



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y
MECÁNICA**

CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

**TRABAJO DE TITULACIÓN, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL
TÍTULO DE INGENIERO EN MECATRÓNICA**

**TEMA: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO UAV
MULTIROTOR DE MINI ESCALA CON ESTRUCTURA
AERODINÁMICA DE ALA FIJA**

AUTORES: ORBEA JEREZ, DAVID ROLANDO

MOPOSITA ESTRELLA, JESSICA TATIANA

DIRECTOR: AGUILAR, WILBERT GEOVANNY

SANGOLQUÍ

2017



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación: ***"DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO UAV MULTIROTOR DE MINI ESCALA CON ESTRUCTURA AERODINÁMICA DE ALA FIJA"***, realizado por el señor **DAVID ROLANDO ORBEA JEREZ** y la señorita **JESSICA TATIANA MOPOSITA ESTRELLA**, ha sido revisados en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo que cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlos y autorizar al señor **DAVID ROLANDO ORBEA JEREZ** y la señorita **JESSICA TATIANA MOPOSITA ESTRELLA** para que los sustenten públicamente.

Sangolquí, 30 de Mayo del 2017

Atentamente,

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'Wilbert Aguilar Castillo', is written over a horizontal line.

Dr. Wilbert Geovanny Aguilar Castillo
DIRECTOR



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Nosotros, **DAVID ROLANDO ORBEA JEREZ**, con cédula de identidad N°. 1718788282 y **JESSICA TATIANA MOPOSITA ESTRELLA** con cédula de identidad N°. 1725576860, declaramos que el trabajo de titulación: ***“DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO UAV MULTIROTOR DE MINI ESCALA CON ESTRUCTURA AERODINÁMICA DE ALA FIJA”***, ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente declaramos que este trabajo es de nuestra autoría, en virtud de ello nos declaramos responsables del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

Sangolquí, 30 de Mayo del 2017

Atentamente,

**Orbea Jerez
David Rolando**

C.C. 1718788282

**Moposita Estrella
Jessica Tatiana**

C.C. 1725576860



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

AUTORIZACIÓN

Nosotros, **DAVID ROLANDO ORBEA JEREZ Y JESSICA TATIANA MOPOSITA ESTRELLA**, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el trabajo de titulación ***“DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO UAV MULTIROTOR DE MINI ESCALA CON ESTRUCTURA AERODINÁMICA DE ALA FIJA”***, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra autoría y responsabilidad.

Sangolquí, 30 de Mayo del 2017

Atentamente,



**Orbea Jerez
David Rolando**
C.C. 1718788282



**Moposita Estrella
Jessica Tatiana**
C.C. 1725576860

Índice general

Certificación	i
Autoría de Responsabilidad	i
Autorización	iii
Índice de figuras	ix
Índice de tablas	xiv
Resumen	xv
Abstract	xvi
1. Generalidades	1
1.1. Antecedentes.....	1
1.2. Justificación e Importancia.....	6
1.3. Alcance	7
1.4. Objetivos.....	7
1.4.1. Objetivo General	7
1.4.2. Objetivos Específicos.....	8
1.5. Estructura del Documento	8
2. Marco Teórico	10
2.1. Reseña sobre UAVs	10
2.1.1. Vehículo Aéreo.....	11
2.2. Clasificación de UAVs.....	11
2.2.1. Características de UAVs	13
2.2.2. Clasificación por capacidades de vuelo	14
2.2.3. Clasificación por carga útil	15
2.2.4. Clasificación por nivel de autonomía.....	15
2.2.5. Clasificación por tamaño	16

2.2.5.1.	UAV Muy Pequeña	17
2.2.5.1.	UAV Pequeña	17
2.2.5.2.	UAV Mediana.....	18
2.2.5.3.	UAV Grande	18
2.3.	Configuración general de un UAV	19
2.3.1.	Características de ala.....	19
2.3.1.1.	Forma en Planta	19
2.3.1.2.	Posición Longitudinal.....	20
2.3.1.3.	Posición vertical.....	20
2.3.1.4.	Ángulo de incidencia.....	21
2.3.1.5.	Diedro	22
2.3.1.6.	Perfil Alar	22
2.3.1.7.	Geometría del ala	25
2.3.2.	Superficie de Cola	26
2.3.2.1.	Cola baja	26
2.3.2.2.	Cola en T	26
2.3.2.3.	Cola cruciforme.....	27
2.3.2.4.	Cola vertical doble	27
2.4.	Autopiloto.....	28
2.4.1.	Autopilotos en el mercado.....	29
2.4.1.1.	UAV Navigation VECTOR.....	29
2.4.1.2.	Micropilot MP2x28 Series	30
2.4.1.3.	Ardupilot APM 2.6.....	30
2.4.1.4.	3DR Pixhawk	31
2.5.	Fuentes de energía para UAV	32
2.5.1.	Baterías de Litio Polímero (Li-Po)	33

2.5.2. Baterías de Litio Ion (Li-Ion)	34
2.6. Resumen	35
3. Metodología y Diseño	36
3.1. Metodología de Diseño	36
3.1.1. Corriente de especificación	37
3.1.1.1. Conceptos de Operaciones	37
3.1.1.2. Requerimientos y arquitectura	38
3.1.1.3. Diseño detallado	38
3.1.2. Corriente de pruebas.....	39
3.1.2.1. Integración de partes, prueba y verificación	39
3.1.2.2. Verificación y validación del sistema en conjunto	39
3.1.2.3. Mantenimiento del sistema	39
3.1.3. Corriente de desarrollo	39
3.1.3.1. Implementación	39
3.2. Diseño.....	40
3.2.1. Selección del perfil alar	40
3.2.2. Geometría del ala.....	41
3.2.2.1. Forma	41
3.2.2.2. Localización vertical del ala	42
3.2.2.3. Dimensionamiento del ala.....	42
3.2.2.4. Razón de aspecto.....	44
3.2.2.5. Superficie Alar	45
3.2.2.6. Incidencia del ala	46
3.2.2.7. Diedro	47
3.2.3. Diseño del empenaje.....	47
3.2.3.1. Estabilizador Horizontal	48

3.2.3.2. Estabilizador Vertical	49
3.2.4. Velocidad de entrada en pérdida	49
3.2.5. Selección de motores para multi rotor	50
3.2.6. Selección de baterías.....	51
3.2.7. Selección del autopiloto	52
3.2.7.1. Configuración del autopiloto	53
3.2.8. Telemetría	57
3.2.9. Sistema de Radio Control	58
3.2.10. Esquema de conexión, arquitectura y funcionamiento	59
3.2.11. Desarrollo del diseño.....	64
3.2.12. Análisis estático y dinámica de fluidos	69
3.3. Plan de vuelo	76
3.4. Resumen	77
4. Implementación, Pruebas y Resultados	78
4.1. Implementación	78
4.1.1. Estructura.....	78
4.1.1.1. Fuselaje	78
4.1.1.2. Empenaje.....	82
4.1.1.3. Ala	84
4.1.1.4. Tubos.....	85
4.2. Pruebas y resultados	86
4.2.1. Prueba 1: Control de velocidad de motores a través de autopiloto Pixhawk.....	86
4.2.2. Prueba 2: Control de estabilidad en movimientos frontales y laterales	88
4.2.3. Prueba 3: Funcionamiento autónomo y obtención de datos por telemetría.....	89

4.2.4. Prueba 4: Desempeño energético.....	92
4.2.5. Análisis del diseño del ala	94
4.2.6. Modelamiento Matemático	95
4.2.6.1. Datos obtenidos de telemetría.....	96
4.2.6.2. Velocidad en eje x vs ángulo de cabeceo.....	97
4.2.6.3. Velocidad en eje y vs ángulo de alabeo	98
4.2.6.4. Velocidad en eje z vs altitud	99
4.2.6.5. Velocidad rotacional de guiñada vs ángulo de guiñada...	100
4.2.6.6. Influencia del ala fija	101
4.3. Resumen	103
5. Conclusiones, Recomendaciones y Trabajos Futuros.....	104
5.1. Conclusiones	104
5.2. Recomendaciones y trabajos futuros.....	105
Bibliografía	107

Índice de figuras

1.	VTOL SONGBIRD 1500 V1 con rotores verticales para despegue.....	2
2.	VTOL SONGBIRD 1500 V1 con rotores en posición horizontal para vuelo.....	2
3.	VertiKUL UAV.....	3
4.	ATMOS UAV.....	3
5.	Vista frontal de Quadshot UAV.....	4
6.	Prototipo QTW QUX-02A.....	4
7.	IAI Heron.....	5
8.	Sistema genérico de un UAV.....	11
9.	Clasificación de UAVs por el tipo de aeronave.....	12
10.	Dirigible autónomo.....	12
11.	Cuadricóptero autónomo.....	12
12.	Helicóptero autónomo.....	13
13.	Paracaídas autónomo.....	13
14.	UAVs muy pequeñas.....	17
15.	UAVs pequeñas.....	17
16.	UAVs medianas.....	18
17.	UAVs grandes.....	19
18.	Vista en planta de un avión con ala de forma en planta rectangular. ...	19
19.	Vista en planta de un avión con ala de forma en planta rectangular con estrechamiento.....	20
20.	Vista en planta de un avión ala de forma en planta con flecha y doble estrechamiento.....	20
21.	Ala alta.....	21
22.	Ala media.....	21
23.	Ala baja.....	21
24.	Ángulo de incidencia.....	22
25.	Diedro.....	22
26.	Partes del perfil alar.....	23
27.	Cola Baja.....	26

28.	Cola en T.....	27
29.	Cola cruciforme.....	27
30.	Cola vertical doble.....	27
31.	Vehículo autónomo de Google.....	28
32.	Estructura funcional de autopiloto de UAV.....	29
33.	UAV Navigation VECTOR.....	30
34.	Micropiloto MP2028.....	30
35.	Ardupilot APM 2.6.....	31
36.	Autopiloto Pixhawk.....	31
37.	Baterías Li-Po.....	34
38.	Baterías Li-Ion.....	34
39.	Metodología en V.....	37
40.	Perfil alar FX63-120.....	40
41.	Forma recta (configuración del ala).....	41
42.	Gráfica Cl vs Alpha (α).....	42
43.	Gráfica Cd vs Alpha (α).....	43
44.	Gráfica Cm vs Alpha (α).....	43
45.	Longitud de cuerda del perfil alar FX63-120.....	45
46.	Envergadura del ala.....	46
47.	Ángulo de incidencia del ala con respecto al fuselaje.....	47
48.	Empenaje cruciforme conformado por estabilizador horizontal y vertical	49
49.	Motor ARRIS 3508 700kV.....	51
50.	Batería TitanPower 4S 3.5Ah Endurance.....	52
51.	3DR Pixhawk Mini.....	53
52.	Selección del frame en el software QgroundControl.....	54
53.	Configuración del giroscopio.....	54
54.	Selección de modos de vuelo.....	55
55.	Configuraciones de energía en QgroundControl.....	55
56.	Configuración de parámetros en QgroundControl.....	56
57.	Menú de calibración de radio control en QgroundControl.....	57
58.	Receptor y transmisor del kit de telemetría 3DR.....	58

59.	Transmisor y receptor FS-T6.....	59
60.	Arquitectura interna de un UAV multirotor	60
61.	Arquitectura de software de UAV	60
62.	Esquema de conexión de elementos electrónicos.....	61
63.	Diagrama de flujo de funcionamiento del sistema	63
64.	Costilla de soporte.....	64
65.	Costilla acople ala – brazo	64
66.	Costilla caja de esfuerzos.....	64
67.	Costillaje del ala	65
68.	Diseño preliminar (izq.) vs diseño final (der.)	65
69.	Simulación de la velocidad de flujo de aire en cada diseño de fuselaje.	66
70.	Acople entre ala y brazo de multi rotor.....	66
71.	Soporte para sujeción de motores.....	67
72.	Distancia de brazos del sistema multi rotor	67
73.	Caja externa de protección para baterías.....	68
74.	Elementos electrónicos, a) Piso superior caja, b) piso inferior de la caja, c) caja de elementos, d) GPS y antenas	68
75.	Diseño final CAD del prototipo	69
76.	Análisis estático de flexión en brazo del prototipo	70
77.	Análisis estático de la aeronave	71
78.	Simulación de disposición de presiones en extremo del ala	72
79.	Simulación de distribución de presiones en sección transversal central del prototipo.....	73
80.	Disposición de velocidad del aire alrededor de la sección transversal central de la aeronave	73
81.	Sentido de giro de las hélices y región rotatoria en prototipo	74
82.	Simulación de disposición de velocidades de la influencia de rotación de hélices, a) sin hélices, b) con hélices	75
83.	Simulación de disposición de velocidades (vista superior), a) sin hélices, b) con hélices	75
84.	Misión planificada en QGroundControl V3.0.2	76

