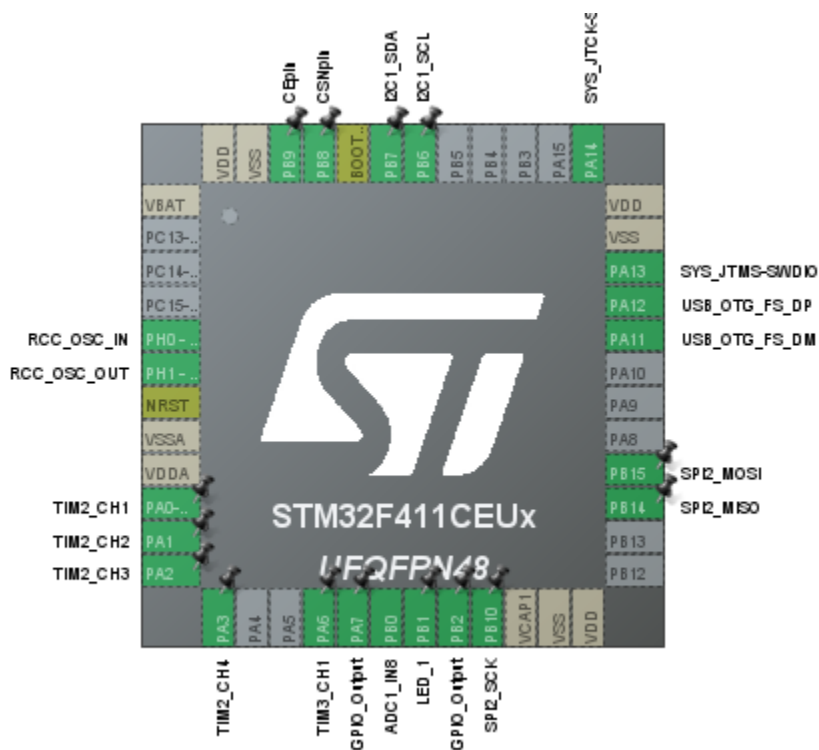
Nota. Esta tabla muestra el alcance de transmisión de datos de cada circuito de control y comando del dron.

Como se ve en la tabla anterior, se tiene un alcance de envío de datos de telemetría del dron hacia el control remoto de 50m de distancia sin obstrucciones, mientras que el alcance del control remoto hacia el dron para el envío de los comandos es de 75 metros. Esto se debe a que el control remoto cuenta con un módulo de ampliación de potencia de bajo ruido. Se puede aumentar al alcance de transmisión hasta 1 kilómetro mediante la reducción de la velocidad de transmisión a 250kbps y aumentando la potencia de transmisión (Nordic Semiconductor, 2008). Los valores enviados del control remoto al dron son los comandos de los joysticks y botones ingresados por el usuario, mientras que los valores enviados por el dron hacia el control remoto son la altura, voltaje de la batería, giro en roll y pitch, velocidad en yaw y estado (telemetría)

Configuración del microcontrolador STM32F411CEU6. El microcontrolador se configuró dentro del IDE STMCubeIDEMx el cual permite configurar los periféricos de forma visual, a partir de esto se seleccionaron los pines GPIO requeridos sin que generen interferencias en el funcionamiento de los demás componentes del microcontrolador donde se obtuvo la distribución que se observa en la Figura 59.

Figura 59

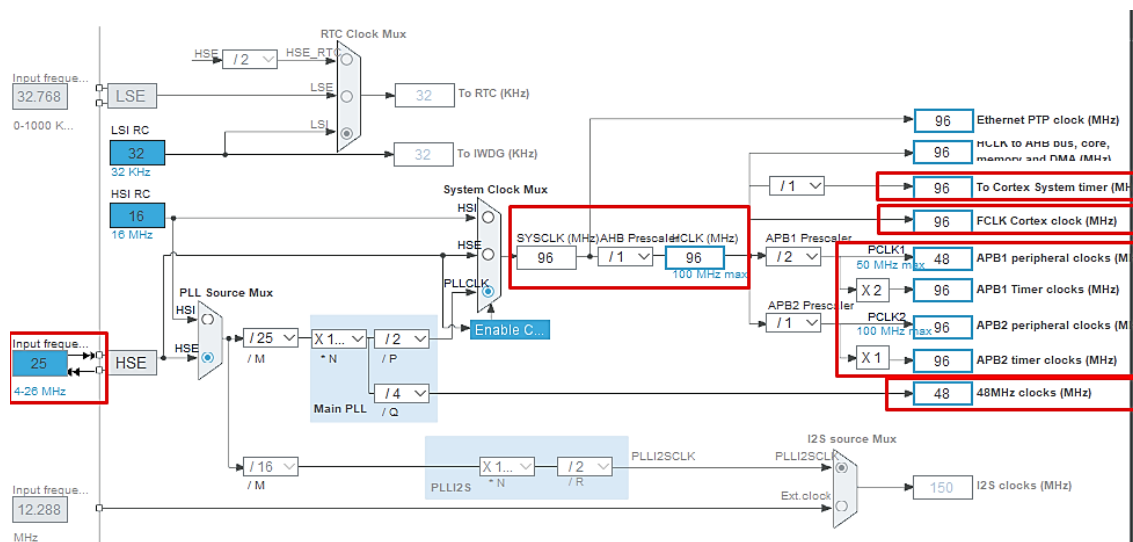
Configuración de pines del microcontrolador STM32F411CEU6



Tomando en cuenta que se requiere la mayor velocidad de procesamiento de instrucciones se configuró los multiplicadores de la frecuencia del reloj basado en la entrada del oscilador externo, para obtener un valor de 96 Mhz tomando en cuenta el límite de 100Mhz y las velocidades máximas de los relojes para periféricos como se muestra en la Figura 60.

Figura 60

Configuración de los relojes para los periféricos del microcontrolador



A partir del cristal de cuarzo de 25 Mhz se configuró los multiplicadores para el HSE (High Speed External), lo que permitió alcanzar una velocidad base para el microcontrolador de 96 MHz, lo que permitió configurar las frecuencias base para los relojes internos APB1 y APB2, para los buses I2C y SPI, los Timers 2 y 3, y finalmente el reloj del convertido análogo-digital ADC1.

La configuración del bus I2C1 se basó en la frecuencia de transmisión de datos de 400Khz, la cuál es compatible con la MPU6050 y el BMP180, lo que garantiza una transmisión de datos eficiente, y se seleccionó una longitud de dirección de 7-bits tomando en cuenta un octavo bit dedicado para la lectura o escritura, como se muestra en la Figura 61.

La configuración del bus SPI2 se basó en la velocidad óptima para la transmisión de datos a través del módulo de radiofrecuencia NRF24L01, utilizando un divisor para el reloj

APB1 de 8, el cual da como resultado una velocidad de transmisión de 6 Mbps, con un formato de trama Motorola como se indica en la Figura 62.

Figura 61

Configuración del bus I2C1

<ul style="list-style-type: none"> Master Features <ul style="list-style-type: none"> I2C Speed Mode: Fast Mode I2C Clock Speed (Hz): 400000 Fast Mode Duty Cycle: Duty cycle Tlow/Thigh = 2 Slave Features <ul style="list-style-type: none"> Clock No Stretch Mode: Disabled Primary Address Length selection: 7-bit Dual Address Acknowledged: Disabled Primary slave address: 0 General Call address detection: Disabled
--

Figura 62

Configuración del bus SPI2

<ul style="list-style-type: none"> Basic Parameters <ul style="list-style-type: none"> Frame Format: Motorola Data Size: 8 Bits First Bit: MSB First Clock Parameters <ul style="list-style-type: none"> Prescaler (for Baud Rate): 8 Baud Rate: 6.0 MBits/s Clock Polarity (CPOL): Low Clock Phase (CPHA): 1 Edge Advanced Parameters <ul style="list-style-type: none"> CRC Calculation: Disabled NSS Signal Type: Software
--

A continuación, se configuraron el Timer 2, el cual fue utilizado para crear los 4 canales para las señales PWM encargadas de controlar los ESCs. Tomando como fuente el reloj interno para obtener un contador ascendente, además se activaron los canales 1, 2, 3 y 4 como generadores PWM como se muestra en la Figura 63.

Figura 63

Configuración de reloj y canales del Timer 2

TIM2 Mode and Configuration	
Mode	
Slave Mode	Disable
Trigger Source	Disable
Clock Source	Internal Clock
Channel1	PWM Generation CH1
Channel2	PWM Generation CH2
Channel3	PWM Generation CH3
Channel4	PWM Generation CH4
Combined Channels	Disable

El Timer 3 se configuró de manera que sirva como entrada de captura directa con la finalidad del captar el pulso en modo de flanco ascendente del sensor ultrasónico como se muestra en la Figura 64, con un prescaler de 99 el cual da un conteo ascendente de 1us con un valor máximo de 16 bits es decir un conteo de hasta 65.535 ms.

Figura 64

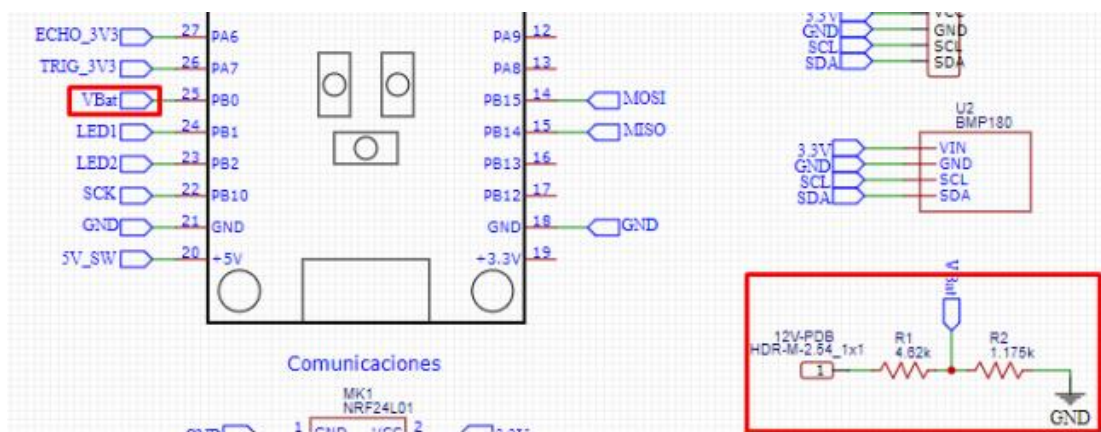
Configuración del pin de captura para el sensor ultrasónico.

Counter Settings	
Prescaler (PSC - 16 bits value)	100-1
Counter Mode	Up
Counter Period (AutoReload Register - 16 bits value)	65535-1
Internal Clock Division (CKD)	No Division
auto-reload preload	Disable
Trigger Output (TRGO) Parameters	
Master/Slave Mode (MSM bit)	Disable (Trigger input effect not delayed)
Trigger Event Selection	Reset (UG bit from TIMx_EGR)
Input Capture Channel 1	
Polarity Selection	Rising Edge
IC Selection	Direct
Prescaler Division Ratio	No division
Input Filter (4 bits value)	0

También se configuró una entrada analógica con la finalidad de medir el voltaje de la batería LiPo con una resolución de 12 bits y un divisor de tensión para obtener valores de 0 y 3.3V como se muestra en la Figura 65, además de utilizar la lectura por DMA para evitar interferencias en el programa principal.

Figura 65

Divisor de tensión para la lectura del voltaje de la batería



Finalmente se configuró el puerto USB a modo de Puerto Serial Virtual con la finalidad de utilizar un monitor serial para la depuración del programa principal a partir de una conexión USB.

Configuración del control remoto. El control remoto se diseñó con un transceptor NRF24L01 PA+LNA, una tarjeta de desarrollo Arduino Nano V3.0, un convertidor step down Mh-Mini-360 a 3.3V, una pantalla OLED 0.96" para la visualización de telemetría, un conjunto de 4 botones y dos módulos Joystick.

Con la configuración de elementos antes mencionada se define el rango de operación de los joystick y su mapeo correspondiente a la amplitud de pulso, tomando como referencia para throttle un valor estimado de 1450 el cual define el punto de levitación para el dron, un valor máximo de 1650 y un valor mínimo de 1375, estos valores permiten la maniobrabilidad

adecuada del empuje de los 4 motores, mientras que para Roll y Pitch se mapea un valor medio de 1500, un máximo de 2000 y un mínimo de 1000 los cuales representan ángulos de 0° , 10° y -10° correspondientemente. Para Yaw se configuró un mapeo con un punto medio de 1500, máximo 2000 y mínimo de 1000, los cuales corresponden a velocidades angulares de $0^\circ/s$, $-120^\circ/s$ y $120^\circ/s$ correspondientemente.

Los pulsadores se conectaron a puertos digitales de Arduino en configuración de pull up, los cuales permiten el cambio de estado en el programa del microcontrolador, a continuación, se detalla el uso de los pulsadores.

- LyawB: inicia el estado 0 del controlador de vuelo, se calibran los sensores y arrancan motores en el pulso más bajo, es decir 1000us.
- Aux2: inicia el estado 1 del controlador de vuelo, en este punto se ejecuta el controlador PID, arrancan los motores con el pulso medio del throttle y se permite el cambio de premisas de roll, pitch, yaw y throttle.
- RyawB: inicia el estado 2 del controlador de vuelo, en este estado se igualan los ángulos generados por el giroscopio y el acelerómetro con la finalidad de compensar el drift del giroscopio y se detienen por completo los motores.
- Aux1: permite ejecutar la calibración y compensación de los Joysticks.

El transceptor NRF24L01 PA+LNA se configuró a modo de largo alcance y velocidad media de transmisión de datos con la finalidad de optimizar el alcance-velocidad de operación, donde la trama enviada, formada por una estructura de enteros, corresponde a las siguientes variables:

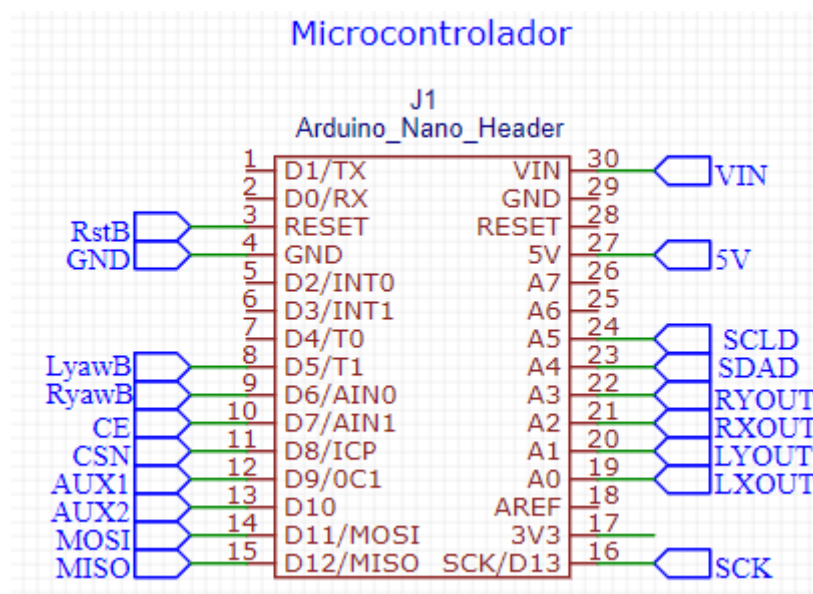
- Throttle: entero con rango que va desde el pulso mínimo hasta el rango máximo definido por el usuario.
- Roll: entero con rango de 1000 a 2000.