85.	Configuración de la impresora 3D para moldes	79
86.	Proceso de impresión de moldes de fuselaje	79
87.	Construcción, a) Adhesión de partes del molde, b) lijado de superficies, c) aplicación de vinil y cera desmoldante, d) aplicación resina en láminas de fibra de carbono, e) aplicación láminas de fibra de carbono en molde, f) sellado hermético y aplicación de bomba de vacío, g) desmolde, h) corte y unión.	81
88.	Construcción, a) Corte lamina de fibra de vidrio, b) preparación de las resina, c) aplicación de resina en fibra de vidrio, d) aplicación lamina de HoneyComb, e) aplicación de la lámina de vidrio superior y resina, f) aplicación de bomba de vacío, g) corte de los estabilizadores, h) ensamblaje del empenaje.....	83
89.	Construcción, a) Impresión 3D costillas, b) corte láser costillas, c) posición de largueros y costillas, d) recubriendo de balsa, e) lijado y colocación de borde de ataque, f) recubrimiento con fibra de vidrio. ...	85
90.	Construcción, a) Laminado fibra de carbono, b) secado de resina y c) lijado y pulido.....	85
91.	Prueba de control de velocidad de motor con receptor RC y ESC	87
92.	Control de velocidad de motor a través de señales PWM del autopiloto Pixhawk Mini	87
93.	Prueba de calibración de los ESC.....	88
94.	Prueba de vuelo a baja altura.....	88
95.	Prototipo estabilizado en hovering.....	89
96.	Misión realizada en la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE...	90
97.	Ejecución de misión en Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE	91
98.	Velocidad en eje x y eje y en visualizador de archivos log APM Planner v2.0.24.....	91
99.	Porcentaje de batería restante vs tiempo en segundos en APM Planner Log Graph	93
100.	Análisis del ala, a) Comportamiento visual del sistema, b) sustentación, arrastre, número de Reynolds y relación L/D, c) gráfica velocidad en km/h vs %cuerda, d) gráfica presión en kPa vs %cuerda.....	94

101. Movimientos de la aeronave, pitch (cabeceo), roll (alabeo) y yaw (guiñada).....	95
102. Gráfica de los datos log de telemetría de velocidad en eje Y vs ángulo de alabeo realizados en APM Planner 2.0.24 con la regiones de interés marcadas, misiones (gris), RC modo estabilizado (rojo) y misión seleccionada (negro).....	96
103. Ejes coordenados x/y/z del prototipo.....	97
104. Señal de salida de velocidad en eje x (arriba), señal de entrada del ángulo de cabeceo (abajo).....	97
105. Señal original de salida (negro), señal simulada de salida (azul) para velocidad en eje x.....	98
106. Señal de salida de velocidad en eje y (arriba), señal de entrada del ángulo de alabeo (abajo).....	98
107. Señal original de salida (negro), señal simulada de salida (azul) para velocidad en eje y.....	99
108. Señal de salida de velocidad en eje z (arriba), señal de entrada de altitud (abajo).....	99
109. Señal original de salida (negro), señal simulada de salida (púrpura) para velocidad en eje z.....	100
110. Señal de salida de velocidad rotacional de guiñada (arriba), señal de entrada de ángulo de guiñada (abajo).....	100
111. Señal original de salida (negro), señal simulada de salida (azul) para velocidad rotacional de guiñada.....	101
112. Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque para perfil alar FX63-120 (azul) y aproximación polinomial de tercer grado (rojo).....	102
113. Diagrama de bloques del análisis de fuerza de sustentación.....	103

Índice de tablas

1.	Características de los principales tipos de aeronaves UAV	13
2.	Clasificación de los UAV por sus capacidades de vuelo	14
3.	Clasificación de los UAV según la carga máxima en el despegue	15
4.	Clasificación según el nivel de autonomía.....	16
5.	Características perfiles NACA	24
6.	Perfiles alares convencionales	25
7.	Configuración alar por forma en planta	25
8.	Comparación de autopilotos.....	32
9.	Comparación de tipos de baterías.....	35
10.	Perfil alar convencional	40
11.	Ventajas y desventajas de la forma de ala	41
12.	Ventajas y desventajas de la localización vertical del ala.....	42
13.	Características de configuraciones de empenaje	47
14.	Descripción general del peso del sistema	50
15.	Consumo de corriente de elementos a bordo.....	52
16.	Características técnicas de autopiloto Pixhawk Mini	53
17.	Valores de constante de tiempo para cabeceo y alabeo	57
18.	Características técnicas de módulo de telemetría 3DR.....	58
19.	Características técnicas del transmisor RC FlySky T6	59
20.	Conexiones eléctricas y electrónicas del prototipo	61
21.	Rangos de valores para señales	62
22.	Propiedades mecánicas de la fibra de carbono.....	69
23.	Símbolos de una misión planificada en QgroundControl	76
24.	Parámetros modificados en el controlador	89
25.	Planificación de la misión para prueba 3	90
26.	Error cuadrático medio (ECM) para latitud	92
27.	Error cuadrático medio (ECM) para longitud	92
28.	Cálculo del error relativo para fuerza de sustentación y arrastre	95

Resumen

Este proyecto de investigación presenta el desarrollo de un prototipo UAV de ala fija con sistema de control multi rotor. El modelo pretende mejorar la autonomía de vuelo de un multi rotor aprovechando características aerodinámicas. La fuerza de sustentación generada por el ala reduce la potencia requerida por los motores para levantar la estructura durante vuelo horizontal hacia adelante. Para la selección del perfil alar y el dimensionamiento del ala se considera el peso necesario a levantar, el coeficiente de sustentación propio de la geometría del perfil, y el ángulo de ataque. El estudio del ala se hizo usando FoilSim III en un perfil alar FX63-120 para obtener las fuerzas de sustentación y arrastre del ala. El control se realiza a través de un controlador OSS Pixhawk Mini como autopiloto. La sustentación del ala es considerada una perturbación externa que provoca cambios en la altitud, modificando el comportamiento del controlador reduciendo la frecuencia de la señal PWM enviada al ESC de cada motor. El prototipo es controlado a través del radio control o en misión. El modelo matemático es representado mediante aproximación numérica considerando múltiples sistemas SISO (Single Input Single Output). La obtención de señales muestra un comportamiento impredecible durante el control manual, pero en misiones controladas existe información aceptable.

Palabras Clave:

- **AERONAVE HÍBRIDA**
- **ALA FIJA**
- **MODELO MATEMÁTICO UAV**
- **MULTI-ROTOR**
- **UAV**
- **VTOL.**

Abstract

This project shows development of a fixed wing UAV prototype with multi rotor control system. This model pretends increase flight time of multi rotor system using aerodynamic characteristics. The lift force generated by a wing reduce the required power of the motors to raise up the structure during horizontal forward flight. For airfoil selection and sizing of the wing, we consider the necessary weight to lift, the CL characteristic of its geometry and the attack angle. The wing study is done on a FX63-120 airfoil using theoretical equations and simulated in FoilSim III to obtain the lift and drag forces. The control is realized on a Pixhawk Mini autopilot. The lift produced by the wing is considered an external perturbation which causes altitude changes, modifying the autopilot behavior, reducing the PWM signal frequency sent to the ESC of each motor. The UAV is controlled through radio control or mission plan. The mathematical model contain a numerical approximation considering multiple SISO systems. The signal analysis shows unpredictable behavior during manual controlled flight, but an acceptable stable group of data in controlled mission.

Keywords:

- **FIXED WING**
- **HYBRID AIRCRAFT**
- **MULTI ROTOR**
- **SURVEILLANCE**
- **UAV**
- **UAV MATH MODEL**
- **VTOL**

Capítulo 1

Generalidades

En el capítulo presente se detallan los antecedentes, justificación, alcance y objetivos del proyecto de investigación desarrollado. En este capítulo constan trabajos previos directa o indirectamente relacionados con UAVs en configuración híbrida realizados a nivel internacional.

1.1. Antecedentes

A nivel internacional existen varios prototipos relacionados con la combinación de UAVs de ala fija y ala rotaria (Engineering, 2016).

La familia de UAS Songbird usa cuatro rotores móviles implementados en las alas para el despegue y aterrizaje de la aeronave, combinado con un fuselaje similar a un helicóptero. Para el despegue, los motores se encuentran en posición vertical. Después del despegue, los brazos mueven los motores hasta una posición horizontal. El prototipo usa dos controladores de vuelo. El primero estabiliza la aeronave en las fases de despegue, transición y avance. El segundo controlador de vuelo ofrece navegación y guía para vuelo autónomo y telecomunicaciones con la estación en tierra (Mönninghof et al., 2015).



Figura 1. VTOL SONGBIRD 1500 V1 con rotores verticales para despegue.
Fuente: (Mönninghof et al., 2015)



Figura 2. VTOL SONGBIRD 1500 V1 con rotores en posición horizontal para vuelo.
Fuente: (Mönninghof et al., 2015)

El prototipo VertiKul tiene un diseño híbrido único de ala fija y cuadricóptero. Posee un ala fija baja con un diseño tail-sitter. Cuatro hélices de paso fijo proveen sustentación durante la elevación y empuje durante el vuelo nivelado (Hochstenbach, Notteboom, Theys, & De Schutter, 2015).

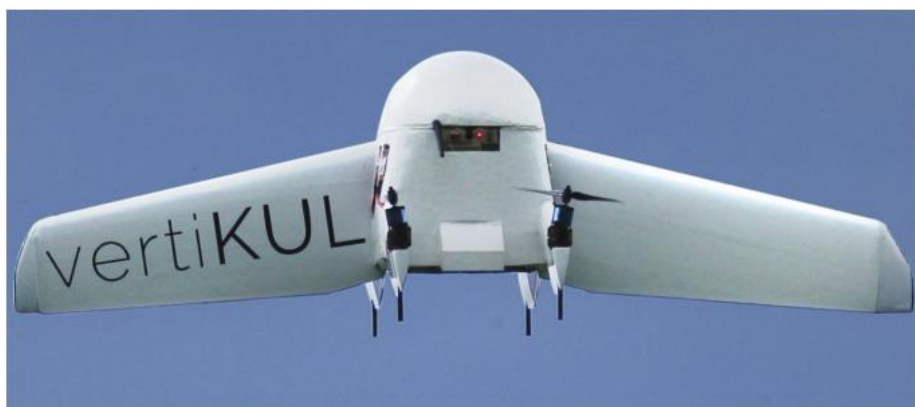


Figura 3. VertiKUL UAV.
Fuente: (Hochstenbach et al., 2015)

ATMOS UAV es un prototipo con un diseño único descrito como una combinación entre una aeronave de ala fija y un helicóptero, combinando el despegue y aterrizaje vertical (VTOL) con vuelo de crucero horizontal (Hulsmans, de Groot, & Dokter, 2013).



Figura 4. ATMOS UAV.
Fuente: (Hulsmans et al., 2013)

QUADSHOT UAV es un VTOL híbrido de ala voladora multi modo. La aeronave teledirigida tiene un diseño con inusual estructura que consiste de un ala voladora, cuatro rotores montados en pylon, y aletas en la punta del ala. Su forma le permite realizar vuelo en VTOL sin rotores móviles o empuje vectorial.

Puede elevarse verticalmente en una forma similar a un UAV multi rotor estándar para maniobras de traslación horizontal, y puede realizar la transición perfectamente en modo de vuelo hacia adelante (Ferrell, Smith, Stark, & Chen, 2013).



Figura 5. Vista frontal de Quadshot UAV.
Fuente: (Ferrell et al., 2013)

QW VTOL UAV es una aeronave que despegue en modo VTOL con los bordes dirigidos de sus alas de manera vertical hacia arriba. Inicialmente escala verticalmente y luego acelera mientras rota sus alas gradualmente hasta la posición horizontal (Muraoka, Okada, Kubo, & Sato, 2012).



Figura 6. Prototipo QW QUX-02A.
Fuente: (Muraoka et al., 2012)

Un cuadricóptero es comúnmente representado como una masa de cuerpo rígido con inercia y autogiroscofia ajustada a la gravedad y torques de control (Pounds, Mahony, & Corke, 2006).

El control PID es la mejor opción en aviación para sistemas en tres dimensiones (Verdejo, Pérez, & Estrada, 2009), sin embargo, existen otras técnicas de control como el control Linear Cuadrático (LQ) (Bouabdallah, Noth, Siegwart, & Siegwan, 2004). El prototipo IAI Heron es un UAV desarrollado por Malat, división de las Industrias Aeroespaciales de Israel que utiliza un control PID para estabilizar el vuelo, sin embargo, el sistema es controlado por un piloto humano (Verdejo et al., 2009).



Figura 7. IAI Heron.