- Pitch: entero con rango de 1000 a 2000.
- Aux1, LyawB, RyawB: entero con valor de 0 o 1.

El resto de los parámetros configurados en el módulo de radiofrecuencia para el control remoto, fueron configurados de forma semejante que el controlador de vuelo. La distribución de pines se muestra en la Figura 66.

Figura 66

Distribución de pines del microcontrolador utilizado para el control remoto.



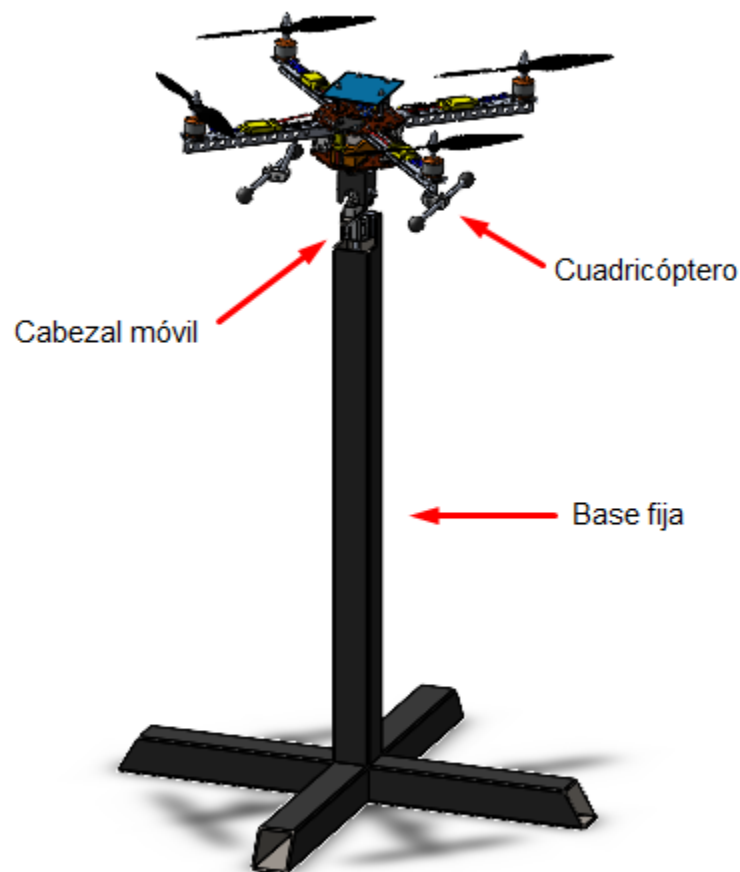
Diseño mecánico del banco de pruebas de 4 grados de libertad

A fin de poder realizar pruebas de estabilidad del cuadricóptero sin temor a colisiones o accidentes, se llevó a cabo el diseño de un banco de pruebas de 4 grados de libertad. El banco consiste de una base de acero que se asienta en el suelo, y un conjunto de tres cabezales móviles intercambiables que se acoplan a la parte superior de la base. El cuadricóptero se puede montar en cualquiera de los cabezales móviles, los cuales le permite moverse en uno, dos, tres o cuatro grados de libertad, dependiendo de la configuración utilizada. En la Figura 67

se puede observar el modelo CAD del banco de pruebas. El objetivo del banco de pruebas es poder emular el vuelo de la aeronave para poder probar y calibrar los algoritmos de control en un ambiente seguro.

Figura 67

Modelo CAD del banco de pruebas de estabilidad, con el cuadricóptero montado



La base fija se diseñó para ser construida mediante tubos cuadrados de acero de 2 pulgadas de ancho. Consiste en una columna central a la cual se sueldan cuatro patas horizontales que brindan estabilidad al banco. En la parte superior de la columna se acopla mediante juntas empernadas un rodamiento lineal. Se colocó un separador de duralón con las

dimensiones exactas para que el centro del rodamiento lineal coincida con el centro de la columna. Todos los cabezales móviles se acoplan a la base mediante este rodamiento, el cual les permite desplazarse en el eje z y rotar en yaw.

Para determinar la longitud de la columna central, se calculó la altura mínima de vuelo del cuadricóptero a partir de la cual el efecto de tierra (ground effect) deja de ser significativo. El efecto de tierra es un fenómeno que consiste en el aumento de la fuerza de empuje de las propelas de un dron cuando este vuela a baja altura, debido a la interacción de los vórtices producidos por las propelas con el suelo. El efecto de tierra deja de ser significativo a una distancia mayor o igual a cinco veces el radio de las propelas (Paz, Suárez, Gil, & Baker, 2020). Se calculó que la distancia mínima recomendada para poder despreciar el efecto de tierra es de 0.635 metros, por lo que se estableció de forma conservadora que la altura de la base del banco de pruebas sea de 0.8 metros para poder emular el vuelo en condiciones normales. También se verificó que el efecto de tierra produce un aumento despreciable de 0.2% de la fuerza de empuje cuando el dron vuela a esta altura. Los cálculos se detallan a continuación.

$$z_{min} = 5R = 5 \cdot 0.635 [m]$$

$$z_{banco} = 0.8 [m] > z_{min}$$

$$\frac{T}{T_{\infty}} = \frac{1}{1 - \left(\frac{R}{4z_{banco}}\right)^2} = 1.002$$

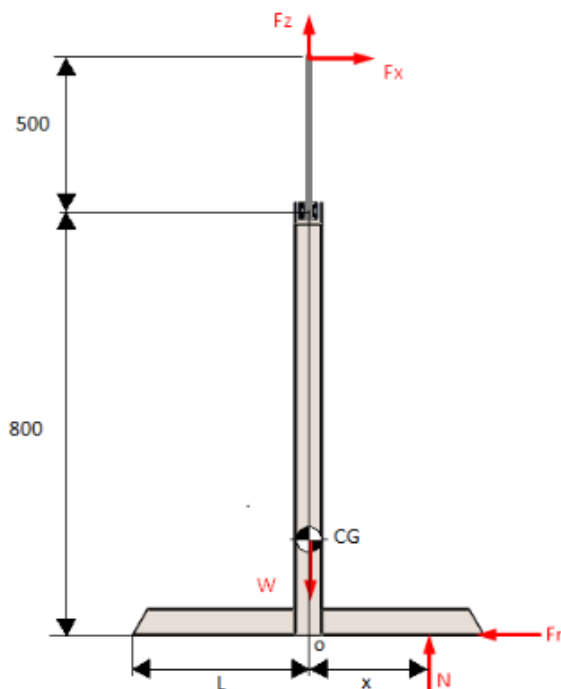
Donde:

- R: radio de la propela [m]
- z_{min} : Altura mínima para despreciar efecto de tierra [m]
- z_{banco} : Altura del banco de pruebas [m]
- T: Fuerza de empuje de las propelas sujetas a efecto de tierra [N]
- T_{∞} : Fuerza de empuje de las propelas no sujetas a efecto de tierra [N]

Una vez establecida la altura del banco de pruebas, se procedió a determinar las dimensiones de la base. Para ello, se llevó a cabo un procedimiento iterativo de optimización, variando en cada paso la longitud de las patas y el espesor de los tubos y determinando si el banco de pruebas se volcaría o no con dichas dimensiones al ser sometido a la fuerza de empuje del dron. El objetivo de este procedimiento fue encontrar los valores óptimos de espesor de tubo y longitud de las patas para garantizar la estabilidad del banco sin volverlo excesivamente pesado o voluminoso, y por ende difícil de transportar. Las fuerzas utilizadas para el cálculo corresponden al dron ejerciendo el máximo empuje posible (23.08 N), con la máxima inclinación posible (30°), y con el máximo desplazamiento en el eje z (500 mm). A continuación, se presenta a modo de ejemplo el cálculo para la primera iteración, con su respectivo diagrama de cuerpo libre (Figura 68).

Figura 68

Diagrama de cuerpo libre del banco de pruebas usado para cálculo de equilibrio



$$L = 200 \text{ [mm]}$$

$$e = 2 \text{ [mm]}$$

$$\Sigma F_z = 0$$

$$N = W - F_z = 25.22 \text{ [N]}$$

$$\Sigma F_x = 0$$

$$F_r = F_x = 11.54 \text{ [N]}$$

$$\Sigma M_0 = 0$$

$$x = \frac{F_x(800 \text{ [mm]} + 500 \text{ [mm]})}{N} = 594.83 \text{ [mm]}$$

$$x = 594.83 \text{ [mm]} > L = 200 \text{ [mm]} \Rightarrow \text{El banco se vuelca}$$

Donde:

- L: longitud de las patas medida desde el centro del banco [mm]
- e: espesor de los tubos cuadrados del banco [mm]
- N: fuerza normal [N]
- W: Peso del banco de pruebas, obtenido a partir del modelo CAD [N]
- F_r: Fuerza de rozamiento [N]
- ΣF_i: Sumatoria de fuerzas en el eje i [N]
- ΣM₀: Sumatoria de momentos respecto al origen (coincidente con el suelo) [Nm]
- F_x=11.54 [N]: Fuerza en x con inclinación máxima (30°)
- F_z=19.99 [N]: Fuerza en z con inclinación máxima (30°)
- x: distancia a la cual actúa la fuerza normal [mm]. Debe ser menor a L para evitar el volcamiento del banco de pruebas

Las dimensiones óptimas del banco se encontraron en la cuarta iteración: longitud de patas de 300 milímetros y espesor de tubo de 3 milímetros. Los resultados del procedimiento iterativo de optimización se presentan en la Tabla 20. Con las dimensiones encontradas, la masa total de la base se estimó en 8.58 kilogramos.

Tabla 20

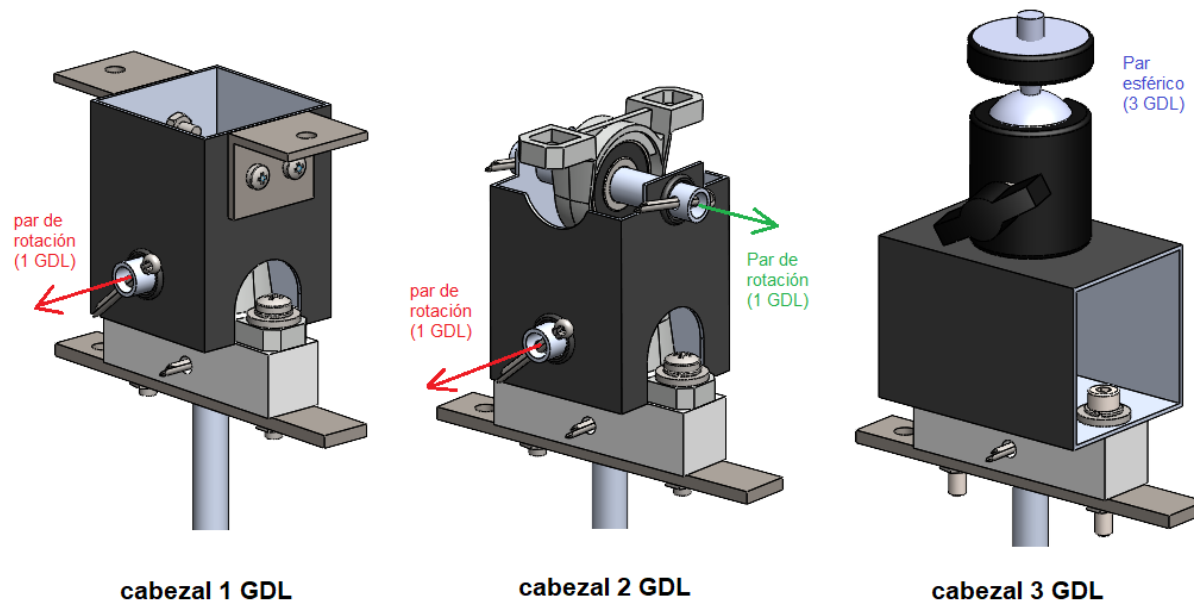
Resultados de la optimización iterativa de las dimensiones de la base del banco de pruebas

Iteración	Longitud pata [mm]	Espesor tubo [mm]	Masa [kg]	Distancia de acción fuerza normal (x) [mm]	Volcamiento
1	200	2	4.61	594.83	si
2	300	2	5.84	402.382	si
3	400	2	7.04	305.85	no
4	300	3	8.58	233.85	no

Una vez concluido el diseño de la base, se diseñaron los cabezales móviles de uno, dos y tres grados de libertad a los cuales se acopla el cuadricóptero. El cabezal de 1 grado de libertad cuenta con un rodamiento que constituye un par de rotación, el cual permite al cuadricóptero rotar en roll o en pitch, dependiendo de la dirección en la cual se monte. El cabezal de dos grados de libertad cuenta con dos rodamientos perpendiculares, que permiten al cuadricóptero rotar en roll y pitch simultáneamente. Por último, el cabezal móvil de tres grados de libertad cuenta con una junta esférica que permite al cuadricóptero rotar en roll, pitch y yaw simultáneamente. Los tres cabezales móviles se pueden observar en la Figura 69.

Figura 69

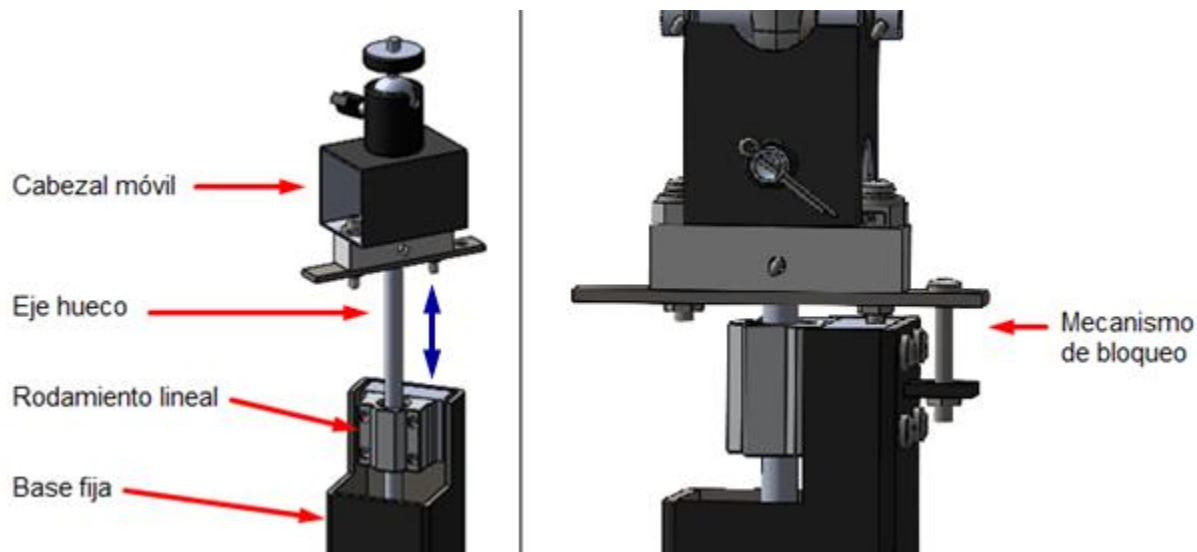
Cabezales móviles de 1, 2 y 3 grados de libertad para banco de pruebas de estabilidad



Los tres cabezales móviles tienen un eje hueco de aluminio en la parte inferior, el cual se acopla al rodamiento lineal como se indica en el lado izquierdo de la Figura 70. También cuentan con un mecanismo de bloqueo que permite restringir el desplazamiento del cabezal en el eje z y el giro alrededor del yaw, el cual se muestra en el lado derecho de la Figura 70 **Figura 69**. El mecanismo consiste en un perno y una tuerca que unen una placa perforada en el cabezal móvil con otra placa perforada paralela soldada a la base. Adicionalmente, el cabezal de 3 grados de libertad cuenta con un seguro que puede bloquear por completo el movimiento de la junta esférica. Dependiendo del cabezal móvil que se monte al banco de pruebas y de si se coloca o no el bloqueo, se pueden conseguir distintas configuraciones, las cuales se enumeran en la Tabla 21.