Fuente: (Verdejo et al., 2009)

El trabajo “AR-Drone as a Platform for Robotic Research and Education” (Krajník, Vonásek, Fiser, & Faigl, 2011) utiliza un método numérico similar para obtener el modelo dinámico de un dron con el fin de obtener parámetros para navegación autónoma.

1.2. Justificación e Importancia

Actualmente, los sistemas aéreos no tripulados (UAS) ofrecen mayores ventajas al ser utilizadas para vigilancia aérea, reconocimiento e inspección en ambientes complejos y peligrosos. (Kendoul, 2012).

La investigación orientada a los vehículos aéreos no tripulados abarca las plataformas de ala fija, ala rotatoria e híbridos.

Los UAV de ala fija son eficientes aerodinámicamente por su configuración que permite generar sustentación en las alas, sin embargo, carecen de versatilidad durante el despegue y aterrizaje, debido a la necesidad de una extensión de terreno plana y sin obstáculos. Las aeronaves de ala fija son menos adeptas que las aeronaves de alas giratorias en la maniobrabilidad en entornos restringidos (Kumar & Michael, 2012).

Los UAV de ala rotatoria ofrecen estabilidad y simplicidad en su manejo, pero su autonomía de vuelo es muy limitada. La fundamental limitación de las micro-UAVs surge de la energía a bordo para el funcionamiento, detección y cálculo, que puede ser insustancial para los requerimientos de potencia (Michael, Scaramuzza, & Kumar, 2012).

El presente prototipo pretende combinar ambas plataformas, con el fin de aumentar la autonomía de un cuadricóptero mediante la implementación de una estructura aerodinámica de ala fija que permita apoyar al sistema de propulsión multirotor, además de realizar un despegue y aterrizaje controlado.

A nivel nacional este tipo de configuración híbrida no ha sido desarrollada, debido a la escasez de departamentos dedicados a la investigación aeronáutica, razón por la que este proyecto abre nuevos campos de investigación para las entidades universitarias involucradas.

1.3. Alcance

El presente proyecto se enfoca en el desarrollo de un prototipo UAV de mini escala de Nivel 1, según el nivel de autonomía, de ala fija con sistema de control de cuadricóptero, a través de la implementación de multirrotores, que permitan realizar un despegue y aterrizaje vertical. Se utilizarán cuatro rotores fijos localizados en las alas, y el principio de funcionamiento de un cuadricóptero para movilizar la estructura. En el diseño mecánico de la estructura, la implementación del sistema se realiza a través de la elaboración de un diseño conceptual, modelamiento geométrico aproximado, análisis aerodinámico, modelamiento propulsivo, análisis de restricciones, análisis de peso de componentes, análisis de tamaño y optimización. Para el control y planificación de vuelo del sistema propuesto se utiliza software libre y un controlador OSS como autopiloto. Las modificaciones en los parámetros de configuración permiten que el cuadricóptero aproveche las ventajas aerodinámicas del sistema de ala fija. En cuanto al manejo y direccionamiento del prototipo, se utilizará dos modos: un sistema de radio control que permita maniobrar el movimiento en los tres ejes coordenados y un sistema de vuelo autónomo manejado desde una computadora en tierra a través de software. Sobre la localización se contará con un módulo de posicionamiento global GPS.

1.4. Objetivos

1.4.1. Objetivo General

Diseñar y construir un prototipo UAV multirrotor de mini escala de despegue vertical con estructura aerodinámica de ala fija que se pueda maniobrar con un sistema de control de cuadricóptero, para mayor versatilidad y autonomía de vuelo.

1.4.2. Objetivos Específicos

- Desarrollar el diseño estructural y aerodinámico del UAV, a través de herramientas CAD/CAE, para realizar simulaciones de vuelo que permitan validar la funcionalidad de diseño.
- Determinar los rotores y hélices que intervienen en el proceso de despegue del UAV, mediante los cálculos asociados al peso del prototipo, para obtener un balance adecuado durante el ascenso.
- Analizar un controlador OSS autopiloto eficiente y accesible, a través de recopilación de información primaria y secundaria, para obtener estabilidad en el control de los rotores del prototipo.

- Determinar los parámetros del controlador necesarios para combinar el funcionamiento del UAV como cuadricóptero y ala fija, a través de las herramientas disponibles en el controlador, buscando aumentar la autonomía y estabilidad robusta del sistema.
- Evaluar el desempeño del prototipo, a través de pruebas experimentales en entornos abiertos sin lluvia con velocidad, con el fin de realizar modificaciones del diseño que mejoren su eficiencia.

1.5. Estructura del Documento

En el capítulo 1 se aborda la temática asociada a la descripción general del prototipo, los antecedentes a nivel internacional, además de la influencia del proyecto. Prosiguiendo con la identificación del problema, se obtiene la justificación, alcance y se plantea los objetivos tanto generales como específicos.

En el capítulo 2 se incluye el marco teórico relacionado con los vehículos aéreos no tripulados (UAV), clasificación y aplicaciones. Se considera también la importancia de una correcta selección del perfil, geometría y localización alar durante el dimensionamiento del ala.

En el capítulo 3 se muestra la metodología, el diseño mecánico, aeronáutico, eléctrico, que contempla el fuselaje, empenaje, ala, dimensionamiento de baterías y motores. Además se incluye el modelamiento matemático que describe el comportamiento del sistema.

En el capítulo 4 se explica el proceso de implementación del sistema, al igual que los resultados obtenidos de las diversas pruebas realizadas.

Capítulo 2

Marco Teórico

2.1. Reseña sobre UAVs

Existen tres clases de aeronaves que vuelan sin pilotos: Los vehículos aéreos no tripulados (UAV), vehículos pilotados remotamente (RPV) y drones.

Aun cuando el UAV es controlado manualmente o a través de un sistema de navegación pre programado, no necesariamente debe ser controlado por un operador con habilidades de pilotaje. Los UAV militares por lo general tienen autopilotos y sistemas de navegación que mantienen automáticamente la actitud y altitud.

El control manual se refiere al control de la posición del UAV a través de ajustes manuales del cabeceo, altitud, velocidad, entre otros; a través de interruptores, joystick o dispositivos apuntadores localizados en la estación de control en tierra, permitiendo al autopiloto de estabilizar el vehículo y asumir el control cuando el rumbo deseado es alcanzado.

Los sistemas de navegación disponibles para UAVs son: Sistema de posicionamiento global (GPS), radio e inercial; los cuales permiten pre programar misiones.

Como requerimiento mínimo, un UAV está compuesto por: un vehículo aéreo, una estación de control en tierra (GCS), una estación de planificación y control (MPCS), carga útil y enlace de datos. Además, algunos sistemas pueden incluir subsistemas de lanzamiento y recuperación, y equipos de mantenimiento.

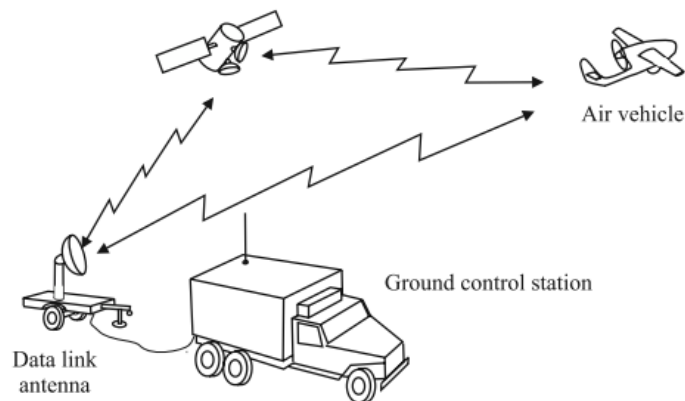


Figura 8. Sistema genérico de un UAV.
Fuente: (Fahlstrom & Gleason, 2012)

2.1.1. Vehículo Aéreo

El vehículo aéreo es la parte del sistema que incluye el fuselaje, unidad de propulsión, controles de vuelo y sistema eléctrico de energía (Fahlstrom & Gleason, 2012). Los sistemas de telecomunicaciones se encuentran montadas en el vehículo, así como la carga útil, que se reconoce como un subsistema independiente que puede ser intercambiado y diseñado para una o más misiones. El vehículo aéreo puede ser de ala fija, de ala rotativa o híbrido.

2.2. Clasificación de UAVs

La clasificación de los UAV puede representarse considerando distintas variables, tales como tamaño, autonomía, tiempo de vuelo, forma de propulsión, etc. La figura 9 describe una clasificación general de los tipos de aeronaves.

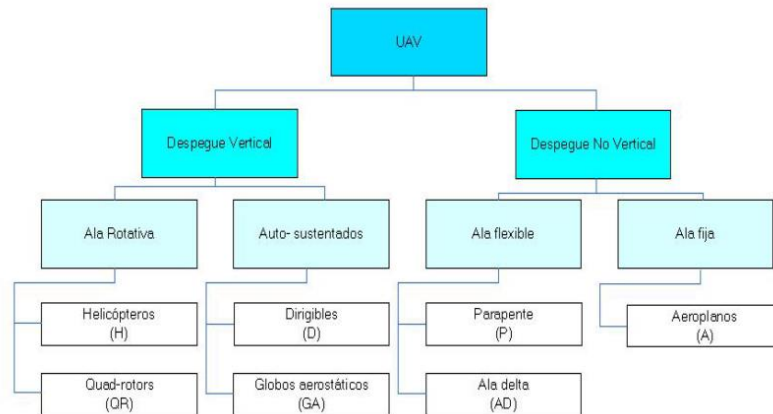


Figura 9. Clasificación de UAVs por el tipo de aeronave.
Fuente: (Luna, Sandoval, Gonzales, & Alvarez, 2008).



Figura 10. Dirigible autónomo.
Fuente: (Luna et al., 2008).



Figura 11. Cuadricóptero autónomo.
Fuente: (Luna et al., 2008).



Figura 12. Helicóptero autónomo.
Fuente: (Luna et al., 2008).



Figura 13. Paracaídas autónomo.
Fuente: (Luna et al., 2008).

2.2.1. Características de UAVs

Las características de las aeronaves UAV varían en función de su forma y construcción.

Tabla 1.
Características de los principales tipos de aeronaves UAV

CARACTERÍSTICA	HELICÓPTEROS	AEROPLANOS	DIRIGIBLES	QUAD-ROTORS
Capacidad de vuelo estacionario	***	*	****	***
Velocidad de desplazamiento	***	****	*	**
Maniobrabilidad	***	*	*	****
Autonomía de vuelo (Tiempo)	**	***	****	*
Resistencia a perturbaciones externas (Viento)	**	****	*	**
Auto Estabilidad	*	***	****	**

Continua 

Capacidad de vuelo vertical	****	*	**	****
Capacidad de carga	***	****	*	**
Capacidad de vuelo en interiores	**	*	***	****
Techo de servicio	**	****	***	*

Fuente: (Luna et al., 2008)

2.2.2. Clasificación por capacidades de vuelo

En función de las capacidades de vuelo tales como la altitud máxima, autonomía, rango de vuelo, etc. Se puede clasificar a las aeronaves como se indica en la tabla 2.

Tabla 2.

Clasificación de los UAV por sus capacidades de vuelo

CATEGORÍA	ACRÓNIMO	RANGE (Km)	ALTITUD (mts)	AUTONOMÍA (hrs)	MTOW (Kg)	AERONAVE
Micro	μ	< 10	250	1	<5	H, A, otros
Mini	Mini	<10	150 a 300	<2	<30	H, A, P, otros
Short Range	CR	10 a 30	3000	2 a 4	150	H, A, P, otros
Long Range	SR	30 a 70	3000	3 a 6	200	A, otros
Médium Range	MR	70 a 200	5000	6 a 10	1250	A, otros
Altitud baja penetración profunda	LADP	>250	50 a 9000	0,5 a 1	350	A
Autonomía media	MRE	>500	8000	10 a 18	1250	A,H
Autonomía alta altitud baja	LALE	>500	3000	>24	<30	A
Autonomía alta altitud media	MALE	>500	14000	24 a 48	1500	A,H
Autonomía alta altitud alta	HALE	<2000	20000	25 a 48	12000	A

Continua 

Combate	UCAV	Aprox. 1500	10000	Aprox. 2	10000	A
Ofensivo	LETH	300	4000	3 a 4	250	A
Señuelo	DEC	0 a 500	5000	<4	250	A,H
Estratosférico	STRATO	>2000	20000 a 30000	>48	ND	A
Exo Estratos- ferico	EXO	>30000	>30000	ND	ND	A

Fuente: (Luna et al., 2008)

2.2.3. Clasificación por carga útil

La clasificación basada en la capacidad de carga útil consta en el peso máximo de despegue, conocido como Maximum Take Off Weight (MTOW). En la tabla 3 se indica la clasificación.

Tabla 3.

Clasificación de los UAV según la carga máxima en el despegue

CLASE DE UAV	MTOW (KG)	RANGO	ALCANCE (KM)	ALTURA MÁXIMA
Clase 0	<25	Cercano	15	300
Clase 1	25 a 500	Corto	15 a 150	4500
Clase 2	500 a 2000	Medio	150 a 1000	9000
Clase 3	>2000	Largo	>1000	>3000

Fuente: (Luna et al., 2008)

2.2.4. Clasificación por nivel de autonomía

Existe una clasificación basada en el nivel de autonomía de la aeronave, es decir, la independencia del sistema con respecto a un piloto operador en tierra, como se indica en la tabla 4.

Tabla 4.
Clasificación según el nivel de autonomía

	BLANCO MÓVIL (DRONE)	NIVEL 1 NO AUTÓNOMO	NIVEL 2 MANIOBRA AUTONOMÍA	NIVEL 3 PILOTO INTELIGENTE LIMITADO	NIVEL 4 PILOTO INTELIGENTE COMPLETO
Trayectoria de vuelo en 4 dimensiones	Pre programada	Pre planificada, pre programada	Pre planificada, pre programada	Parcialmente autónomo posibilidad de cálculo de ruta	Posibilidad de cálculo de ruta
Presencia de piloto	Por seguridad	Guiado y control continuo	Como nivel 1	Supervisión continua. Guiado y control ocasional	Solo como respaldo
Posibilidad de actuación del piloto	Solo en despegue y aterrizaje	Manipulación	Como nivel 1	Posible	Solo como respaldo
Necesidad de actuación del piloto	Solo en FTS	En todos los casos	Cuando no haya maniobra automática	Ocasionalmente	Solo como respaldo
Piloto automático	No	No	No	Limitado	Completo
Presencia de ATC	Supervisión	Contacto continuo con el operador	Contacto continuo con el operador	Contacto continuo con el operador y con el piloto automático	Contacto continuo con el piloto automático (con el operador como respaldo)
Intervención de ATC	Posición o activación del FTS	Por petición del operador	Por petición del operador	Por petición del operador o del piloto automáticos	Por petición del piloto automático (del operador por respaldo)

Fuente: (Luna et al., 2008)

2.2.5. Clasificación por tamaño

La clasificación por tamaño considera el espacio físico utilizado por la aeronave, independientemente de sus características mecánicas y electrónicas. Se pueden dividir en:

- UAV Muy Pequeña
- UAV Pequeña
- UAV Mediana
- UAV Grande

2.2.5.1. UAV Muy Pequeña

Suponen un rango “micro” que se aproxima al tamaño de un insecto grande con dimensiones en el orden de los 30 a 50 cm. Existen dos clasificaciones dentro de este grupo; la primera, usa alas de aleteo para volar como un insecto o un ave; la segunda, utiliza alas rotatorias.

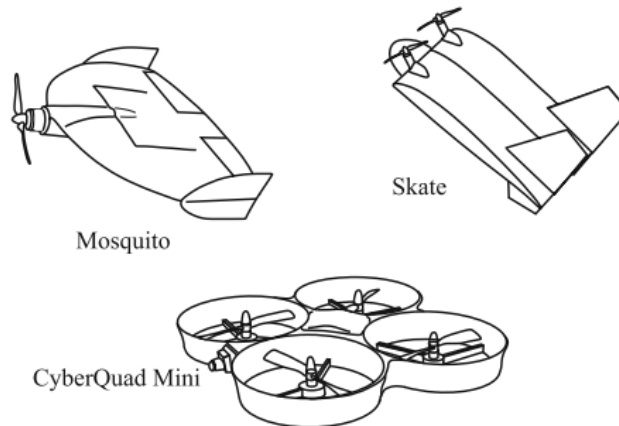


Figura 14. UAVs muy pequeñas.
Fuente: (Fahlstrom & Gleason, 2012)

2.2.5.1. UAV Pequeña

Las llamadas UAVs pequeñas tienen una dimensión aproximada entre 50 cm y 1 o 2 metros. La mayoría de estas aeronaves utilizan la configuración de un aeroplano de ala fija y requieren de lanzamiento manual hacia el aire como un aerodeslizador de juguete.

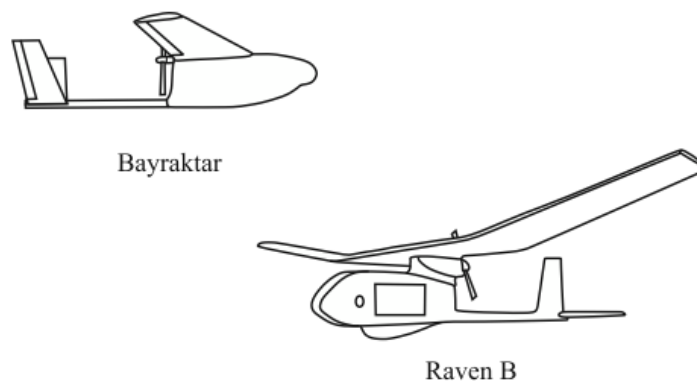


Figura 15. UAVs pequeñas.
Fuente: (Fahlstrom & Gleason, 2012)

2.2.5.2. UAV Mediana

Se denominan UAVs medianas aquellas aeronaves que no pueden ser cargadas por una persona y son más pequeñas que una aeronave ligera. Por lo general tienen alas de 5 a 10m de envergadura y pueden llevar una carga útil de 100 a 200 kg.

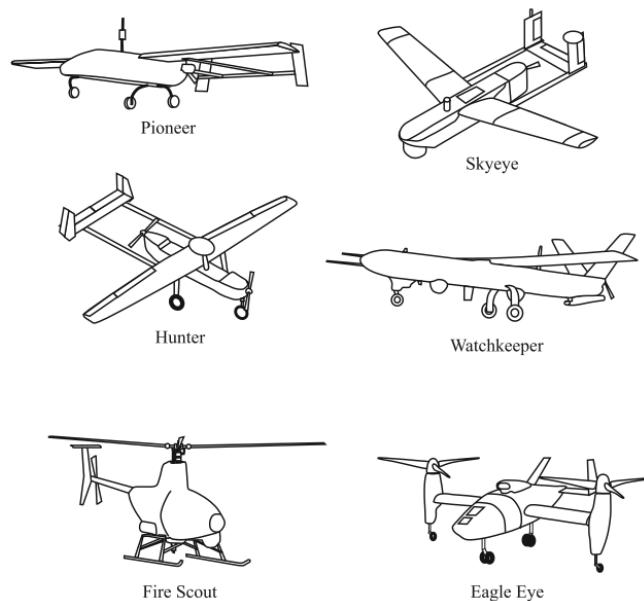


Figura 16. UAVs medianas.
Fuente: (Fahlstrom & Gleason, 2012)

2.2.5.3. UAV Grande

Los UAVs grandes se refieren a aquellas aeronaves que son más grandes que una aeronave ligera pilotada. Se refieren a aquellas que pueden viajar largas distancias desde su base por extensos períodos para ejecución de funciones de vigilancia. En este grupo se puede denotar al MQ-1 Predator A, que consta con una envergadura de ala de 17m, puede volar alturas de aproximadamente 7620m y cuya autonomía es de aproximadamente 40h y volar hasta un radio controlado de 925 km de la base de control.

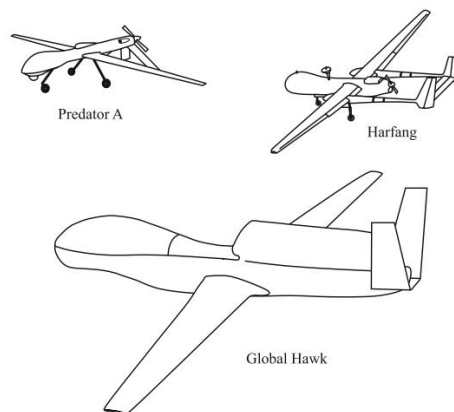


Figura 17. UAVs grandes.
Fuente: (Fahlstrom & Gleason, 2012)

2.3. Configuración general de un UAV

La configuración general de un UAV consta de la selección inicial de geometría y características globales del ala, así como las superficies de la cola, basándose en requisitos de diseño, aeronavegabilidad, experiencia previa y filosofía dominante del diseño (Borrell, 2016).

2.3.1. Características de ala

2.3.1.1. Forma en Planta

- Rectangular: Fabricación sencilla. Alta resistencia inducida. Alto momento flector. Gran momento de cabeceo.

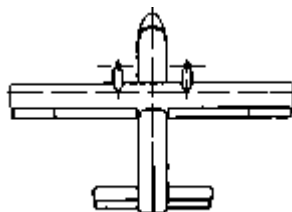


Figura 18. Vista en planta de un avión con ala de forma en planta rectangular.

Fuente: (Borrell, 2016)

- Rectangular con estrechamiento: Fabricación complicada. Disminuye la resistencia inducida en más de 20%. Requiere refuerzo en las costillas.

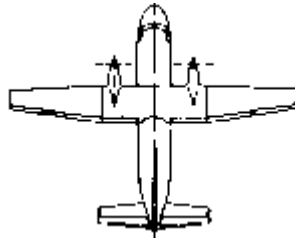


Figura 19. Vista en planta de un avión con ala de forma en planta rectangular con estrechamiento.

Fuente: (Borrell, 2016)

- Con flecha y doble estrechamiento: Alto costo de fabricación. Flecha necesaria para velocidades subsónicas.

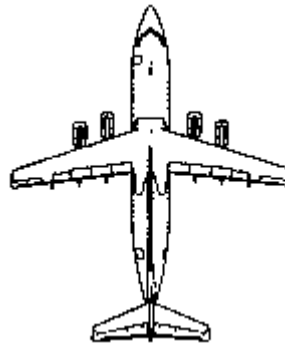


Figura 20. Vista en planta de un avión ala de forma en planta con flecha y doble estrechamiento.

Fuente: (Borrell, 2016)

2.3.1.2. Posición Longitudinal

- Debe localizarse en el centro de gravedad de la aeronave para evitar que el torque generado por el peso y sustentación no se compense con los estabilizadores de empenaje.

2.3.1.3. Posición vertical

- Ala alta

- Ventajas: Incrementa el efecto del diedro. Mayor estabilidad. Fácil instalación en la estructura. Sustentación más eficiente.
- Inconvenientes: Mayor arrastre inducido debido a su alto coeficiente de sustentación.



Figura 21. Ala alta.
Fuente: (Sadraey, 2012)

- Ala media:
 - Ventajas: Menor arrastre de interferencia.
 - Inconvenientes: Estructura más pesada.

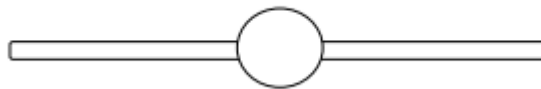


Figura 22. Ala media.
Fuente: (Sadraey, 2012)

- Ala baja:
 - Ventajas: Menor arrastre inducido. Más liviano.
 - Inconvenientes: Menor sustentación. Mayor velocidad de stall.



Figura 23. Ala baja.
Fuente: (Sadraey, 2012)

2.3.1.4. Ángulo de incidencia

El ángulo de incidencia del ala es el ángulo de inclinación del ala con respecto al fuselaje. Este ángulo es seleccionado de tal forma que cuando el ala se encuentra en el ángulo de ataque correcto para las condiciones de diseño

seleccionadas, el fuselaje se ubica en el ángulo de ataque para resistencia mínima. (Raymer et al., 1999)

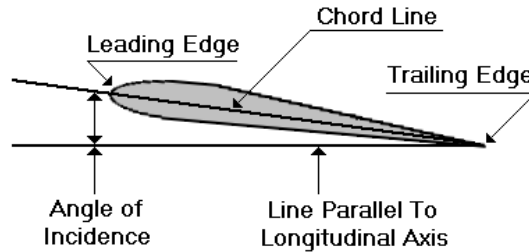


Figura 24. Ángulo de incidencia.
Fuente: (Raymer et al., 1999)

2.3.1.5. Diedro

El diedro del ala es el ángulo del ala con respecto al horizonte visto desde el frente. El ángulo de diedro debe ser estimado en base a los datos históricos y posteriormente revisado tras el análisis del diseño. (Raymer et al., 1999)

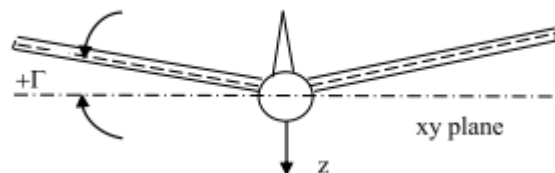


Figura 25. Diedro.
Fuente: (Sadraey, 2012)

2.3.1.6. Perfil Alar

En aerodinámica, el Número de Reynolds (Re), es una medida de cociente de las fuerzas de inercia y fuerzas viscosas y, por lo tanto, mide la importancia relativa las fuerzas para las condiciones dadas del flujo.