Figura 70

Configuraciones del cabezal móvil del banco de pruebas

**Tabla 21**

Grados de libertad habilitados para las distintas configuraciones del banco de pruebas

Configuración	Grados de libertad habilitados			
	Roll	Pitch	Yaw	Z
Cabezal 1 GDL montado en roll, con bloqueo	X			
Cabezal 1 GDL montado en pitch, con bloqueo		X		
Cabezal 2 GDL, con bloqueo	X	X		
Cabezal 3 GDL, con bloqueo, sin seguro	X	X	X	
Cabezal 3 GDL, con bloqueo y seguro				
Cabezal 1 GDL montado en roll, sin bloqueo	X		X	X
Cabezal 1 GDL montado en pitch, sin bloqueo		X	X	X

Configuración	Grados de libertad habilitados			
	Roll	Pitch	Yaw	Z
Cabezal 2 GDL, sin bloqueo	X	X	X	X
Cabezal 3 GDL, sin bloqueo ni seguro	X	X	X	X
Cabezal 3 GDL, sin bloqueo, con seguro			X	X

Nota. Se marcan con una X los grados de libertad habilitados para cada configuración

El resultado del diseño mecánico del banco de pruebas de estabilidad fue la elaboración de los planos de las piezas que los conforman, así como los planos de conjunto de cada uno de los cabezales móviles y del banco de pruebas. Los planos se presentan en el Anexo IV.

Integración de sistemas

La integración de sistemas tiene por objetivo combinar los componentes diseñados en la etapa de diseño de dominio específico, dando como resultado el diseño del producto terminado. En esta etapa se determina el montaje físico de los componentes, y se analizan las interacciones entre los subsistemas en busca de efectos desfavorables que puedan tener unos sobre otros (Verein Deutscher Ingenieure, 2004).

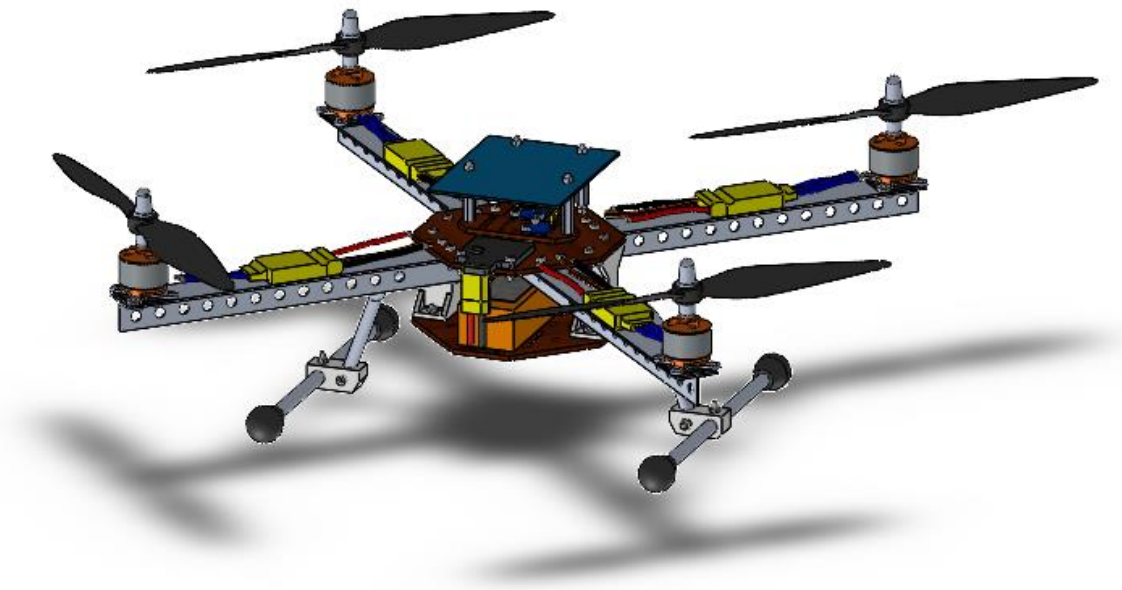
Modelamiento CAD del sistema completo

La primera etapa de la integración de sistemas fue la elaboración del modelo CAD del cuadricóptero completo. Se tomó como base el diseño CAD del armazón del dron, sobre el cual se montaron los componentes de propulsión, distribución de potencia, control y comunicaciones, tales como motores, propelas, batería, controlador de vuelo, etc. Los modelos CAD de algunos componentes se obtuvieron de repositorios en línea, mientras que otros se

elaboraron desde cero a partir de dimensiones obtenidas midiendo los componentes físicos o extraídas de sus respectivas hojas de datos. Cada componente se modeló con una densidad personalizada, de modo que su masa en el software CAD coincida con la masa de su contraparte real, medida en una balanza. El modelo CAD completo se puede observar en la Figura 71, y los planos mecánicos en el Anexo V.

Figura 71

Modelo CAD completo del cuadricóptero



La exactitud con la cual se modelaron las piezas mecánicas (tanto en su tamaño como en su peso) permitió estimar de forma confiable tanto la masa como los momentos y productos de inercia de la aeronave a través del software CAD. Se determinó que los productos de inercia son varios órdenes de magnitud más pequeños que los momentos de inercia, por lo que se puede asumir que el tensor de inercia es diagonal. Además, se pudo verificar que los valores de los momentos de inercia respecto a los ejes X y Y son muy similares. Esto facilita la

calibración del sistema de control debido a la similitud de la planta respecto a los giros en roll y pitch. A continuación, se presentan los valores calculados de la masa y el tensor de inercia.

$$m_{dron} = 1.029 [kg]$$

$$I_{dron} = \begin{bmatrix} I_x & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_y & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_z \end{bmatrix}$$

$$I_{dron} = \begin{bmatrix} 0.01355 & 9.323 \cdot 10^{-5} & 1.995 \cdot 10^{-5} \\ 9.323 \cdot 10^{-5} & 0.01305 & 1.05 \cdot 10^{-6} \\ 1.995 \cdot 10^{-5} & 1.05 \cdot 10^{-6} & 0.02439 \end{bmatrix} [kg \cdot m^2]$$

Despreciando los productos de inercia:

$$I_{dron} \cong \begin{bmatrix} 0.01355 & 0 & 0 \\ 0 & 0.01305 & 0 \\ 0 & 0 & 0.02439 \end{bmatrix} [kg \cdot m^2]$$

Donde:

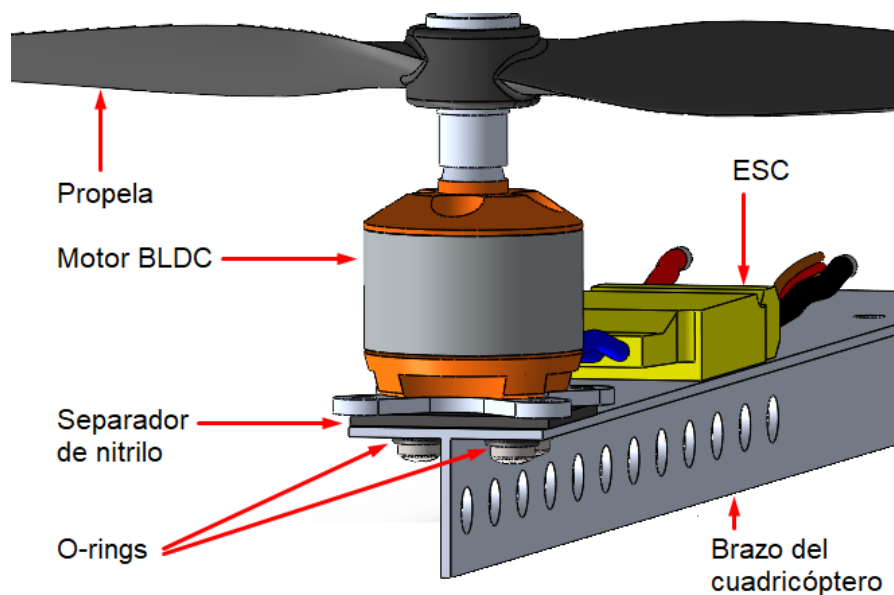
- m_{dron} : masa del cuadricóptero [kg]
- I_{dron} : Tensor de inercia del cuadricóptero [kg m²]
- I_i : Momentos de inercia respecto al eje i [kg m²]
- I_{ij} : Productos de inercia respecto a los ejes i,j [kg m²]

Dentro del modelamiento del sistema completo, uno de los pasos más importantes fue determinar la forma y posición de montaje de los componentes electrónicos al armazón del cuadricóptero. Los motores (con sus respectivas propelas) se montaron a los brazos por medio de juntas empernadas. Se colocaron separadores de nitrilo entre cada motor y los brazos, así como o-rings de nitrilo entre los pernos y los brazos (a modo de arandelas flexibles), con el fin de disminuir la amplitud de las vibraciones transmitidas al armazón. Las ESC se colocaron en

la parte superior de cada brazo de modo que se puedan sujetar con amarras pasadas a través de las perforaciones del nervio central. El disipador de calor de cada ESC se apoyó directamente sobre el brazo, facilitando la transferencia de calor entre ambas piezas de aluminio. El montaje de los motores y las ESC se ilustra en la Figura 72.

Figura 72

Montaje de los motores y ESCs a los brazos del cuadricóptero



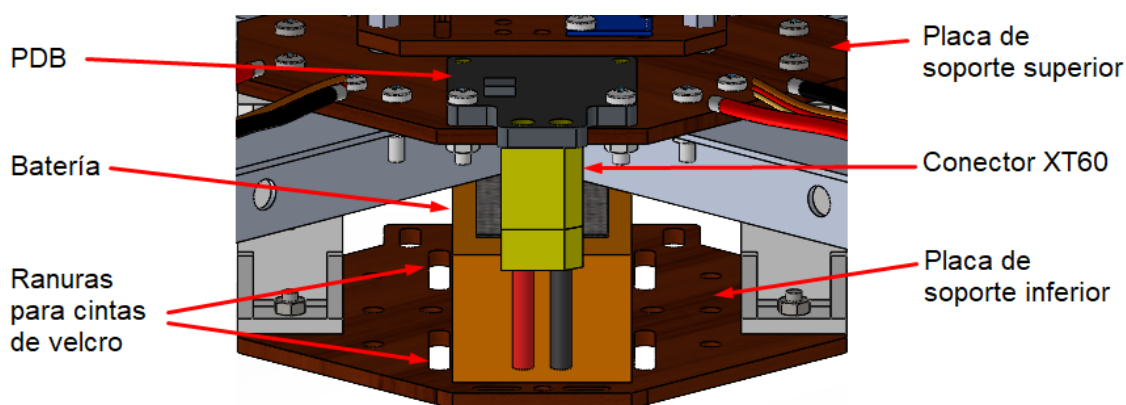
Nota. Las ESC se acoplan a los brazos mediante amarras plásticas, las cuales no se incluyeron en el modelo CAD del sistema

La batería se montó entre las dos placas de soporte del cuerpo del cuadricóptero, y se sujetó mediante cintas de velcro que pasan por las ranuras de las placas. Este tipo de montaje facilita el reemplazo de la batería y ayuda a disminuir el peso de la aeronave. La PDB se acopló a la placa de soporte superior mediante pernos y tuercas de nylon, y se le soldaron cuatro conectores tipo T hembra, compatibles con los conectores macho de las ESC, permitiendo

energizarlas. También se soldó un conector XT60 macho para conectar la batería a la PDB, y se colocó un interruptor en el polo positivo del cable para poder apagar y encender el cuadricóptero. El montaje de los componentes de distribución de potencia se ilustra en la Figura 73.

Figura 73

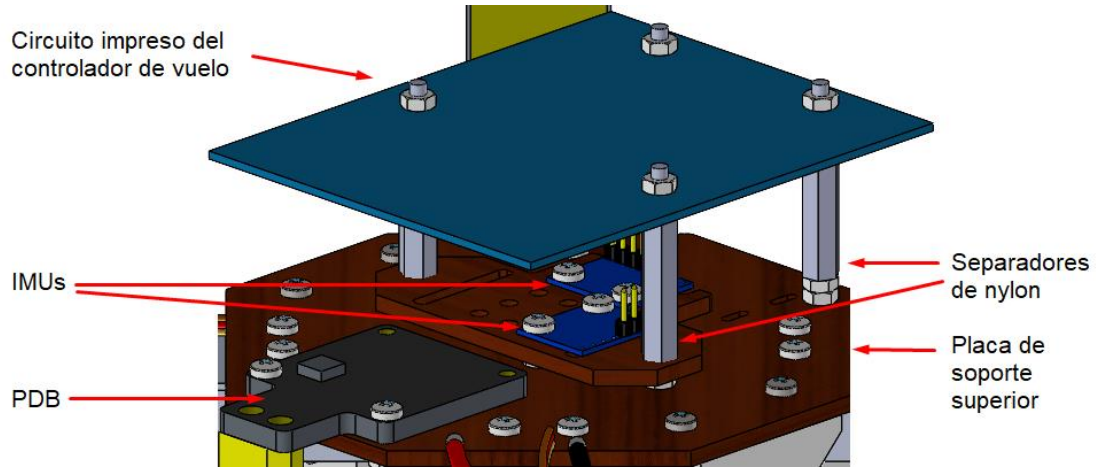
Montaje de los componentes de distribución de potencia



Por último, el circuito impreso del controlador de vuelo se montó a la placa de soporte superior mediante cuatro separadores de nylon con sus respectivas tuercas. Las IMU se colocaron en el espacio dejado entre la placa de soporte superior y el circuito impreso, montadas mediante juntas empernadas a una pieza de MDF de modo que el eje X de una de las IMU coincidiera con el eje X de la aeronave, y que el eje X de la otra IMU coincidiera con el eje Y de la aeronave. Las IMU se conectaron a sus respectivos sócalos del controlador de vuelo mediante cables DuPont macho-hembra. El montaje mecánico de los componentes previamente mencionados se puede observar en la Figura 74.