Una consideración en el diseño aerodinámico es mantener el flujo laminar sobre la mayor parte posible del perfil aerodinámico. El perfil alar es una forma plana que al deslizarse a través del aire, crea a su alrededor una repartición

de presiones que origina sustentación. En términos generales los perfiles constan de las siguientes partes:

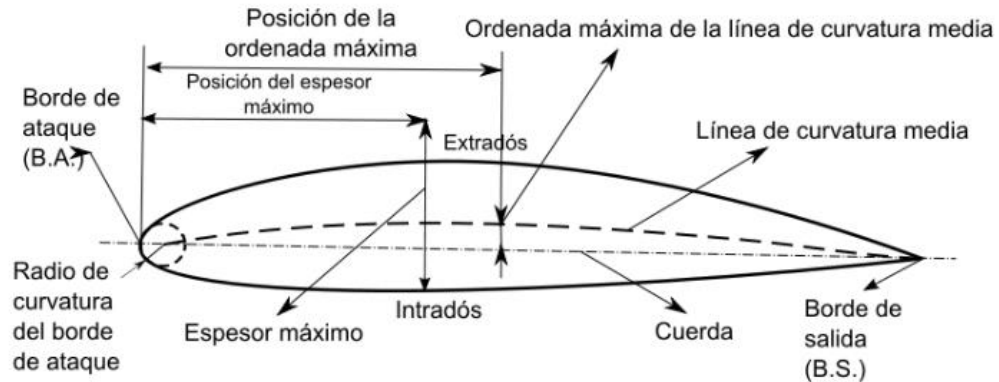


Figura 26. Partes del perfil alar.
Fuente: (Fernández-Peña Mollá, 2012)

- **Extradós:** Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida. En esta zona (en vuelo normal del avión) se forman bajas presiones y el aire es acelerado (Fernández-Peña Mollá, 2012).
- **Intradós:** Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida. En esta zona (en vuelo normal del avión) se forman sobrepresiones (Fernández-Peña Mollá, 2012).
- **Borde de ataque:** Aplicado en un perfil alar, es el punto en el que primeramente el aire toma contacto para que posteriormente el aire tome dos rumbos; parte del aire pasa por el extradós y la otra parte del aire pasa por el intradós (Fernández-Peña Mollá, 2012).
- **Borde de salida o de fuga:** Es el borde posterior del ala, es decir la línea que une la parte posterior de todos los perfiles del ala.
- **Esesor:** Distancia entre el extradós y el intradós.
- **Radio de curvatura del borde de ataque:** Define la forma del borde de ataque y es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media (Fernández-Peña Mollá, 2012).
- **Cuerda:** Es la línea recta imaginaria trazada entre los bordes de ataque y de salida de cada perfil (Fernández-Peña Mollá, 2012).

- *Curvatura:* (Desde el borde de ataque al borde de salida). Curvatura superior se refiere a la de la superficie superior (extradós); inferior a la de la superficie inferior (intradós), y curvatura media a la equidistante a ambas superficies.(Fernández-Peña Mollá, 2012).

Existe una gran variedad de perfiles alares que fueron desarrollados en su mayoría de manera empírica. En los años 1930, NACA desarrolló una familia de perfiles alares definidos matemáticamente.(Raymer et al., 1999)





Tabla 5.
Características perfiles NACA

Serie NACA	Sustentación	Resistencia	Ventajas	Desventajas
Cuatro cifras	Baja	Alta	Amplio rango de velocidades, bajo efecto por rugosidad, movimiento de centro de presiones pequeño	Momento de cabeceo alto
Cinco cifras	Baja	Alta	Momento de cabeceo bajo	Características de entrada en pérdida pobre
Serie 1	Relativamente baja	Baja a altas velocidades	No presenta picos de baja presión	Sustentación relativamente baja
Serie 6	Alta	Razonable	Óptimo para altas velocidades	Alta resistencia fuera de rango, alto momento de cabeceo, sensible a rugosidad
Serie 7	Media - baja	Baja	Bajos coeficientes de momento de cabeceo	Características de entrada en pérdida pobre, sensible a la rugosidad
Serie 8	Desconocidas	Desconocidas	Velocidades supercríticas	Desconocidas

Fuente: (Sadraey, 2012)

Tabla 6.

Perfiles alares convencionales

Curvatura	Fuerza	Velocidad	Sección alar	Ilustración
Baja	Bajo arrastre	Alta	Delgada	
Profunda	Alta sustentación	Baja	Gruesa	
Profunda	Alta sustentación	Baja	Delgada	
Profunda	Baja sustentación Alto arrastre	Baja	Borde de arrastre reflejado	

Fuente: (Raymer et al., 1999)

2.3.1.7. Geometría del ala

La geometría de un perfil alar se caracteriza por las coordenadas de las superficies, superior e inferior.

Tabla 7.

Configuración alar por forma en planta

CONFIGURACIÓN ALAR POR FORMA EN PLANTA	VENTAJAS	DESVENTAJAS
RECTA	Ideal para vuelos cortos Alta sustentación a baja velocidad y adecuada estabilidad Su resistencia al avance es elevada Mantiene un peso innecesario en la zona de punta de ala Mayor rigidez	Para bajas velocidades
TRAPEZOIDAL	Mayor velocidad, mejor maniobrabilidad de la aeronave Posee una distribución más adecuada de la sustentación sobre la superficie alar	Mal comportamiento durante la pérdida de sustentación
ELÍPTICA	La distribución de sustentación elíptica es la que da una resistencia inducida menor	Falta de efectividad de los alerones en las proximidades de la

Continua 

	Tienen mucha maniobrabilidad y buena sustentación a bajas velocidades.	pérdida y que esta se produce sin previo aviso.
DELTA	El borde de ataque permanece tras la onda de choque generada por el morro del avión (cuando vuela a velocidad supersónica) Se reduce enormemente la resistencia aerodinámica y aumenta la maniobrabilidad Dispone de mayor volumen interno para almacenar combustible u otras cosas	Presentan problemas de estabilidad en vuelo supersónico con tendencia a picar el avión, al retrasarse el centro de presiones Peligro al volar a bajas velocidad y su alta resistencia a baja altura.
EN FLECHA	Mayor velocidad y tiene menor resistencia al avance	A baja velocidad, su inestabilidad aumenta en función de la disminución del ángulo de la flecha

Fuente: (Sadraey, 2012)

2.3.2. Superficie de Cola

2.3.2.1. Cola baja

Los estabilizadores horizontal y vertical se unen estructuralmente de forma separada e independiente.

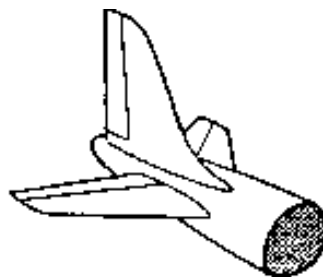


Figura 27. Cola Baja.
Fuente: (Borrell, 2016)

2.3.2.2. Cola en T

Demanda un refuerzo estructural del estabilizador vertical. Evita que la estela de ala incida sobre el estabilizador horizontal e incrementa el control de la aeronave a velocidades bajas.

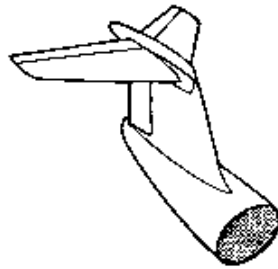


Figura 28. Cola en T.
Fuente:(Borrell, 2016)

2.3.2.3. Cola cruciforme

Admite un refuerzo menor del estabilizador vertical. Mantiene el estabilizador horizontal lejos de los motores.

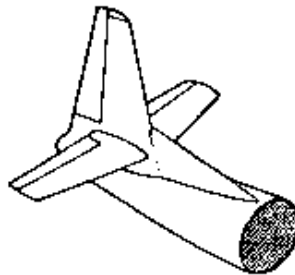


Figura 29. Cola cruciforme.
Fuente:(Borrell, 2016)

2.3.2.4. Cola vertical doble

Utilizado en aviones de combate por su maniobrabilidad, y en aviones destinados a operar en porta-aviones.

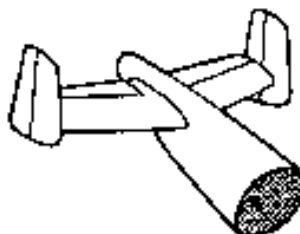


Figura 30. Cola vertical doble.
Fuente: (Borrell, 2016)

2.4. Autopiloto

Un autopiloto es un sistema que se utiliza para guiar de manera automática un vehículo sin la asistencia de un operador humano (Figueiredo, 2014).

Actualmente, los sistemas autopiloto utilizan software computacional para el control del equipo y sistemas GPS para determinar la posición. Combinando dichos sistemas, se pueden realizar tareas o misiones más complejas, tales como seguimiento de objetivos o despegue y aterrizaje automático.

Uno de los autopilotos más emblemáticos corresponde al vehículo autónomo de Google, que posee un costoso y complejo sistema de control. El objetivo primordial de estos sistemas es la evasión de obstáculos en diferentes entornos, además de seguir las trayectorias trazadas.

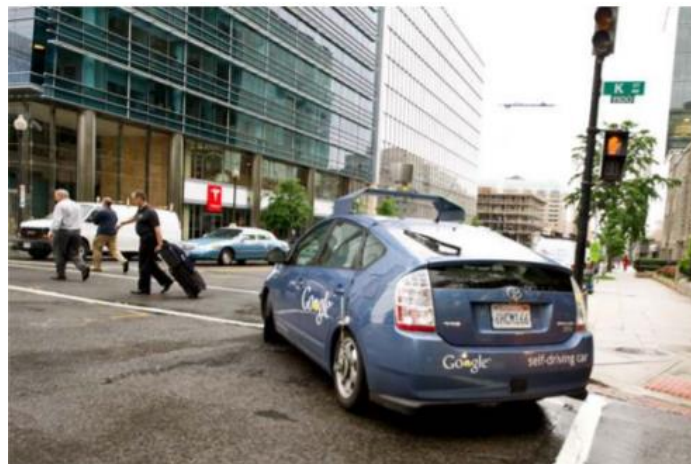


Figura 31. Vehículo autónomo de Google.
Fuente: (Figueiredo, 2014)

El autopiloto de un UAV debe ser capaz de guiar la aeronave entre distintos puntos. El sistema de control de vuelo se comunica con la estación en tierra a través de telemetría, además de recibir la señal GPS para una constante actualización de datos de posición y enviar las entradas de control para los motores del UAV.

Un sistema de autopiloto para UAV es un sistema de control de lazo cerrado que consta de dos partes: el controlador y el observador de estado

(Chao, Cao, & Chen, 2010). El observador de estado es un sistema de medición inercial que incluye sensores giroscópicos, acelerómetro y sensores magnéticos. Las mediciones del sensor y datos del GPS pasan por un filtro que genera estimaciones de la posición actual del vehículo, que posteriormente, a través de la estrategia de control usada, enviará las señales de entrada al controlador. En la figura 32 se indica la estructura funcional de un autopiloto para UAV.

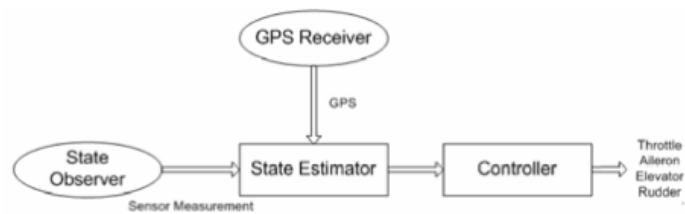


Figura 32. Estructura funcional de autopiloto de UAV.
Fuente: (Chao et al., 2010)

2.4.1. Autopilotos en el mercado

2.4.1.1. UAV Navigation VECTOR

VECTOR es una unidad de control de vuelo diseñada para drones y UAVs de gama alta, desarrollados por *UAV Navigation*. Es capaz de realizar despegue, aterrizaje y plan de vuelo automático. Puede controlar varios tipos de UAVs, desde UAVs tácticas de ala fija, drones subsónicos de alto nivel, helicópteros y plataformas multi rotor. En su núcleo se encuentra una unidad POLAR AHRS/INS que combina los sensores AHRS (Actitud de cabeceo y sistema de referencia), IMU (Unidad de medición inercial), INS (Sistema de navegación Inercial), ADS (Sistema de datos aéreos) y GPS (Geo posicionamiento global).



Figura 33. UAV Navigation VECTOR.
Fuente: (Figueiredo, 2014)

2.4.1.2. Micropilot MP2x28 Series

Micropilot ofrece una serie de autopilotos de gama media para drones de ala rotatoria pequeños y UAVs de ala fija. La principal ventaja de este autopiloto es su tamaño reducido y peso. Cuenta con GPS, giroscopio y acelerómetro de 3 ejes, altímetro y sensor de velocidad de presión que le permiten realizar operaciones de vuelo a altitud y velocidad constante, así como navegación entre puntos. Soporta despegue y aterrizaje autónomo, así como lanzamiento manual.