Figura 74

Montaje mecánico de los componentes de control al armazón del cuadricóptero

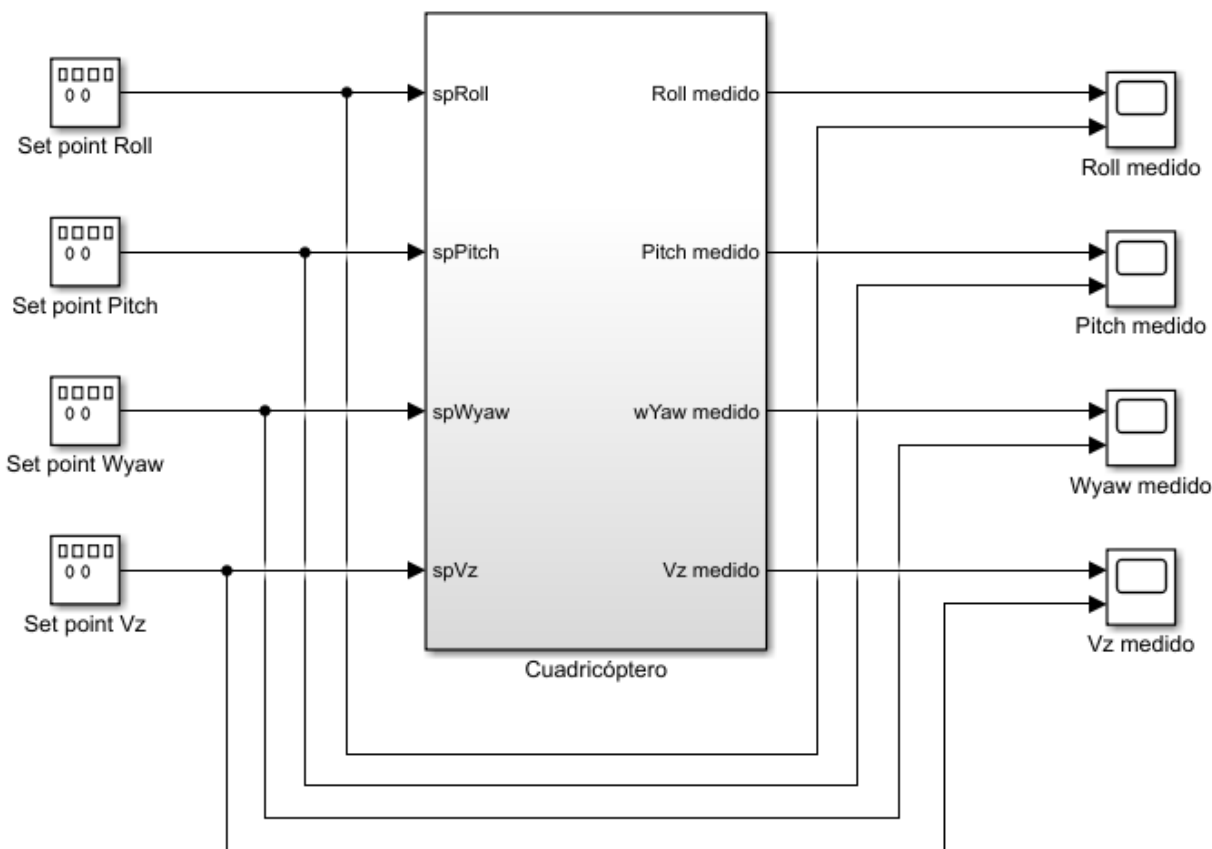


Simulación de la dinámica del sistema completo

Para verificar el funcionamiento integral del cuadricóptero, se implementó una simulación de la dinámica del sistema en un software de simulación multidominio que utiliza programación por bloques. La simulación se realizó con base en la arquitectura planteada durante el diseño del subsistema de control de vuelo. El sistema simulado recibe cuatro señales de entrada, que corresponden a las consignas de inclinación en roll, inclinación en pitch, velocidad angular en yaw y velocidad lineal en el eje z, ingresadas por el usuario a través del control remoto. Las señales de salida son la inclinación en roll, inclinación en pitch, velocidad angular en yaw y velocidad lineal en z medidas por los sensores. La estructura general de la simulación se puede observar en la Figura 75.

Figura 75

Simulación de la dinámica del cuadricóptero



El bloque principal está subdividido internamente en ocho bloques, los cuales se detallan a continuación, de izquierda a derecha. El primer bloque calcula los errores de posición angular en roll y pitch a partir de las consignas y la realimentación de las señales medidas por el bloque de sensores. El segundo bloque recibe los errores de roll y pitch, ejecuta el algoritmo de control del lazo externo y genera las consignas de velocidad angular de roll y pitch. El tercer bloque toma estas consignas, junto con las consignas de velocidad angular en yaw y velocidad angular en z (señales de entrada) y calcula los errores de velocidad para los cuatro grados de libertad. El cuarto bloque contiene un controlador PID independiente con saturación de salida para cada grado de libertad.

El quinto bloque toma las señales de salida de los PID y las combina para generar las señales de entrada normalizadas para los cuatro motores. El sexto bloque simula la dinámica de los motores, calculando las fuerzas y torques generados por cada uno a partir de sus señales de entrada. En este bloque se modelan fenómenos reales del comportamiento de los motores, como su constante de tiempo, saturación y zona muerta. El séptimo bloque simula el modelo matemático no lineal de la dinámica del cuadricóptero en vuelo derivado en el diseño de dominio específico, y permite restringir o habilitar cualquiera de los grados de libertad para simular el comportamiento del cuadricóptero montado al banco de pruebas. Por último, el octavo bloque simula las mediciones de los sensores y el procesamiento de las señales, e incluye fenómenos reales como ruido, retardos de muestreo, filtros digitales e integración numérica.

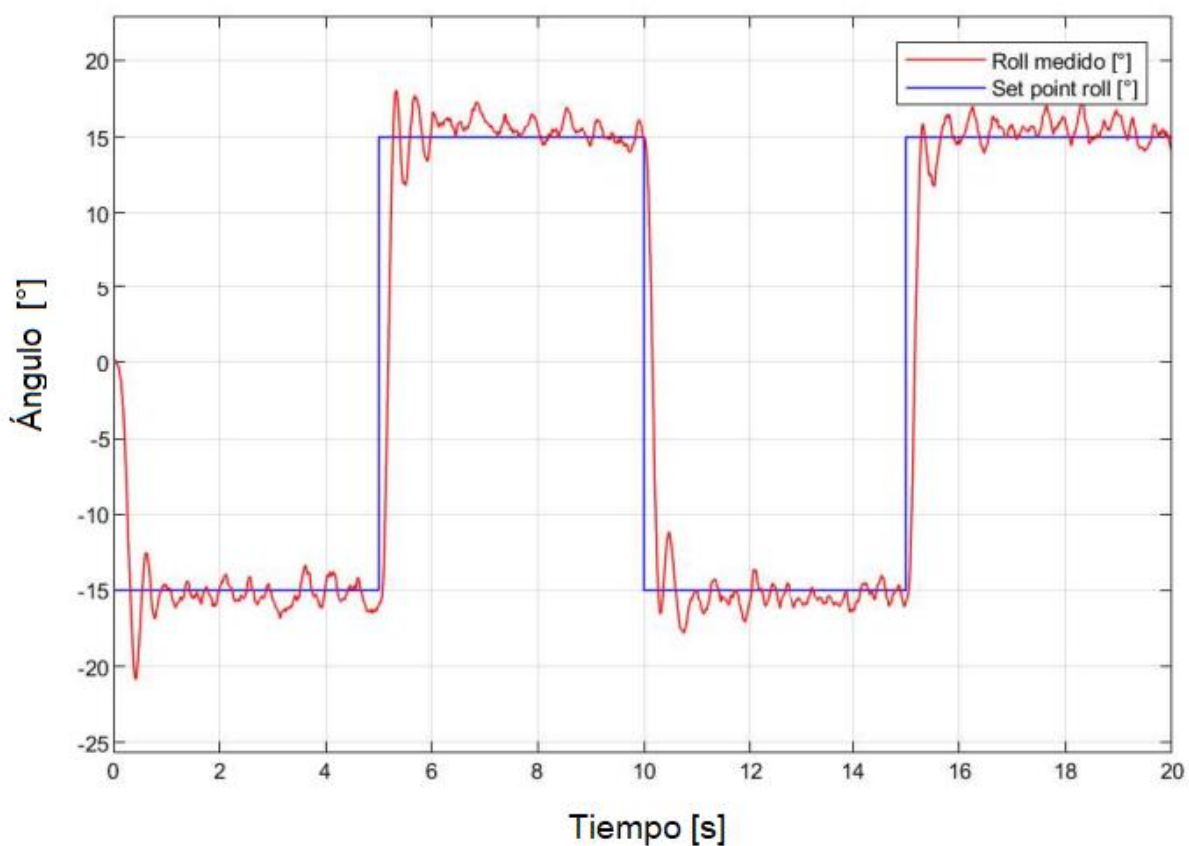
Los valores de las constantes del modelo matemático utilizadas en la simulación se establecieron con base en las etapas previas del diseño. La masa y momentos de inercia del cuadricóptero se tomaron del modelo CAD del sistema completo. Las constantes de los actuadores se tomaron de los cálculos y mediciones realizados durante el diseño del subsistema de propulsión. Finalmente, los valores de las frecuencias de muestreo, frecuencias de corte de filtros digitales, amplitud de ruido y otras magnitudes relacionadas al acondicionamiento de señales y a la ejecución del algoritmo de control se establecieron con base en el diseño del subsistema de control de vuelo.

Inicialmente, se diseñaron varios controladores mediante métodos clásicos (como el diseño por lugar de las raíces digital) y mediante herramientas de autotuning incluidas en el software de simulación. Sin embargo, si bien todos estos controladores eran capaces de controlar el modelo linealizado de la planta, ninguno de ellos fue capaz de controlar el modelo no lineal. Por lo tanto, se llevó a cabo un método iterativo cambiando las constantes del controlador y ejecutando la simulación para poder determinar los valores teóricos de las

constantes. A modo de ejemplo, en la Figura 76 se puede observar la gráfica de la respuesta dinámica del cuadricóptero en roll frente a una señal de entrada de tren de pulsos de 0.1 Hz. Se puede constatar que el sistema es estable, con un tiempo de establecimiento aproximado de 1 segundo y un sobreimpulso máximo de 33%.

Figura 76

Simulación de la respuesta del cuadricóptero frente a una entrada de tren de pulsos de 0.1 Hz



Capítulo IV

Construcción y pruebas

En el capítulo 4 se detallan los métodos utilizados para construir y ensamblar los componentes que conforman al cuadricóptero (cuyo diseño o selección se detalla en el capítulo 3), la calibración de los sensores, actuadores y controlador de vuelo, y las pruebas realizadas para corroborar el correcto funcionamiento de la aeronave. Entre las pruebas realizadas se describen tanto aquellas realizadas en el banco de pruebas de estabilidad como aquellas realizadas en vuelo libre.

Manufactura y ensamblaje del cuadricóptero

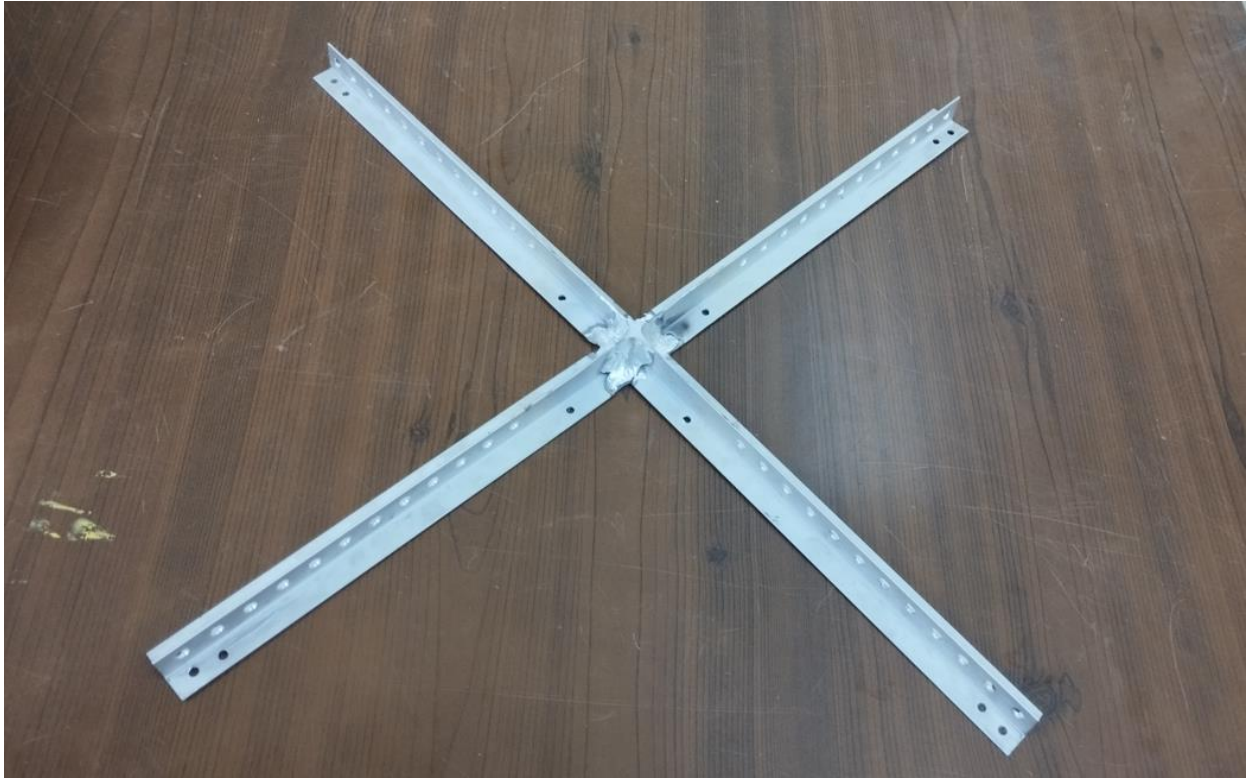
A continuación, se describe la construcción y ensamblaje de los distintos componentes que conforman al cuadricóptero. Se describe la fabricación del armazón del cuadricóptero y del banco de pruebas a partir de procesos de manufactura como mecanizado, corte láser e impresión 3D, la fabricación del circuito impreso del controlador de vuelo, con la soldadura de los respectivos componentes, y el ensamblaje de la aeronave.

Fabricación del armazón del cuadricóptero

Las piezas mecánicas que conforman el armazón del cuadricóptero se fabricaron mediante distintos materiales y procesos de manufactura disponibles a nivel local. Los brazos y las patas se fabricaron a partir del corte, doblado, perforación y soldadura TIG de perfiles tipo T y tubos huecos de aluminio en un taller de metalmecánica, de acuerdo a las dimensiones especificadas en los planos constructivos del Anexo V. En la Figura 77 se puede observar una fotografía de los brazos del cuadricóptero soldados.