Figura 34. Micropiloto MP2028.
Fuente: (Figueiredo, 2014)

2.4.1.3. Ardupilot APM 2.6

El autopiloto APM 2.6 es un sistema Open Source basado en una plataforma Arduino, que puede ser usado en drones de ala fija y ala rotatoria. Consta de un procesador principal y una unidad de medición inercial (IMU), además de 4 puertos seriales, GPS, telemetría inalámbrica y conexión para compás externo.

Entre sus capacidades se encuentran, despegue y aterrizaje autónomo, navegación entre puntos, telemetría y sistema de regreso a punto de lanzamiento cuando la señal de radio se pierde.

Se puede utilizar con una aplicación de control en tierra como Mission Planner, a través de la cual se puede calibrar y configurar el autopiloto para almacenar misiones y obtención de datos en tiempo real.



Figura 35. Ardupilot APM 2.6.
Fuente: (Figueiredo, 2014)

2.4.1.4. 3DR Pixhawk

3D Robotics (3DR) desarrolló un autopiloto open source (OSS) de altas prestaciones llamado PIXHAWK, disponible para sistemas de ala fija, multi rotor, helicópteros, botes, y en general, plataformas robóticas móviles. Combina la funcionalidad de una unidad de manejo de vuelo (PX4FMU) y un módulo de entradas/salidas (PX4IO). Entre sus sensores se encuentran giroscopio de 16 bits, acelerómetro/magnetómetro de 14 bits y barómetro.



Figura 36. Autopiloto Pixhawk
Fuente: (Figueiredo, 2014)

La tabla 8 muestra una comparativa entre las características técnicas de los autopilotos considerados, tales como sensores, peso, consumo energético, etc.

Tabla 8.
Comparación de autopilotos

Autopiloto	Consumo energético (W)	Sensores	Navegación	CPU	Sistema operativo	Costo (USD)	Peso (g)
VECTOR	2.5	AHRS/IMU/INS /ADS/Magnetómetro	GNSS/GPS/GLONASS/DGPS	DUAL 850 MIPS	Windows	10000	180
MP2028	0.91	Sensor de velocidad/ Altimetro / Giroscopio / Acelerómetro	GPS/DGPS	3 MIPS	Windows	1500-8000	28
APM 2.6	0.5	Giroscopio/Acelerómetro/Altimetro/Magnetómetro/Barómetro	GPS	32 MIPS	Windows/Linux/Mac	40	31
Pixhawk	1.5	Giroscopio/acelerómetro/barómetro/magnetómetro	GPS	252 MIPS/168 MHz Cortex M4F	Windows/Linux/Mac	110	38

La selección del autopiloto se realiza en el capítulo 3, sección 3.2.7.

2.5. Fuentes de energía para UAV

Los UAV se equipan con diferentes tipos de fuentes de energía. La forma más popular de equipar energéticamente a un UAV son las baterías, que pueden estar compuestas por una o más celdas en un arreglo en serie o paralelo. Cada celda en una batería de Li-Ion o Li-Po posee un voltaje entre 3.2 V y 3.7 V. (Krawczyk, Mazur, Tomasz, & Stokłosa, 2014)

Las baterías están limitadas a una relación energía/peso de 150-200 Wh/kg, por lo que son considerablemente pesadas.

Los retos más importantes en el campo de las baterías son: mejorar la energía específica y potencia, extender la vida útil de la batería y ciclos de uso más eficientes. (Krawczyk et al., 2014)

Para la selección correcta de una batería se debe considerar sus características, descritas con los siguientes términos:

- Celda: Es un dispositivo electro químicos capaz de proveer energía basado en una reacción química interna.
- Resistencia serie equivalente (ESR): Resistencia interna de una celda que limita la corriente de pico que puede transportar.
- Capacidad en Amperios-hora (Ah): Cantidad de corriente que la batería puede manejar durante una hora antes que el voltaje de la batería llegue al voltaje de corte.
- Tasa de descarga C: Valor de corriente (A) que es numéricamente igual a la capacidad de la celda en amperios-hora (Ah).
- Voltaje de medio punto (MPV): Voltaje nominal de la celda medido cuando la batería posee el 50% de la carga total.
- Energía específica: Es una medida de cuánta energía una batería contiene en comparación con su peso.
- Densidad energética: Medida de cuánta energía posee una batería en comparación a su volumen (Simpson, 2011).

2.5.1. Baterías de Litio Polímero (Li-Po)

Consiste en un paquete plano con un separador de polímero, altas tasas de descarga y baja densidad de energía. Las baterías LiPo usa la química de las baterías de Li Ion, sin embargo, los separadores de polímero reducen la capacidad pero permiten más altas tasas de descarga (Krawczyk et al., 2014). Su vida útil consta de 600 ciclos de descarga.



Figura 37. Baterías Li-Po.
Fuente: (Adafruit, 2014)

2.5.2. Baterías de Litio Ion (Li-Ion)

Las baterías de Li-Ion tienen una alta densidad de energía, sin embargo, poseen una tasa de descarga baja. Otra ventaja es su operación por más de 1000 ciclos de carga. Las baterías de Li-Ion son vulnerables a corto circuitos y sobrecargas (Krawczyk et al., 2014). Cuando una batería de Li-Ion se cortocircuita, se crean altos flujos de electricidad y la temperatura de la batería aumenta a cientos de grados en segundos, calentándose las celdas contiguas y resultando en una reacción de combustión de la batería.



Figura 38. Baterías Li-Ion.
Fuente: (Adafruit, 2014)

La tabla 9 muestra una comparativa entre los distintos tipos de baterías existentes en el mercado que pueden ser aplicables para un UAV de mini escala.

Tabla 9.
Comparación de tipos de baterías

Batería	Densidad energética (Wh/L)	Voltaje / celda (V)	Capacidad/celda (Ah)	Energía específica (Wh/kg)	Tasa de descarga continua (C)	Ciclos de descarga	Costo	Comentario
Ni-MH	140-300	1.2	0.8-2.9	100	0.5-2	500-2000	Bajo	Efecto memoria
Ni-Cd	50-150	1.2	< 3	40-60	1-3	2000	Bajo	Efecto memoria
LiCoO ₂	400	3.7	< 3	200	25	400	Alto	-
LiFePO ₄	220	3.2	1-20	90-110	30	2000-7000	Alto	No tóxica
LiPo	300	3.7	< 8	130-200	60	1000	Medio	Inflamable
Li Ion	200-500	3.7	< 4	75-200	2-6	400-1200	Medio - Alto	Inflamable

El análisis de corriente consumida y selección de batería se realiza en el capítulo 3, sección 3.2.6.

2.6. Resumen

En este capítulo se aborda los temas relacionados con los vehículos aéreos no tripulados (UAV) mostrando clasificaciones formales e informales que permiten identificar los distintos tipos de aeronaves. De igual forma se describe las características de UAV tanto de ala fija como rotatoria. Se indica también contenido relacionado a la configuración general de una aeronave, mostrando las características tanto del ala como de las superficies de cola, denotando su importancia para la implementación de características aerodinámicas en el diseño del proyecto. Se realiza también una clasificación de los distintos tipos de autopilotos y sus características. Además, se muestra una breve descripción de las fuentes de alimentación comunes para UAV, indicando sus ventajas y desventajas. Estos aspectos se considerarán como base para el desarrollo del prototipo.

Capítulo 3

Metodología y Diseño

En el presente capítulo se evidencia el desarrollo del diseño del prototipo. Se inicia con el diseño aerodinámico a través de: la selección del perfil alar más óptimo para nuestros requerimientos, las características de la geometría del ala, el diseño CAD del empenaje, fuselaje y ala. En cuanto al diseño electrónico se incluye el dimensionamiento de motores, baterías, controladores de velocidad (ESC) y dispositivos de comunicación. Para el control, se realiza la configuración de los parámetros del controlador a través de software libre.

3.1. Metodología de Diseño

La metodología a seguir para el presente proyecto es el método en V, ya que este modelo permite un entendimiento simplificado de los procesos complejos asociados con el desarrollo de sistemas para el análisis de ciclo de vida y gestión del proyecto. Este modelo proporciona, además, asistencia concreta sobre la implementación de una actividad y sus fases de trabajo (Gausemeier & Moehringer, 2003).

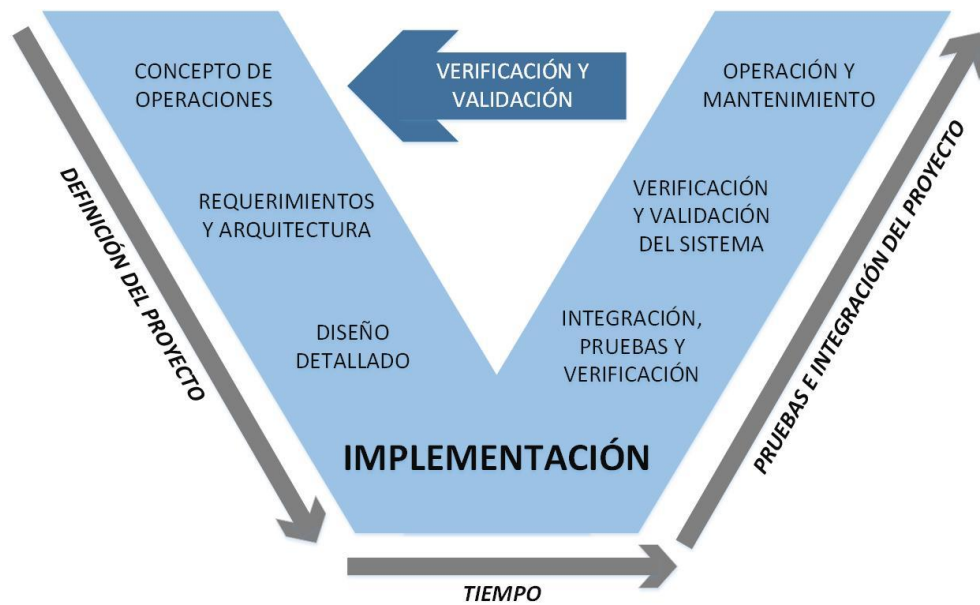


Figura 39. Metodología en V.
Fuente: (Gausemeier & Moehringer, 2003)

El prototipo a desarrollarse pretende combinar las plataformas de vehículos aéreos no tripulados multi rotor de ala rotatoria y de ala fija, con el fin de obtener las ventajas de cada sistema, versatilidad de vuelo en el caso del sistema multi rotor y autonomía de vuelo en el caso de las aeronaves de ala fija.

Se busca implementar un sistema que posea despegue y aterrizaje vertical de los vehículos de ala rotatoria, además de aprovechar la fuerza de sustentación que se genera por el ala de un prototipo de ala fija.

3.1.1. Corriente de especificación

3.1.1.1. Conceptos de Operaciones

El prototipo consta de una unidad de radio control de envío – recepción, el hardware de autopiloto y la estructura del UAV. Desde la unidad de radio control se envía la señal que inicia el despegue de la estructura, al igual que la modificación de altura o posición, en donde el sistema de autopiloto se encargará de enviar la señal de control a los reguladores de velocidad, conectados a los cuatro rotores móviles. El sistema ofrece la localización del UAV mediante GPS, además de los datos inerciales proporcionados por la IMU in-

terna. Durante el vuelo, el autopiloto combina el sistema de control del cuadricóptero y el planeo generado por la estructura aerodinámica del UAV, procurando no producir cambios en la altitud a la que se encuentra la aeronave.

3.1.1.2. Requerimientos y arquitectura

La arquitectura bajo la que se trabaja es jerárquica entre el autopiloto como central activa, recibiendo la señal de radio control desde la base, para ejecutar los comandos respectivos para los módulos reguladores de velocidad y los rotores. La estructura de UAV de ala fija está conformada por el fuselaje, la unidad de control, las alas y los brazos de soporte para los rotores.

3.1.1.3. Diseño detallado

El diseño del UAV consta de cuatro categorías principales, en las que se enmarcarán los componentes que forman parte del prototipo:

- *Componentes mecánicos:*

Constará de varias etapas: diseño del perfil aerodinámico, diseño de la estructura del fuselaje y empenaje, diseño de la estructura de acople entre brazos de los motores y ala y diseño de la estructura de soporte del rotor. Para la implementación se debe utilizar materiales resistentes y livianos; los materiales indicados para este tipo de estructuras son PLA, balsa, fibra de carbono y fibra de vidrio. Adicionalmente se utiliza poliuretano de alta densidad o recubrimiento de monokote.

- *Componentes electrónicos/eléctricos:*

Para la selección de los dispositivos electrónicos hay que tomar en cuenta el tipo de controlador (autopiloto), el sistema de radio control, el dimensionamiento de los rotores así como su respectivo ESC, los sensores externos y el sistema de radio telemetría. Cada componente se seleccionará en función ciertas características físicas, tensión máxima, capacidad, peso y tensión nominal.

- *Componentes del sistema de control:*

El control de la aeronave se realiza por medio de un autopiloto y un sistema de radio control. El envío de señales permite regular la velocidad de los rotores y controlar el vuelo del UAV.

- *Software y hardware para implementación, análisis y simulación:*

Se usan diversos software de diseño mecánico, así como también software de simulación de vuelo y programación para controladoras autopiloto OpenSource.

3.1.2. Corriente de pruebas

3.1.2.1. Integración de partes, prueba y verificación

Los sistemas de cuadricóptero y ala fija están implementados como un solo conjunto, permitiendo realizar pruebas de vuelo básicas.

3.1.2.2. Verificación y validación del sistema en conjunto

Se realiza pruebas de estabilidad durante el despegue y durante el vuelo, verificando el comportamiento del conjunto, y de ser necesario, realizar un reajuste de variables.

3.1.2.3. Mantenimiento del sistema

El prototipo ha sido construido de manera modular, de tal forma que las alas y el fuselaje sean módulos distintos, al igual que una caja que contiene los elementos electrónicos encargados del control.

3.1.3. Corriente de desarrollo

3.1.3.1. Implementación

Posterior al análisis y desarrollo del concepto, se probará el sistema en un simulador de vuelos; en caso de obtener resultados positivos, se procederá con la implementación de las partes físicamente.

3.2. Diseño


3.2.1. Selección del perfil alar

El prototipo tiene las siguientes características y requerimientos:

- Velocidad de vuelo subsónica
- Alta sustentación
- Bajo arrastre

Tabla 10.

Perfil alar convencional

Curva	Fuerza	Velocidad	Sección Alar	Ilustración
Profunda	Alta sustentación	Baja	Delgada	

Fuente: (Sadraey, 2012)

En caso de necesitar seleccionar un perfil alar adecuado de secciones previamente diseñadas y publicadas, dos recursos de perfiles alares confiables son Eppler y NACA (Sadraey, 2012).

En función de nuestros requerimientos, la bibliografía sugiere el perfil alar Eppler 395, sin embargo, considerando la experiencia de expertos en aerodinámica, se decidió un perfil alar similar más actual, FX63-120, perfil que se presenta en la Figura 40.

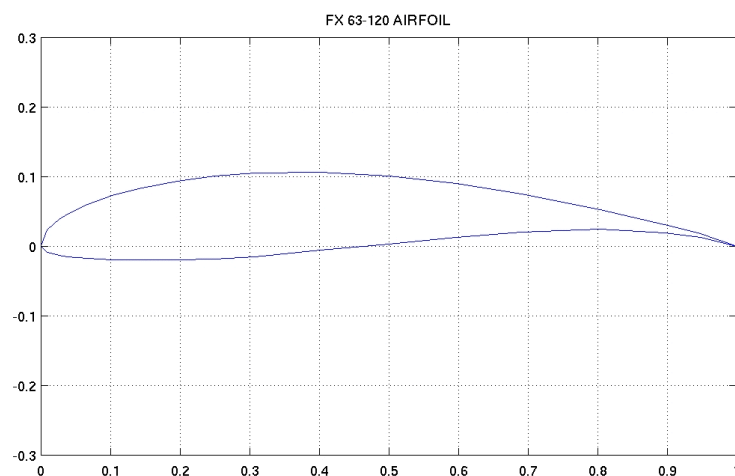


Figura 40. Perfil alar FX63-120.

Las características geométricas del perfil alar son:

- Espesor máximo 12% al 30.8% de la cuerda
- Máxima curvatura 5.2% al 50% de la cuerda

3.2.2. Geometría del ala

3.2.2.1. Forma

En la Tabla 11 se indican ventajas y desventajas de la forma del ala.

Tabla 11.

Ventajas y desventajas de la forma de ala

Configuración del ala según la forma	Ventajas	Desventajas
Recta	Vuelos cortos Alta sustentación a bajas velocidades y estabilidad Alta resistencia de arrastre	Baja velocidad

Fuente: (Sadraey, 2012)

La forma de ala seleccionada es recta por su alta sustentación, mayor estabilidad y es ideal para vuelos cortos a baja velocidad. La Figura 41 muestra la configuración seleccionada.

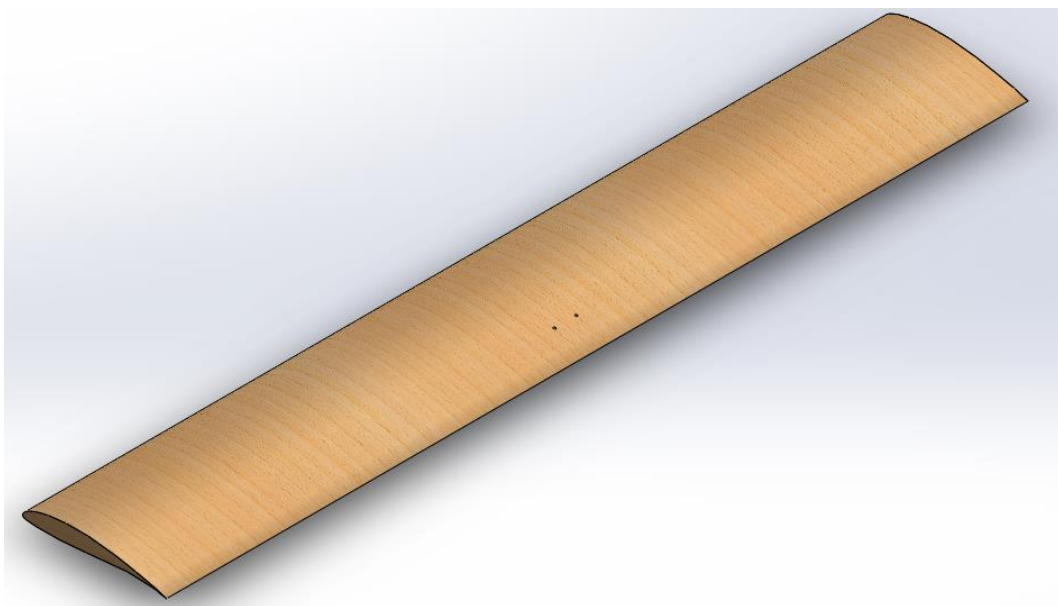


Figura 41. Forma recta (configuración del ala)

3.2.2.2. Localización vertical del ala

La localización del ala influye directamente el diseño de los demás componentes de la aeronave, incluyendo el diseño de la cola y el centro de gravedad. La tabla 12 describe las ventajas y desventajas de la localización vertical del ala.

Tabla 12.

Ventajas y desventajas de la localización vertical del ala

Localización	Ventajas	Desventajas
Ala Alta	<p>Incrementa el efecto del diedro.</p> <p>Mejor estabilidad.</p> <p>Fácil instalación en estructura.</p> <p>Sustentación más eficiente.</p>	<p>Mayor arrastre inducido debido a su alto coeficiente de sustentación</p>

Fuente: (Sadraey, 2012)

Se decide utilizar la localización de ala alta debido a sus ventajas que afectan al comportamiento de la aeronave.

3.2.2.3. Dimensionamiento del ala

Existen varios gráficos que ilustran las características de un perfil alar. Éstas son mayormente las variaciones no dimensionales de la sustentación, arrastre y momento de cabeceo relativo al ángulo de ataque. En las Figuras 42, 43 y 44 se indican las gráficas correspondientes al perfil alar FX63-120.

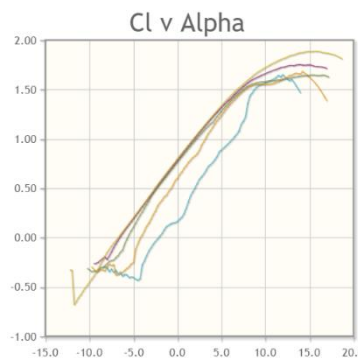


Figura 42. Gráfica Cl vs Alpha (α)

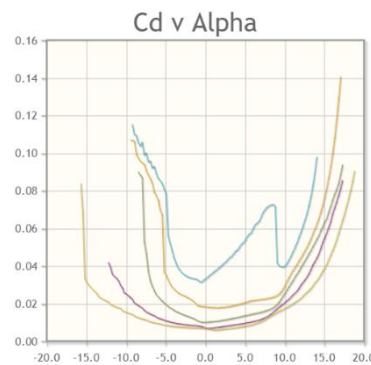


Figura 43. Gráfica Cd vs Alpha (α)

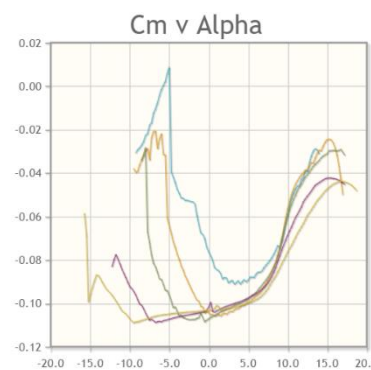


Figura 44. Gráfica Cm vs Alpha (α)

Donde:

- C_l = Coeficiente de sustentación (Lift coefficient), que indica la fuerza sobre el perímetro del perfil perpendicular al viento relativo.
- C_d = Coeficiente de resistencia (Drag coefficient), indicativo de la fuerza paralela al flujo.
- C_m = Coeficiente de momento (Torque coefficient), indicativo del momento de fuerza al respecto de un polo.
- Alpha = Ángulo de ataque (Attack angle)

Sobre el estudio de las fuerzas de sustentación, arrastre y momento de cabeceo se obtienen los siguientes resultados teóricos:

Para un ángulo de ataque $\alpha=7^\circ$ los valores de los coeficientes según las gráficas corresponden a:

$$C_l = 1.38$$

$$C_D = 0.13$$

$$C_M = -0.09$$

La densidad del fluido a nivel del mar es 1.29kg/m³ a nivel del mar, temperatura de 10°C, humedad relativa de 94%, presión atmosférica de 703.14hPa y velocidad relativa de 45km/h.

La sustentación, arrastre y momento de cabeceo se calculan con las siguientes ecuaciones:

$$L = C_L \cdot q \cdot S \quad (1)$$

$$D = C_D \cdot q \cdot S \quad (2)$$

$$M = C_M \cdot q \cdot S \cdot c \quad (3)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \quad (4)$$

$$\rho = \rho_0 \cdot \frac{T_0}{T} \cdot \frac{p}{p_0} \quad (5)$$

Donde:

- ρ = densidad del fluido en el que se está volando. Para el aire, este valor es 1.293 kg/m³ a nivel del mar
- q = presión dinámica. Depende de la densidad del fluido y la velocidad del mismo.

Donde se obtiene un valor de densidad de flujo: $\rho = 0.86558228 \frac{kg}{m^3}$.

Posteriormente se halla el valor de la presión dinámica, calculada con la densidad del fluido y la velocidad relativa de la aeronave (v)

$$q = 67.62 \frac{kg}{m \cdot s^2}$$

3.2.2.4. Razón de aspecto

Aspect Ratio (AR) se define como una relación entre la envergadura del ala (b) y la Cuerda Aerodinámica Normal del ala (C).

Para un equilibrio adecuado entre la longitud de envergadura y la cuerda del ala, es necesario considerar un valor medio entre 6 y 7, ya que un valor

demasiado alto de AR aumenta la sustentación, sin embargo, afecta al peso del ala considerando el largo y el espesor del perfil.

$$AR = \frac{b}{C} \quad (6)$$

Donde:

b= envergadura del ala (m).

C= Cuerda del perfil alar (m).

En el diseño propuesto se eligió un AR=6 y una cuerda aerodinámica normal = 200mm. El resultado es una envergadura de ala: $b = 1200 \text{ mm}$.