Figura 77

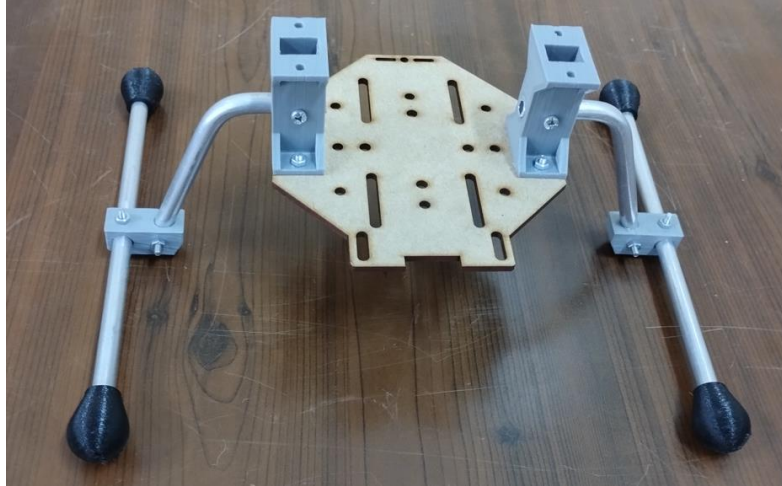
Brazos del cuadricóptero fabricados y soldados en taller metalmecánico



Las placas de soporte superior e inferior del cuerpo del cuadricóptero se fabricaron con de planchas de madera MDF de 3 milímetros de espesor cortadas en láser, a partir de los archivos DXF obtenidos directamente del modelo CAD. Por último, las columnas laterales del cuerpo y los acoples y apoyos flexibles de las patas se fabricaron con plástico ABS y TPU respectivamente, impresos en 3D a partir de archivos STL extraídos directamente del modelo CAD. En la Figura 78 se puede observar una fotografía del cuerpo (exceptuando la placa de soporte superior) y las patas del cuadricóptero.

Figura 78

Cuerpo (sin placa superior) y patas del cuadricóptero



En la Figura 79 se puede observar la comparación entre el modelo CAD y el armazón ensamblado en el taller. La masa total del armazón, medida en una balanza, fue de 306 gramos, ligeramente mayor a los 295 gramos calculados a partir del modelo CAD. La diferencia se debe principalmente a la masa del material de aporte de la soldadura TIG de los brazos, la cual no se incluyó en el modelo CAD.

Figura 79

Comparación entre el modelo CAD y el armazón ensamblado



Fabricación de circuitos impresos para el controlador de vuelo y el control remoto

Los circuitos impresos para el controlador de vuelo y el control remoto se fabricaron a partir de archivos Gerber generados en el software utilizado para el diseño electrónico de las placas (detallado en el capítulo 3). Los circuitos impresos se fabricaron en un taller especializado en la elaboración de este tipo de productos, utilizando sustrato de fibra de vidrio FR4 y trazando las pistas en las dos capas de cobre mediante mecanizado CNC. La placa se recubrió con una máscara de soldadura curada con radiación UV para proteger a las pistas de la corrosión y evitar cortocircuitos durante la soldadura de componentes. Se realizaron pruebas de continuidad en la placa previo a la colocación de los componentes para descartar la presencia de cortocircuitos o pistas defectuosas.

Los componentes electrónicos como el microcontrolador, los sensores, los elementos de visualización, etc. se adquirieron de proveedores locales, en los encapsulados y presentaciones adecuadas para montarlos en el circuito impreso de acuerdo al diseño realizado. La soldadura de componentes se llevó a cabo de forma manual, utilizando como material de aporte filamento de estaño y plomo en proporción 60/40, con un diámetro de 1mm y núcleo de resina. El uso de este tipo de material de aporte, junto con una buena práctica de soldadura, garantiza la resistencia mecánica y la conexión eléctrica de los contactos soldados.

. En la Figura 80 y la Figura 81 se puede observar la comparación entre los modelos CAD tridimensionales obtenidos a partir del software EDA y las placas construidas, para el controlador de vuelo y el control remoto, respectivamente. Una vez soldados los componentes, se realizaron nuevas pruebas de continuidad en la placa, así como un análisis exhaustivo de señales utilizando un osciloscopio, para verificar el correcto funcionamiento de todos los componentes.

Figura 80

Modelo CAD del control remoto y su implementación física

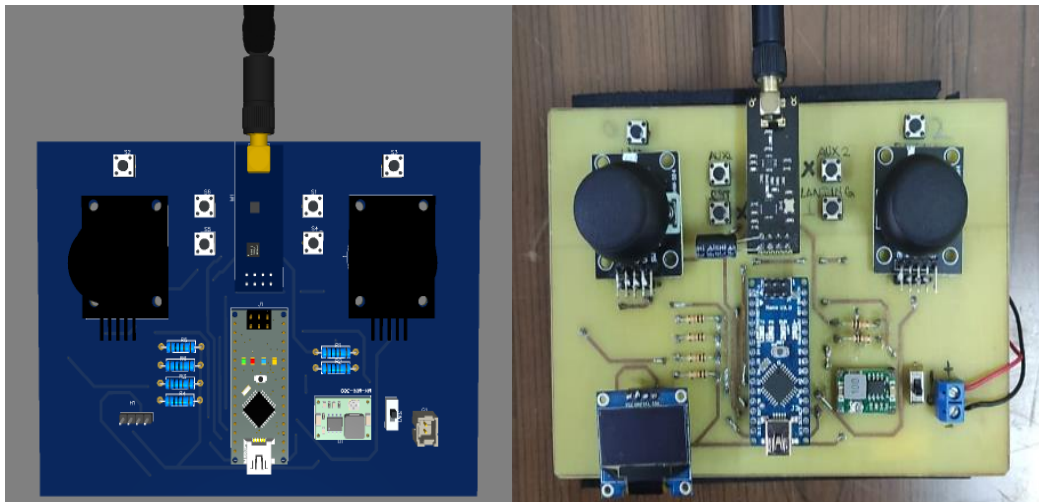
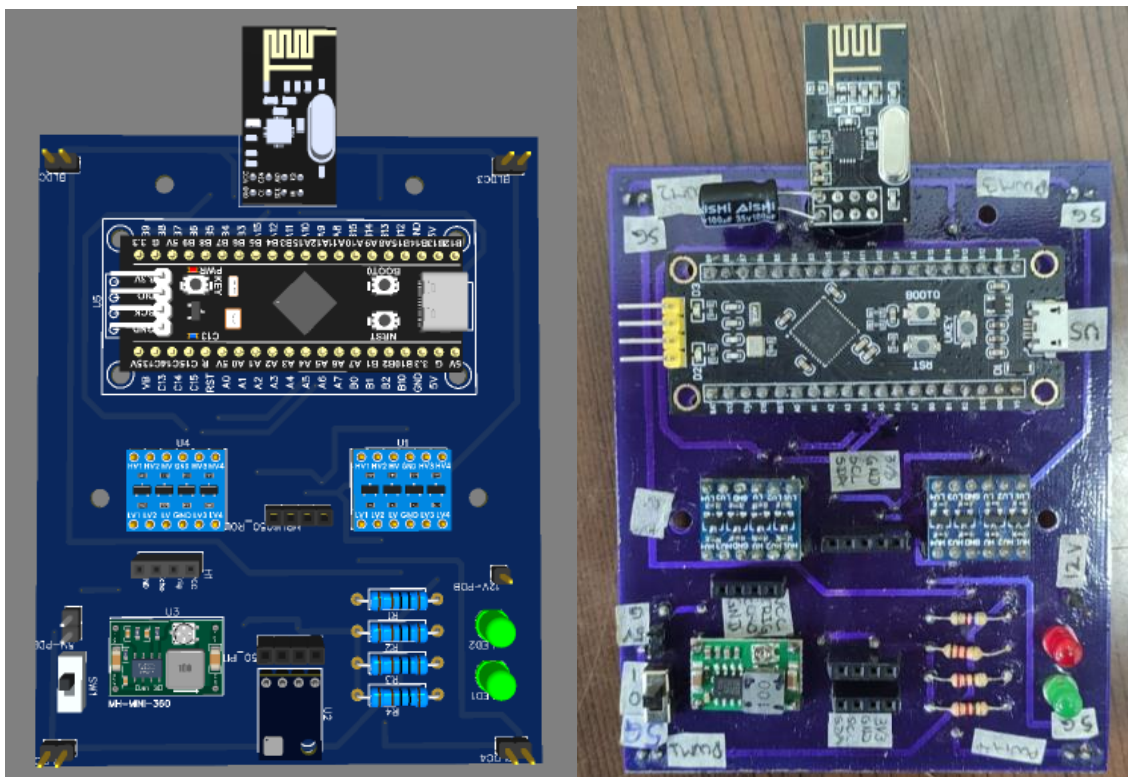


Figura 81

Modelo CAD del controlador de vuelo y su implementación física



Ensamblaje del cuadricóptero

Se determinó de forma práctica que el cuadricóptero puede ensamblarse en su totalidad por una sola persona en alrededor de 25 minutos, utilizando únicamente un destornillador Phillips y una pinza de puntas largas para sujetar las tuercas. El tiempo de ensamblaje puede reducirse considerablemente si el procedimiento se lleva a cabo entre dos personas. El procedimiento para el ensamblaje se ilustra en la Figura 82. El diseño modular del cuadricóptero hace posible reemplazar rápidamente cualquier pieza que sufra fracturas o deformación plástica en una colisión. Adicionalmente, se determinó que la batería puede ser reemplazada por una sola persona en menos de tres minutos sin necesidad de herramientas.

Figura 82

Procedimiento para el ensamblaje del cuadricóptero



Nota. A) Ensamblaje de brazos y placa superior. B) Ensamblaje de cuerpo y patas C) Montaje de componentes de propulsión D) Montaje de PCB, conexiones y ensamblaje final del cuerpo

En la Figura 83 se puede observar a la aeronave completamente ensamblada junto a su modelo CAD. La masa total del cuadricóptero se midió con una balanza, dando como resultado 1062 gramos, ligeramente mayor a la masa de 1028 gramaos calculada a partir del modelo CAD. La diferencia se debe a la masa de las amarras plásticas (usadas para sujetar los ESCs a los brazos del dron), de las cintas de velcro (usadas para sujetar la batería al cuerpo del dron) y del material de aporte de la soldadura TIG, los cuales no se incluyeron en el modelo CAD.

Figura 83

Comparación entre el modelo CAD y el cuadricóptero ensamblado



Fabricación y ensamblaje del banco de pruebas de vuelo

El banco de pruebas de vuelo de 4 grados de libertad se fabricó en un taller metalmecánico a partir de los planos constructivos del Anexo IV. La base fija del banco de pruebas se fabricó a partir de tubos cuadrados de acero ASTM A36 de 2 pulgadas de ancho y 3 milímetros de espesor, cortados mediante amoladora, perforados en un taladro de banco y soldados mediante soldadura SMAW en un taller metalmecánico. Se acopló un rodamiento lineal SC8UU al centro del tubo mediante juntas empernadas, el cual permite al cabezal móvil desplazarse en el eje Z. El espaciador colocado para centrar al rodamiento lineal se fabricó a partir de duralón mediante mecanizado en fresadora.

Los cabezales móviles de 1, 2 y 3 grados de libertad también se fabricaron en el taller metalmecánico, utilizando tubos redondos y cuadrados de aluminio, piezas de chapa de acero dobladas, piezas de duralón fresado y platinas de acero perforadas. Los cabezales móviles de 1 y 2 grados de libertad se fabricaron de modo que se puedan acoplar a chumaceras de piso KP08 (de 8mm de diámetro interno), utilizadas como pares de rotación para cada grado de libertad. Para el cabezal de 4 grados de libertad se utilizó una junta esférica tomada de un trípode de cámara profesional. En la Figura 84 se puede observar la comparación entre el modelo CAD y el banco de pruebas fabricado.

Figura 84

Comparación entre el modelo CAD y el banco de pruebas construido



Nota. En la parte superior del banco de pruebas se observa un acople de aluminio para dos motores, utilizado para pruebas de estabilidad previas a la construcción del armazón del dron

Se utilizaron pernos con cabeza Allen para las de juntas empernadas del banco de pruebas, lo cual facilita el ensamblaje y el cambio de cabezales móviles para las pruebas de estabilidad con distinto número de grados de libertad. Se verificó de forma práctica que cualquiera de los cabezales móviles puede ser acoplados a la base por una sola persona en alrededor de 5 minutos, utilizando llaves hexagonales y pinzas. También se verificó que el dron puede ser montado a cualquiera de los cabezales móviles por una sola persona en alrededor de 4 minutos, utilizando llaves hexagonales y pinzas.

Calibración y pruebas

La correcta calibración de los sensores y controladores PID es esencial para garantizar un correcto funcionamiento del dron. Los sensores deben calibrarse de modo que sus lecturas correspondan con la variable física medida. Por otro lado, las constantes de los controladores PID deben establecerse de modo que el dron responda adecuadamente a los comandos remotos y mantenga un vuelo estable. Las constantes se determinaron principalmente de forma experimental, realizando pruebas con el dron montado en el banco hasta obtener una respuesta dinámica satisfactoria. En estas pruebas se realizaron las mediciones de tiempo de vuelo del cuadricóptero. Una vez terminadas las pruebas en el banco, se llevaron a cabo pruebas de vuelo libre para verificar que el cuadricóptero mantenga estabilidad en el vuelo y responda correctamente a los comandos remotos.

Calibración de los lazos de control en el banco de pruebas

Como primer paso, se calibraron las ESC mediante un algoritmo de calibración implementado en una placa Arduino UNO, fijando el rango de anchos de pulso de entrada entre 1000 y 2000 microsegundos, y la frecuencia en 250 Hz. De este modo, se garantizó que los cuatro motores respondan de la misma manera a las señales de entrada del microcontrolador.

El proceso de calibración de los lazos de control se llevó a cabo montando al cuadricóptero en el banco de pruebas, estableciendo las constantes para cada uno de los grados de libertad uno por uno en el siguiente orden: roll, pitch, y velocidad en yaw. Los valores iniciales de las constantes se obtuvieron de la simulación de la dinámica del sistema completo previamente realizada, y se fueron modificando progresivamente para mejorar la respuesta del sistema. Las primeras pruebas (roll y pitch) se llevaron a cabo utilizando una versión simplificada del algoritmo de control de vuelo, implementada en una placa de desarrollo Arduino UNO, la cual permite graficar la respuesta del sistema en tiempo real, facilitando así la calibración. Las pruebas posteriores se realizaron directamente con el propio circuito del controlador de vuelo del dron montado al armazón.

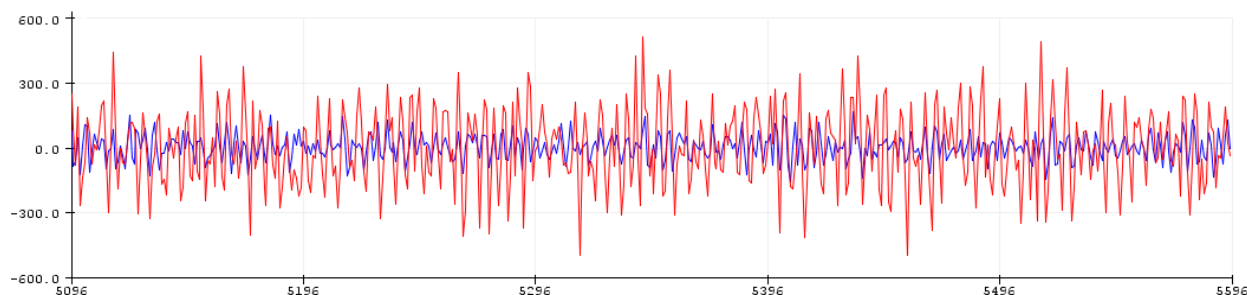
Se empezó calibrando el controlador PID de roll, montando al cuadricóptero en el cabezal móvil de 1GDL, variando la constante K_p (proporcional) del lazo interno en pasos de 0.1 hasta que el sistema comenzó a oscilar periódicamente. A continuación, se varió la constante K_d (derivativo) en pasos de 0.5 hasta eliminar la oscilación excesiva del sistema, y finalmente se calibró la constante K_i (integral) en pasos de 0.001 para eliminar el error en estado estacionario. La constante K_p del lazo externo no tuvo necesidad de ser modificada.

Se intentó repetir el mismo proceso para la calibración del controlador PID en pitch, utilizando también el cabezal móvil de 1GDL con el dron montado a 90° de su posición anterior. Inicialmente, resultó imposible estabilizar al cuadricóptero a pesar de probarse centenares de valores distintos para las constantes en el transcurso de varios días. Al revisar las mediciones de los sensores con los motores encendidos, se determinó que el ruido en la medición de velocidad angular alrededor del eje Y siempre es mayor que en el eje X, independientemente de la dirección de montaje del dron o de la IMU, como se muestra en la Figura 85. Tras reemplazar la IMU y cambiar la sujeción varias veces sin éxito, se concluyó que se trata de un problema inherente a la construcción mecánica de las IMU. Se decidió colocar dos IMUs a 90° ,

una para las lecturas en roll y otra para las lecturas en pitch, utilizando únicamente el eje X de cada una de ellas. De este modo se resolvió el problema y el dron pudo estabilizarse tanto en roll como en pitch. Se obtuvieron resultados idénticos en la calibración del lazo de control en pitch que en el de roll debido a la simetría radial del dron. A continuación, se montó al cuadricóptero en el cabezal móvil de 2GDL, y se verificó que el dron mantuviera su estabilidad en ambos grados de libertad simultáneamente.

Figura 85

Comparación entre las mediciones de velocidad angular en roll y pitch de la IMU



Nota. Se muestran las señales medidas de velocidad angular alrededor de X y Y, en rojo y azul, respectivamente.

Las constantes del lazo de control de velocidad en yaw se obtuvieron de forma similar a las de roll y pitch. Se montó al cuadricóptero en el cabezal móvil de 3 GDL, quitando el perno de bloqueo para permitir el giro en yaw, pero colocando el seguro de la junta esférica para permitir el giro en roll y pitch. Se probó inicialmente un control proporcional, aumentando el valor de K_p en pasos de 0.1 hasta obtener una respuesta rápida frente a cambios de consigna. A continuación, se varió el valor de K_p en pasos de 0.001 hasta eliminar el error en estado estable sin producir oscilaciones excesivas. También se probaron varios valores para K_d , pero al obtenerse una respuesta desfavorable con todos ellos, se optó por no utilizar control derivativo en este lazo de control.

Una vez obtenida una respuesta satisfactoria en yaw, se quitó el seguro de la junta esférica y se colocó el perno de bloqueo, con lo cual se pudo verificar que el dron mantenga su estabilidad en tres grados de libertad (roll, pitch y yaw). Finalmente, se realizaron pruebas para calibrar el lazo de prueba de velocidad en z. Sin embargo, debido a que el banco de pruebas solo permite al dron desplazarse 50 cm en el eje z, no se pudo medir satisfactoriamente la respuesta del sistema. Finalmente, se optó por controlar la velocidad en z mediante un control en lazo abierto, tomando los valores del control remoto y enviándolos directamente al algoritmo de cálculo de señal de entrada de los motores, sin retroalimentación, pero limitando sus valores mínimo y máximo para evitar una respuesta brusca. Los valores finales de las constantes de los lazos PID obtenidos para cada uno de los grados de libertad se muestran en la Tabla 22

Tabla 22

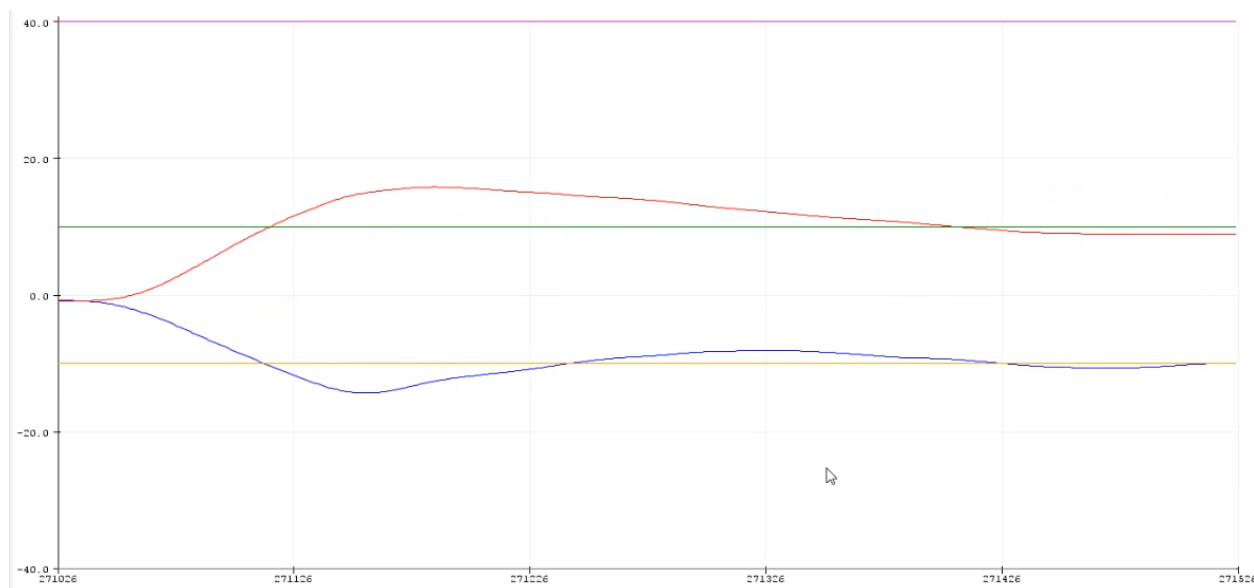
Constantes PID obtenidas de la calibración experimental del dron

	Lazo interno (velocidad angular)			Lazo externo (ángulo)
	Kp	Ki	Kd	Kp
Roll	1	0.02	20	15
Pitch	1	0.02	20	15
Velocidad Yaw	1.1	0.02	0	-

. Una vez obtenida una respuesta dinámica aceptable, se realizaron pruebas de seguimiento de premisa y de respuesta frente a perturbaciones. Los gráficos de estas pruebas se observan en la Figura 86 y la Figura 87. La configuración utilizada se observa en la Figura 88. Mediante estas pruebas, se determinó que el sistema tiene un tiempo de respuesta de 3.5 segundos y una sobre oscilación máxima de 45%.

Figura 86

Respuesta del sistema en prueba de seguimiento de premisa

**Figura 87**

Respuesta del sistema en prueba de respuesta frente a perturbaciones

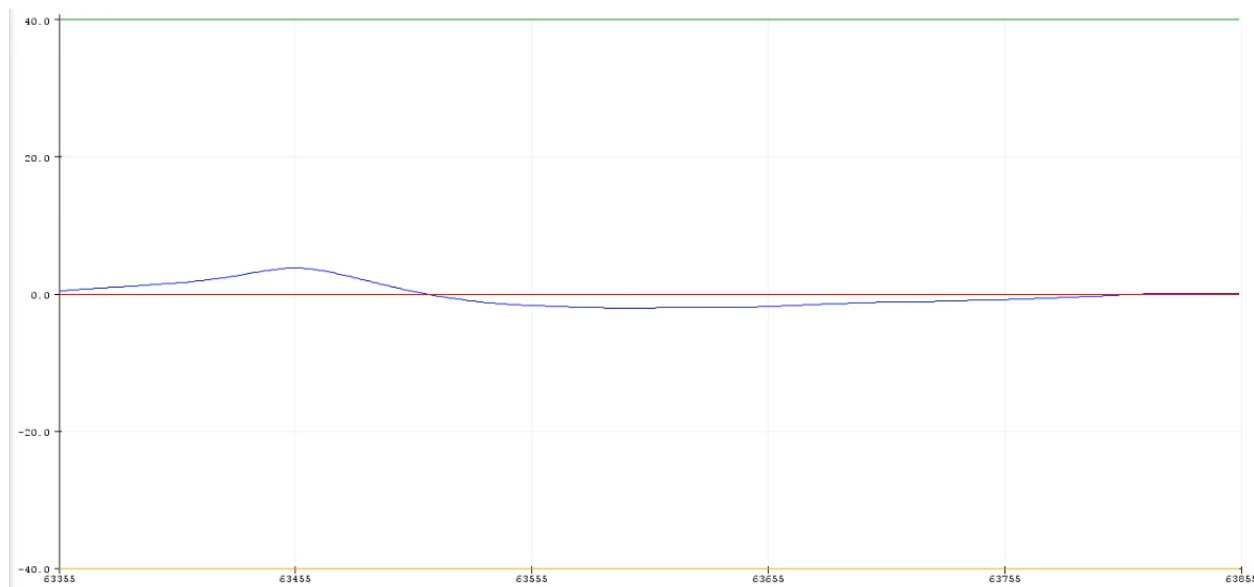
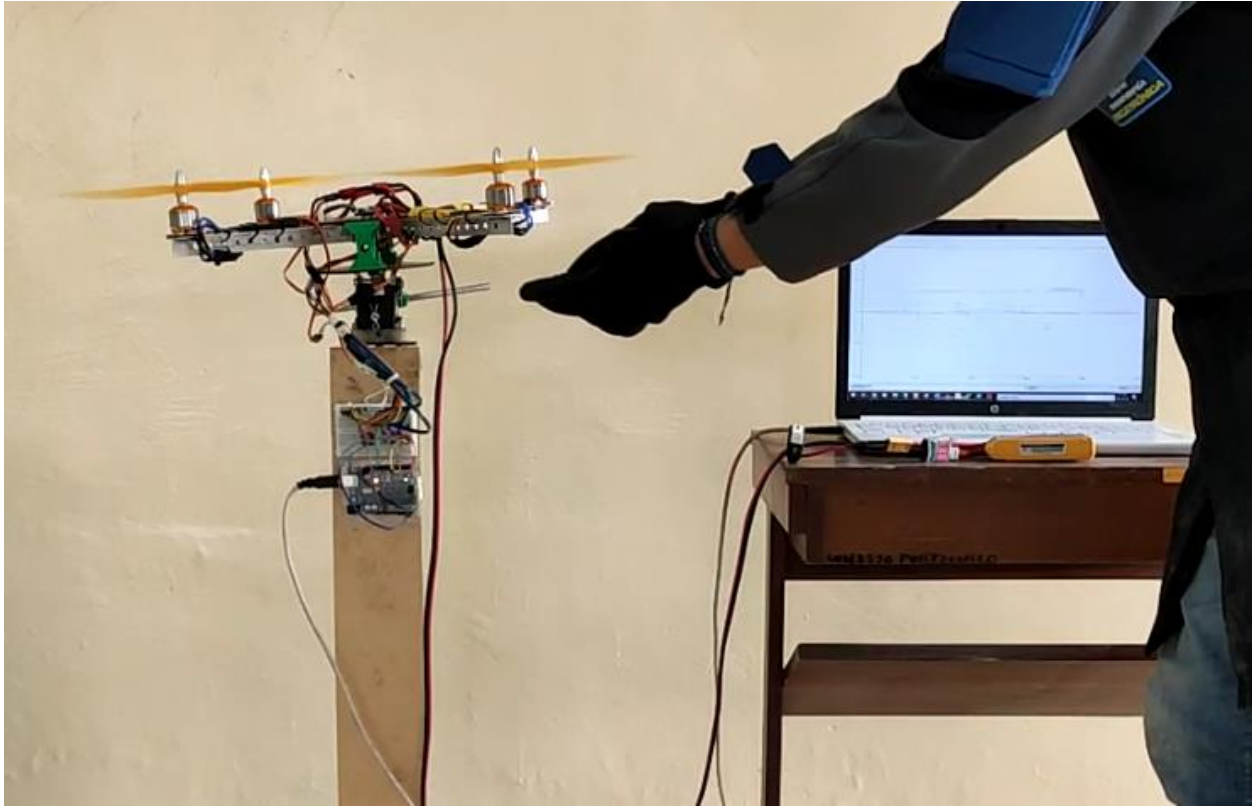


Figura 88

Pruebas de seguimiento de premisa de respuesta a perturbaciones en banco de pruebas de 2GDL

***Prueba de alcance de radiofrecuencia***

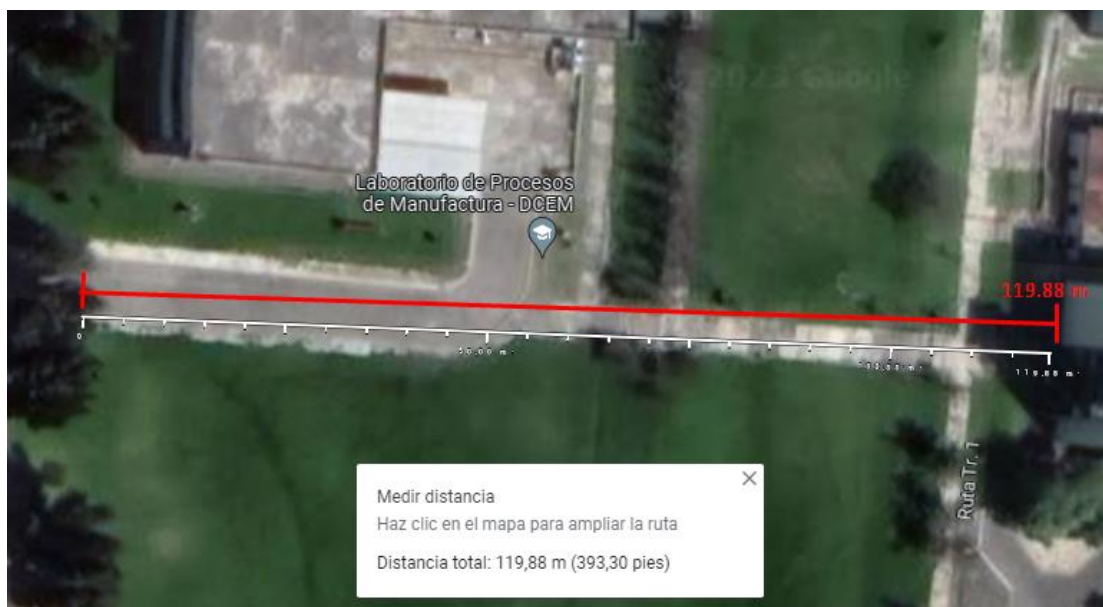
Para medir el alcance del control remoto, se colocó al control remoto en un punto fijo del campus y se trasladó al dron manualmente a lo largo de una trayectoria recta, alejándose progresivamente del control remoto y verificando constantemente que aún exista comunicación entre los dispositivos. Se obtuvo un alcance máximo de 60 metros para la comunicación del dron hacia el control remoto (telemetría), y de 120 metros para la comunicación del control remoto hacia el dron (comandos de vuelo). Ambos valores cumplen con el requerimiento de desempeño de 50 metros de distancia de operación remota. En la Figura 89 y la Figura 90 puede observarse una vista aérea de las distancias medidas.

Figura 89

Alcance aproximado de comunicación unidireccional desde el controlador de vuelo hacia el control remoto

**Figura 90**

Alcance aproximado de comunicación unidireccional desde el control remoto hacia controlador de vuelo



Pruebas de vuelo

Una vez que se obtuvo una respuesta dinámica satisfactoria del cuadricóptero en el banco de pruebas, se procedió a realizar varias pruebas de vuelo. Las primeras pruebas se realizaron en una cancha de fútbol dentro del campus, con una cuerda amarrada al armazón para evitar que el dron vuele demasiado lejos, y con dos personas (debidamente protegidas con cascos, guantes y visores) sosteniendo una red de seguridad en tierra para atrapar al dron en caso de una caída. Se realizaron varios vuelos exitosos, pero el dron también sufrió varias caídas.

Figura 91

Primera prueba de vuelo del cuadricóptero



A partir de la primera prueba se concluyó que el cuadricóptero debe arrancar desde una superficie lo más nivelada posible para permitir un arranque suave sin que se acumule la acción integral del dron; además, se verificó que el dron soporta caídas de hasta 3 metros sin sufrir daños estructurales, exceptuando la fractura de una propela. También se concluyó que se debían disminuir los rangos mínimo y máximo de la señal del control remoto, ya que el dron presentaba movimientos muy bruscos al momento de ascender y descender. Por último, se verificó que el cuadricóptero tendía a alejarse de su punto de partida en dirección horizontal, debido a los efectos del viento y a la deriva de cero de las mediciones de la IMU.

La segunda tanda de pruebas de vuelo se llevó a cabo en el coliseo de la universidad, con la finalidad de aislar al dron de los efectos del viento. Se evidenciaron algunas falencias con respecto al sistema de control, al de comunicación y a los algoritmos de seguridad. En la primera iteración, se verificó que a pesar de que el dron seguía las consignas de orientación del control remoto, las mediciones de los ángulos presentaban una desviación que aumentaba con el tiempo. En la segunda iteración, el controlador de vuelo perdió conexión con el control remoto, lo que provocó un choque contra el techo del coliseo y una caída de aproximadamente 10 metros, donde varios componentes del armazón se deformaron o fracturaron por el impacto. Sin embargo, ningún componente electrónico sufrió daños. El estado del cuadricóptero después del impacto se puede observar en la Figura 92.

El armazón del dron se volvió a construir desde cero para reemplazar al que se destruyó en el choque. El proceso tomó únicamente dos días, demostrando la modularidad y repetibilidad del diseño mecánico del dron. Adicionalmente, se aprovechó la reconstrucción del armazón para corregir algunos problemas de tolerancias y alineación de agujeros que tenía el primer armazón debido a errores de fabricación. Una vez transcurridos los dos días, todas las piezas estaban fabricadas nuevamente y se volvió a ensamblar al cuadricóptero, el cual quedó nuevamente listo para el vuelo.

Figura 92

Cuadricóptero con el armazón deformado tras una caída de 10 metros



Se implementaron varias mejoras a la programación del algoritmo de control de vuelo. Primero, se midió y corrigió el valor del tiempo de ciclo utilizado para la integración de las señales de velocidad angular, con lo cual se solucionaron los problemas en las mediciones del ángulo. También se implementó un algoritmo de seguridad que obliga al cuadricóptero a nivelarse y descender automáticamente cuando transcurre un segundo sin que haya comunicación con el control remoto, cuando se alcanza una altura mayor a la altura máxima permitida (fijada inicialmente en 3 metros y luego en 6 metros) o si el voltaje de la batería cae por debajo de los 9 voltios. También se modificaron nuevamente los rangos de lectura de los joysticks del control remoto para reducir la respuesta brusca de la aeronave.

Una vez implementadas las correcciones, se realizaron una serie de pruebas de vuelo exitosas, donde se pudo verificar que el cuadricóptero responde correctamente a los comandos del control remoto, cambiando su orientación y su trayectoria de forma adecuada sin perder estabilidad. Se observó que el cuadricóptero seguía desplazándose de su punto de partida horizontalmente. Este comportamiento puede corregirse manualmente mediante el control remoto, pero resultaría más conveniente implementar a futuro un sistema de seguimiento de referencia externa para que no sea necesaria la intervención del operador para mantener al cuadricóptero en levitación estacionaria sobre un punto fijo. Durante las pruebas, se determinó que la señal de entrada de los motores para hacer levitar al dron es de 1450 microsegundos. Finalmente, se realizaron pruebas de vuelo con una carga de 200 gramos, donde se determinó que la señal de entrada para levitación era de 1500 microsegundos.

Figura 93

Prueba de vuelo exitosa del cuadricóptero



Medición de tiempo de vuelo en el banco de pruebas

Debido a la dificultad de mantener al cuadricóptero levitando de forma estacionaria sobre un solo punto, sobre todo en presencia de viento u otras perturbaciones externas, se decidió realizar la medición del tiempo de vuelo con carga y sin carga en el banco de pruebas. Para ello, se montó al cuadricóptero en el cabezal móvil de 3 grados de libertad. Se fijó la señal de entrada base en 1450 para la prueba de vuelo sin carga y en 1500 para la prueba de vuelo con carga, que corresponden a los valores determinados en las pruebas de vuelo. En cada caso, se mantuvo encendido al cuadricóptero acoplado al banco, manteniéndose estable con una consigna de 0° para los giros en roll y pitch y de $0^\circ/s$ para el giro en yaw, emulando condiciones de levitación estacionaria. Se midió el voltaje de la batería cada minuto hasta que el dron ya no fue capaz de mantenerse estable. Los resultados de las mediciones se muestran en la Figura 94 para la prueba sin carga, y en la Figura 95 para la prueba con carga.

Figura 94

Descarga de la batería durante la prueba de tiempo de vuelo sin carga

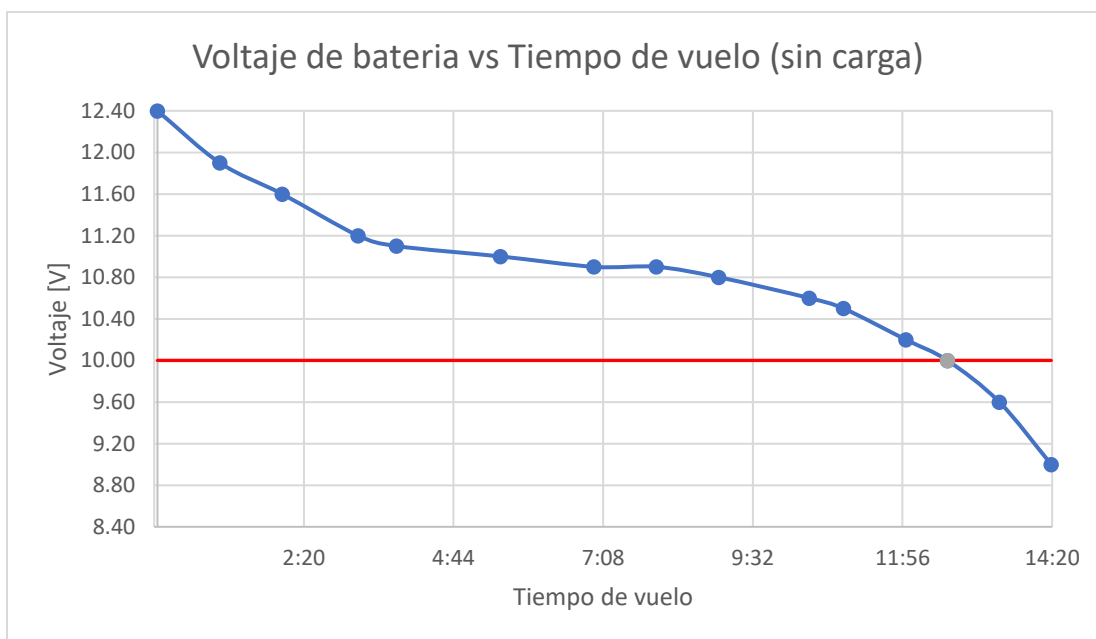
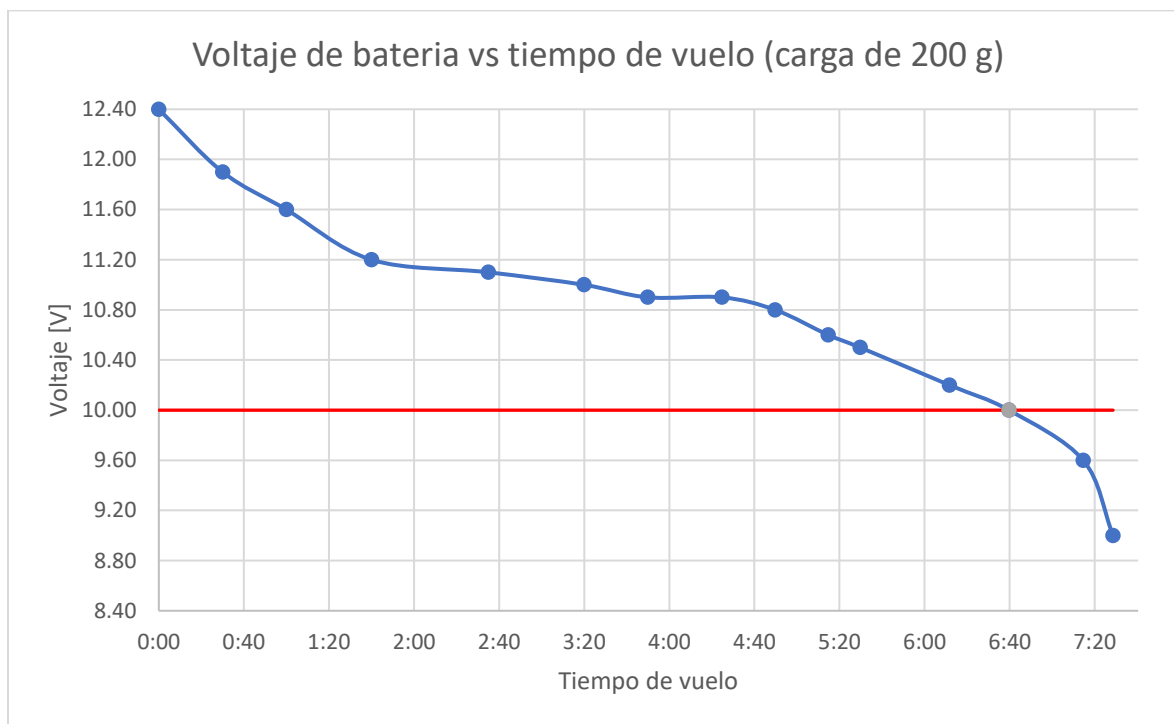


Figura 95

Descarga de la batería durante la prueba de tiempo de vuelo con carga



La línea roja en los gráficos indica el momento a partir del cual la respuesta dinámica del cuadricóptero empezó a ser desfavorable, presentando oscilaciones pronunciadas que podrían causar una colisión o caída en vuelo libre. En la prueba sin carga, el dron empezó a presentar oscilaciones a partir de los 12 minutos con 40 segundos, y perdió la estabilidad por completo a los 14 minutos con 20 segundos. En la prueba con carga, el dron empezó a presentar oscilaciones a partir de los 6 minutos con 40 segundos, y perdió la estabilidad por completo a los 7 minutos con 21 segundos. En ambos casos las oscilaciones empezaron a ocurrir cuando el voltaje de la batería cayó por debajo de los 10 voltios. Ya que es probable que el dron no podría seguir volando una vez que el control pierda estabilidad, se estableció que los tiempos de vuelo con y sin carga reportados sean los tiempos de vuelo estable, es decir, 12 minutos con 40 segundos con carga y 6 minutos con 40 segundos sin carga.

Capítulo V

Conclusiones, recomendaciones y trabajos futuros

Conclusiones

- Se diseñó y construyó un prototipo de cuadricóptero no tripulado capaz de transportar cargas ligeras de hasta 200 gramos por el aire, a lo largo de trayectorias ingresadas por un usuario a través de un control remoto, manteniendo un vuelo estable dentro de un ambiente cerrado sin perturbaciones externas. El cuadricóptero fue diseñado para ser modular y fácil de replicar, y fue construido en su totalidad con materiales y componentes conseguidos a nivel local.
- Se seleccionaron exitosamente componentes mecánicos y electrónicos de propulsión que permitieron al cuadricóptero alcanzar una razón empuje/peso de 1.964 con carga y 2.357 sin carga, y tiempos de vuelo de 12 minutos con 40 segundos con carga y 6 minutos con 40 segundos sin carga. Los componentes seleccionados fueron cuatro motores BLDC A2212 de 1000 KV, acoplados a propelas de dos aspas, 10 pulgadas de diámetro y 4.5 pulgadas de paso.
- Se diseñó y construyó un armazón aerodinámico para el cuadricóptero, con una distancia diagonal entre propelas de 470 mm, capaz de resistir las cargas estáticas y dinámicas propias del funcionamiento de la aeronave. El armazón se construyó con materiales de bajo costo disponibles a nivel local. Mediante simulación, se confirmó que el factor de seguridad mínimo es de 3.90, y que ninguna de sus frecuencias naturales está en el rango de las de funcionamiento de los motores, impidiendo así la resonancia.
- Se diseñó y construyó un circuito impreso para el controlador de vuelo del cuadricóptero. El circuito se diseñó bajo la norma IPC2221A, con una distribución de componentes adecuados, un ancho de pista mínimo de 0.6mm y una separación

mínima de 0.6mm entre pistas para evitar interferencia electromagnética. El circuito se fabricó con mano de obra local, utilizando sustrato FR4, que le brinda gran resistencia mecánica. También cuenta con una máscara de soldadura curada con radiación UV que protege a la placa de factores ambientales como la humedad y el polvo.

- Se diseñó e implementó un algoritmo de control de vuelo que permite al cuadricóptero despegar, mantener un vuelo estable siguiendo comandos remotos enviados por un usuario y aterrizar de forma controlada. El algoritmo fue programado en un microcontrolador STM32 utilizando lenguaje ANSI C. El accionamiento de los motores se lleva a cabo mediante la ejecución de cuatro lazos PID en cascada independientes, correspondientes a los cuatro grados de libertad del cuadricóptero. El algoritmo utiliza filtros digitales y fusión de sensores para el procesamiento de las señales, y cuenta con funciones de seguridad que aterrizan automáticamente al dron cuando se pierde la conexión con el control remoto, la batería se descarga o se excede la máxima altura de vuelo admisible.

Recomendaciones

- Se recomienda llevar a cabo una segunda iteración del proceso de selección de componentes de propulsión y distribución de potencia, tomando en cuenta no solo componentes disponibles a nivel local, sino también otros adquiridos a través de importación. De este modo se podrán seleccionar componentes de mejor calidad que permitan alcanzar una mayor razón empuje/peso y tiempo de vuelo.
- Se recomienda mejorar la distribución de las perforaciones en el armazón del cuadricóptero, con el fin de facilitar su montaje en el banco de pruebas y el reemplazo de la batería, y mejorar los métodos de fabricación de las patas para eliminar el juego que existe en las juntas, permitiendo realizar un despegue perfectamente vertical.

- Se recomienda reemplazar los conectores Dupont por conectores Molex en la PCB para lograr una conexión mecánicamente más robusta, y mejorar la distribución de los cables en el armazón del cuadricóptero.
- Se recomienda optimizar el algoritmo de control de vuelo, mejorando el procesamiento de las señales para reducir el ruido y poder utilizar una sola IMU, y agregando un lazo externo adicional a los controladores en cascada encargados de controlar las velocidades lineales, para permitir al dron levitar estacionariamente sobre un punto sin desplazarse horizontalmente, incluso sin la intervención del operador.
- Se recomienda mejorar el diseño mecánico de los cabezales móviles del banco de pruebas, agregando las opciones de bloquear los movimientos de cualquiera de los grados de libertad en forma independiente y de arrancar la prueba desde una posición horizontal, facilitando así la realización de pruebas de calibración y haciéndolas más seguras.

Trabajos futuros

- Se propone diseñar y construir varios cuadricópteros de carga de distintos tamaños utilizando la metodología de diseño planteada en el presente trabajo de titulación, para verificar su repetibilidad y generalidad de forma práctica. También se podría extender la metodología a otros vehículos autónomos de ala rotatoria, como hexacópteros u optocópteros, los cuales tienen una mayor capacidad de carga.
- Se propone diseñar una nueva armazón para el cuadricóptero, utilizando materiales y procesos de manufactura avanzados para reducir su peso sin comprometer su rigidez ni resistencia. Se podrían utilizar materiales compuestos con una alta razón rigidez/peso como la fibra de carbono, y optimizar su geometría mediante un análisis topológico.

- Se propone diseñar un nuevo circuito impreso del controlador de vuelo, reemplazando los componentes DIP por componentes SMD, colocando conectores más robustos e incorporando sensores de mejores prestaciones como magnetómetros, un barómetro con bajo tiempo de conversión e IMUs con mejor resistencia frente al ruido.
- Se propone implementar mejoras al algoritmo de control para tener una mejor respuesta y robustez del sistema. Entre las mejoras que se pueden implementar están: incorporar algoritmos avanzados de fusión de sensores como filtros de Kalman, probar arquitecturas de control de orientación más avanzadas (control por espacio de estados, control difuso, etc.), probar algoritmos de control de posición y seguimiento de trayectorias que funcionen mediante odometría y/o sensores de posicionamiento global como GPS, e implementar el algoritmo dentro de un sistema operativo RTOS, con el fin de optimizar el uso de periféricos y la ejecución de interrupciones para controlar las variables de proceso en tiempo real.

Bibliografía

- Antuña, R. (2017). *Drone Design*. Dumlupinar Universitesi. Obtenido de https://digibuo.uniovi.es/dspace/bitstream/handle/10651/43461/TFG_Antuña_Herrero.pdf?sequence=3&isAllowed=y
- Ashby, M. F. (2011). *Materials Selection in Mechanical Design* (4ta ed.). Burlington: Butterworth-Heinemann.
- Atheer, S., Moghavvemi, M., Mohamed, H., & Khalaf, S. (2010). Flight PID controller design for a UAV quadrotor. *Scientific Research and Essays*, 5(23), 3660-3667. Obtenido de <https://www.researchgate.net/publication/230633819>
- Baquero, P., & Vasquez, R. (2019). Empleo de los UAV, en operaciones de seguridad y vigilancia en las áreas estraégicas en el Ecuador. *Revista de Ciencias de Seguridad y Defensa*, 4(4), 86-100. Obtenido de <https://journal.espe.edu.ec/ojs/index.php/revista-seguridad-defensa/article/view/2490/1896>
- Bosch Sensortec. (5 de 4 de 2013). *BMP180 Digital pressure sensor*. Obtenido de <https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&cad=rja&uact=8&ved=2ahUKEwiq9oiFoKn8AhXZTTABHTdZCHMQFnoECBUQAQ&url=http%3A%2F%2Fwww.datasheet.es%2FPDF%2F770150%2FBMP180-pdf.html&usg=AOvVaw0KIUpJKOnxKJqDRNYrf94P>
- Bouabdallah, S. (2007). *Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying*. Tiencen: École Polytechnique Fédérale De Lausanne.

Carrillo, I. (2016). *Diseño y construcción de un cuadcopter controlado por radio frecuencia*. Quito: Universidad Internacional del Ecuador.

Dirección General de Aviación Civil. (2020). *Ecuador ya cuenta con un reglamento para el uso de drones*. Obtenido de Dirección General de Aviación Civil: <https://www.aviacioncivil.gob.ec/ecuador-ya-cuenta-con-un-reglamento-para-el-uso-de-drones/>

DJI. (2022). *DJI Enterprise Drones*. Obtenido de DJI: <https://www.dji.com/products/enterprise#drones>

Drone Fanatics. (2022). *A Complete Guide To Quadcopter Drone Frame Sizes*. Obtenido de Drone Fanatics: <https://www.dronesfanatics.com/quadcopter-frame-sizes-guide/>

Drone Nodes. (2015). *Power Distribution Board PDB*. Obtenido de Drone Nodes: <https://dronenodes.com/pdb-power-distribution-board/>

Emran, B., & Najjaran, H. (2018). A review of quadrotor: An underactuated mechanical system. *Annual Reviews in Control*. Obtenido de <https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2018.10.009>

Federal Aviation Administration. (2016). *AC 107-2 - Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS)*. U.S. Department of Transportation.

Flynt, J. (5 de febrero de 2015). *How to Choose the Right Quadcopter Drone Frame*. Obtenido de 3DInsider: <https://3dinsider.com/quadcopter-frames/>

GensTattu. (19 de diciembre de 2018). *How to choose Quadcopter Frame*. Obtenido de <https://genstattu.com/blog/how-to-choose-quadcopter-frame>

GetFPV. (2 de febrero de 2018). *All About Multirotor Drone FPV Flight Controllers*. Obtenido de

- GetFPV: <https://www.getfpv.com/learn/new-to-fpv/all-about-multirotor-fpv-drone-flight-controller/#:~:text=FPV%20Drone%20Flight%20Controller%20Processors&text=The%20most%20common%20microprocessor%20models,more%20functionality%20it%20will%20have.>
- Greitzer, E., Spakovszky, Z., & Waitz, I. (1999). *Performance of Propellers*. Obtenido de Unified: Thermodynamics and Propulsion: <https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node86.html>
- Grupo Electrostore. (2019). *Catálogo de productos*. Obtenido de Electrostore: <https://grupoelectrostore.com/shop/>
- Gupte, S., Teenu, P., & Conrad, J. (2012). A Survey of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles. 2012 *Proceedings of IEEE Southeastcon*. Orlando, FL, USA: IEEE.
- Hawk Ridge Systems Engineering Team. (3 de agosto de 2013). *Adaptative Meshing in Solidworks Simulation*. Obtenido de Hawk Ridge Systems: <https://hawkridgesys.com/blog/simulation-adaptive-meshing>
- Inca, G. S., & Jaguaco, C. E. (2020). *Diseño de hélices optimizadas para mejorar el sistema de empuje de un drone modelo T4*. Latacunga: Universidad Técnica de Cotopaxi.
- InvenSense Inc. (19 de 08 de 2013). *MPU-6000 and MPU-6050 Register Map and Descriptions Revision 4.2*. Obtenido de <https://invensense.tdk.com/wp-content/uploads/2015/02/MPU-6000-Datasheet1.pdf>
- IPC. (2003). *IPC-2221A: Generic Standar on Printed Board Design*. Northbrook: IPC.

- Islam, M., & Lye, L. (2009). Combined use of dimensional analysis and modern experimental design methodologies in hydrodynamics experiments. *Ocean Engineering*, 237-247.
- Jaramillo, J. G. (2018). *Implementación de un sistema de control robusto para seguimiento de trayectoria de tres cuadricópteros en formación*. Quito: Escuela Politécnica Nacional.
- Johansson, A., & Wallén, D. (2016). *Quadcopter Sensor and Filter Evaluation*. Stockholm: KTH Royal Institute of Technology.
- Kornatowski, P. M., Bhaskaran, A., Heitz, G. M., Mintchev, S., & Floreano, D. (2018). Last-Centimetre Personal Drone Delivery: field deployment and user interaction. *IEEE ROBOTICS AND AUTOMATION LETTERS. PREPRINT VERSION*, 3813 - 3820.
- Kustek, D. (2015). *Brushless motor KV explained*. Obtenido de Drone Nodes: <https://dronenodes.com/brushless-motor-kv-rating-explained/>
- Landau, I., & Zito, G. (2002). *Digital Control Systems - Design, identification and implementation*. Paris: Springer.
- Last Minute Engineers. (2022). *How nRF24L01+ Wireless Module Works & Interface with Arduino*. Obtenido de Last Minute Engineers: <https://lastminuteengineers.com/nrf24l01-arduino-wireless-communication/>
- Liang, O. (20 de febrero de 2023). *A Comprehensive Guide to FPV Drone Frame*. Obtenido de Oscar Liang: <https://oscarliang.com/fpv-drone-frames/#:~:text=A%20drone%20frame%20has%20two,for%20installing%20the%20motors%20on.>
- López, E., García, S., Barea, R., Bergasa, L., Molinos, E., Arroyo, R., . . . Pardo, S. (2017). A Muti-

- Sensorial Simultaneous Localization and Mapping (SLAM) Systema for Low-Cost Micro Aerial Vehicels in GPS-Denied Environments. *Sensors*, 17(4), 2-27. Obtenido de https://www.researchgate.net/publication/316927341_A_Multi-Sensorial_Simultaneous_Localization_and_Mapping_SLAM_System_for_Low-Cost_Micro_Aerial_Vehicles_in_GPS-Denied_Environments
- Matek Systems. (s.f.). *PDB-XT60 W/ BEC 5V & 12V*. Obtenido de Mateksys Products, DC POWER & BEC SERIES: <http://www.mateksys.com/?portfolio=pdb-xt60>
- NATO Allied Engineering. (2014). *AEP-83 Light Unmanned Aircraft System Airworthness Requirements*. NATO Standarization Agency.
- Nordic Semiconductor. (03 de 2008). *nRF24L01+ Single Chip 2.4Ghz Transceiver*. Obtenido de https://www.sparkfun.com/datasheets/Components/SMD/nRF24L01Pluss_Preliminary_Product_Specification_v1_0.pdf
- Norouzi, S., Aghli, Y., Alimohammadi, M., & Akbari, A. (2016). Quadrotors Unmanned Aerial Vehicles: A Review. *International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems*, 9(1), 309-333. Obtenido de <https://www.researchgate.net/publication/302580086>
- Ostojic, G., Stankovski, S., Tejic, B., Dukic, N., & Tegeltija, S. (2015). Design, control and application of Quadcopter. *International Journal of Industrial Engineering and Management*, 6(1), 43-48. Obtenido de http://ijiemjournal.uns.ac.rs/images/journal/volume6/ijiem_vol6_no1_6.pdf
- Paz, C., Suárez, E., Gil, C., & Baker, C. (2020). CFD analysis of the aerodynamic effects on the stability of the flight of a quadcopter UAV in the proximity of walls and ground. *Journal of*

Wind Engineering & Industrial Aerodynamics, 1-13.

Peralta, G. A. (2022). *Diseño y construcción de una propela APC 12x6 EP para drone skywaker con materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibra natural: componente práctico*. Quito: Escuela Politécnica Nacional.

Redacción Quito Revista Líderes. (12 de julio de 2016). *En Ecuador también se producen drones*. Obtenido de Revista Líderes: <https://www.revistalideres.ec/lideres/ecuador-producen-drones-inversion-economia.html>

Reid, J. (2017). *Understanding KV ratings*. Obtenido de Rotor Drone Pro: <https://www.rotordronepro.com/understanding-kv-ratings/>

Rein, J. (11 de Abril de 2019). *C Rating for Drone LiPo Battery Packs*. Obtenido de Rotor Drone Pro: <https://www.rotordronepro.com/c-rating-drone-lipo-battery-packs/>

RF Wireless World. (2012). *Types of Drone sensors | Sensors used in Drones | Basics*. Obtenido de RF Wireless World: <https://www.rfwireless-world.com/Terminology/Drone-Sensors.html>

Rhino Batteries. (s.f.). *2200 mAh 3s LiPo Battery 25c*.

Robocraze. (s.f.). *Drone Transmitter and Reciever Guide*. Obtenido de Robocraze: <https://robocraze.com/blogs/post/drone-transmitter-and-receiver-guide>

Robotics. (s.f.). *CONTROLADOR ESC 40A + PLUG BANANA + PLUG T SOLDADOS*. Obtenido de Tienda virtual Robotics Ecuador: <https://roboticsec.com/producto/controlador-esc-40a-plug-banana-plug-t-soldados/>

Rutherford, M. (23 de noviembre de 2022). *Airport drone mitigation part 2: The issues with*

jamming drone frequencies. Obtenido de D-Fend Solutions: <https://d-fendsolutions.com/blog/issues-with-jamming-drone-frequencies/#:~:text=Commercial%20drones%20operate%20on%20four,some%20as%20ofar%20as%2012km>.

Sani, J. C. (2015). *Vehículos aéreos no tripulados - UAV para la elaboración de cartografía escalas grandes referidas al marco de referencia Sirgas-Ecuador*. Sangolquí: Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.

Shukla, D., & Komerath, N. (2018). Multicopter Drone Aerodynamic Interaction. *MDPI Drones Journal*, 2(43).

STM32. (s.f.). *STM32 32-bit Arm Cortex MCUs*. Recuperado el 24 de 09 de 2022, de <https://www.st.com/en/microcontrollers-microprocessors/stm32-32-bit-arm-cortex-mcus.html>

Suqui, S. N., & Paredes, J. L. (2019). *Diseño y construcción de un prototipo de sistema de vuelo cooperativo de vehículos aéreos no tripulados para tareas de microfumigación*. Riobamba: Escuela Superior Politécnica de Chimborazo.

Tycorun Energy. (s.f.). *All you should know about drone battery*. Obtenido de Tacoma Battery: https://www.takomabattery.com/all-you-should-know-about-drone-battery/#What_kind_of_battery_is_used_in_drones

Verein Deutscher Ingenieure. (2004). *Design methodology for mechatronic systems*. Verein Deutscher Ingenieure.

Villareal, J. V. (2015). *Análisis de la precisión de levantamientos topográficos mediante el empleo*

de vehículos no tripulados (UAV) respecto a la densidad de puntos de control. Loja:
Universidad Técnica Particular de Loja.

Vorkoetter, S. (30 de septiembre de 1997). *An Electronic Speed Control Primer*. Obtenido de Stefanv: <http://www.stefanv.com/electronics/escprimer.html>

Wong, E. (14 de noviembre de 2019). *UPS proves that delivering medicines via drones is possible and feasible*. Obtenido de TechWire Asia: <https://techwireasia.com/2019/11/ups-proves-that-delivering-medicines-via-drones-is-possible-and-feasible/>

Xu, J. (2017). *Design Perspectives on Delivery Drones*. Santa Monica: RAND Corporation.

Apéndices