3.2.2.5. Superficie Alar

Para el cálculo de la Superficie Alar, se considera la cuerda del perfil FX63-120, además de la envergadura del ala, mostrada en la figura 45:

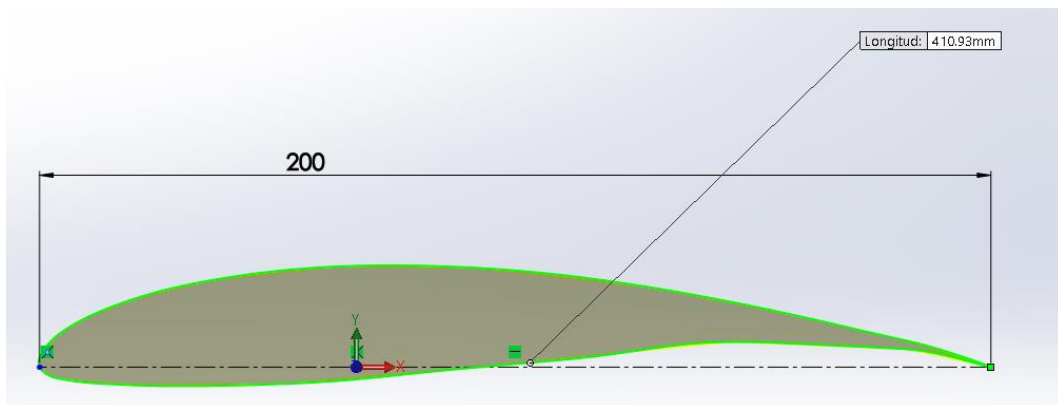


Figura 45. Longitud de cuerda del perfil alar FX63-120

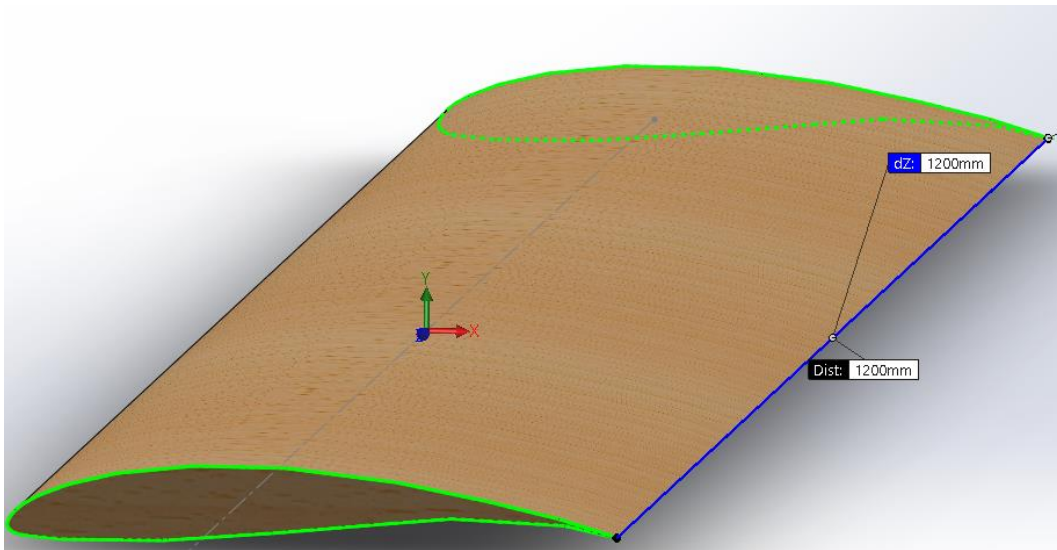


Figura 46. Envergadura del ala

Para el cálculo de la Superficie alar, se toma en cuenta la Ecuación 7.

$$S = b \cdot C \quad (7)$$

Obteniendo como resultado: $S = 0.24 \text{ m}^2$.

Lo que nos permite calcular las fuerzas:

$$L = 17.11 \text{ N}$$

$$D = 2.11 \text{ N}$$

$$M = -1.46 \text{ Nm}$$

3.2.2.6. Incidencia del ala

El ángulo de incidencia alar debe ser un ángulo relativo que considere el ángulo de inclinación del multi rotor para alcanzar la velocidad de entrada en pérdida, y el ángulo de ataque del ala con respecto a la dirección del flujo de aire.

Se eligió un ángulo de incidencia alar de 20° considerando dos aspectos: la fuerza de sustentación requerida para levantar el prototipo de 2kg, que se alcanza en la velocidad de entrada en pérdida de 12.5 m/s, además de la

velocidad generada por la rotación de los motores y el ángulo de inclinación. En la Figura 47 se indica el ángulo de incidencia del ala en el modelo CAD.

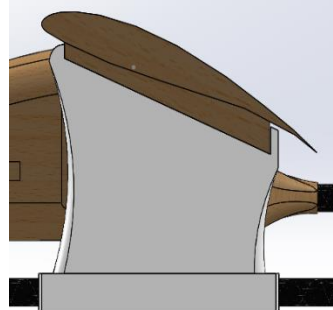


Figura 47. Ángulo de incidencia del ala con respecto al fuselaje

3.2.2.7. Diedro

El prototipo tiene 2° de ángulo de diedro debido a la necesidad de mejorar la estabilidad lateral de la aeronave. Esta característica es importante cuando el prototipo se encuentra en el aire y la velocidad del motor disminuye, reduciendo la estabilidad lateral ofrecida por el controlador.

3.2.3. Diseño del empenaje

La configuración del empenaje depende directamente de la disposición del estabilizador horizontal y vertical. Para la selección del tipo de cola se consideran las aplicaciones, ventajas y desventajas, indicadas en la tabla 13, previamente identificadas en la sección 2.3.2.

Tabla 13.

Características de configuraciones de empenaje

Tipo de cola	Descripción	Ventajas	Desventajas	Aplicaciones
Convencional	De uso generalizado	Adecuada estabilidad y control	-	Aviones comerciales
En T	Superficies horizontales del empenaje en parte superior del est. vertical	Estabilizador vertical más pequeño, más eficiente, reduce fatiga en estructura	Más pesada, requiere refuerzo en est. vertical	Aviones con motores traseros y de largo alcance

Continua 

Cruciforme	Híbrido entre la cola convencional y en T	Alto estabilidad y control, más eficiente, reduce fatiga en estructura, más liviana	-	Aviones militares, regionales, turbohélice y ejecutivos
En V	Reemplaza superficies de estabilizadores por dos superficies en forma de V	Arrastre de interferencia reducido	Mayor peso y mayor tamaño	Avionetas
En Y	Similar a la cola en V, con superficie inferior	Arrastre de interferencia reducido	Mayor peso y mayor tamaño	Aviones de entrenamiento

Se selecciona una cola cruciforme por las ventajas brindadas por la configuración convencional y de la forma en T, que ofrecen alta estabilidad y control, y ligereza. Se elige, además, esta configuración por el ángulo de incidencia necesario en el estabilizador horizontal para mantener el empenaje paralelo a la cuerda del ala.

3.2.3.1. Estabilizador Horizontal

Para el dimensionamiento del estabilizador horizontal, la relación entre la Superficie alar y la Superficie del estabilizador debe ser un valor entre 20% y 23% (Sadraey, 2012). Para un valor de 21.5% los resultados obtenidos son:

$$\frac{S_h}{S_w} = 0.215 \quad (8)$$

La superficie de estabilizador horizontal (S_h) es 0.0516 m².

La relación entre el alargamiento del estabilizador y la envergadura del ala debe acercarse al 30%.

$$\frac{l_h}{l_w} = 0.3 \quad (9)$$

La longitud del estabilizador horizontal es 0.36m.

3.2.3.2. Estabilizador Vertical

La relación entre el área del estabilizador horizontal y estabilizador vertical para una cola en forma de T es 1. Para el resto de configuraciones debe ser un valor entre 1.5 y 2 (Raymer et al., 1999).

$$S_v = 0.0278 \text{ m}^2$$

En la Figura 48 se muestra el ensamblaje de la cola del prototipo.



Figura 48. Empenaje cruciforme conformado por estabilizador horizontal y vertical

3.2.4. Velocidad de entrada en pérdida

La velocidad de entrada en pérdida es la mínima velocidad requerida por la aeronave para levantarla.

$$\text{Velocidad stall (mph)} = 4.73 \cdot (\text{Constante tipo de costilla}) \cdot \sqrt{\text{Carga alar (oz)}} \quad (10)$$

Constantes tipo de costilla:

- 1 = Costilla Clark
- 1.05 = Costilla acrobática
- 1.17 = Costilla de velocidad

Para el cálculo de la Carga alar:

$$\text{Carga alar (oz)} = \frac{\text{Peso del avion (oz)}}{\text{Superficie de ala (ft}^2\text{)}} \quad (11)$$

El peso de la aeronave es 1.894kg (66.8 oz) y una superficie alar de 2. 58 ft². El valor de la carga alar es 25.89 oz/ ft².

A través de la ecuación 11 se obtiene la velocidad de entrada en pérdida igual a 24mph (38.6 km/h).

3.2.5. Selección de motores para multi rotor

De acuerdo al peso del sistema, se realiza el dimensionamiento de los motores y hélices que ofrezcan el empuje necesario para levantar la estructura mecánica y hardware a bordo. En la tabla 14 se muestra el peso total del sistema.

Tabla 14.

Descripción general del peso del sistema

Item	Elemento	Peso (g)
1	Estructura mecánica	825.5
2	Motores y hélices (aprox.)	500
3	Hardware s bordo	679
4	Carga (aprox.)	200
<i>Peso Total</i>		2204.5

Para los motores de un cuadricóptero se considera un factor de seguridad que permita volar a la aeronave a una velocidad considerable y permitir una recuperación en caso de pérdida repentina de empuje vertical.

$$F.S. = 2$$

$$\text{Empuje Total Requerido} = 4409 \text{ g}$$

El empuje necesario para cada motor debe ser de 1102.5 g. A través de diferentes proveedores, se encontró que los motores diseñados para cargas pesadas tienen bajos kV, usan hélices grandes y necesitan al menos baterías de tres celdas (3S). Por esta razón, el primer paso es seleccionar el número de celdas de las baterías: 4S.

La velocidad requerida es 24mph (10.73 m/s) en vuelo hacia adelante, por lo que es necesario calcular los kV de los motores.

$$kV = \frac{\text{Rotational speed (rpm)}}{\text{Voltage (V)}} \quad (12)$$

$$\text{Forward speed } \left(\frac{m}{s}\right) = \frac{1}{60} \cdot \text{Rotational speed (rpm)} * \text{Propeller step (m)} \quad (13)$$

$$\text{Recommended KV} = \frac{\text{Calculated KV}}{0.65} \quad (14)$$

En el Mercado, el paso medio de la hélice es 4in (0.1m). La velocidad rotacional requerida es 6438 rpm con una hélice de 4in de paso. Para un mejor desempeño de los motores, se recomienda que la velocidad deseada sea alcanzada al 65% de aceleración. Los kV calculados son 435 kV, y los recomendados son 670 kV.

Dependiendo de la disponibilidad en el mercado, se selecciona motores ARRIS 3508 700kV. Las hélices adecuadas según los datos del motor, baterías 4S y el empuje requerido son hélices de fibra de carbono 13in·4in. Las hélices seleccionadas son APC 1345 (13in·4.5in).



Figura 49. Motor ARRIS 3508 700kV

3.2.6. Selección de baterías

Los motores seleccionados definieron el número de celdas que debe tener la batería. Las baterías LiPo son utilizadas generalmente en sistemas para multi rotores debido a su alta tasa de descarga, pero ofrecen un limitado tiempo de vuelo. Para incrementar el tiempo de vuelo, el prototipo utiliza baterías Lilon de 4 celdas con una configuración serie (Cell NCR18650GA). Las baterías LiPo son usualmente preferidas en multi rotores por su alta tasa de

descarga, pero el motor ARRIS 3508 a 700KV necesita una corriente de 6A y 88.8W (según la hoja de datos) para un empuje de 800g. En la tabla 15 se detalla los valores de corriente de los elementos del sistema a bordo.

Tabla 15.
Consumo de corriente de elementos a bordo

Elemento	Cantidad	Corriente unitaria (A)	Corriente total (A)
Motores	4	6	24
Autopiloto + GPS	1	0.25	0.25
ESC	4	0.25	1
Telemetría	1	0.3	0.3
Receptor RC	1	0.25	0.25
PPM Encoder	1	0.2	0.2
Total			26

Considerando el peso y la potencia requeridos, se seleccionó las baterías TitanPower 4S 3.5AH Endurance con una tasa de descarga 2C-6C (7A-20A), ofrece una potencia de 80W a 260W, por tanto se utilizan dos baterías conectadas en configuración paralela.



Figura 50. Batería TitanPower 4S 3.5Ah Endurance

3.2.7. Selección del autopiloto

Se selecciona el autopiloto 3DR Pixhawk Mini debido a su compatibilidad con Windows y Linux además de ser un dispositivo Open Source programable de costo accesible con una alta velocidad de procesamiento. Las características técnicas se indican en la tabla 16.

Tabla 16.
Características técnicas de autopiloto Pixhawk Mini

Procesador	32 bit ARM Cortex M4 168MHz, 210DMIPS, 192+4 KB SRAM
Sistema Operativo abordo	NuttX Real Time Operating System (RTOS)
Sensores Inerciales	MPU9250 e ICM20608
Módulo GPS	uBlox M8N GPS/GLONASS/BeiDou, Sensitividad -167 dBm
Conectores	Micro JST
Módulo de salidas	8 PWM/Servo
Peso	15.8 g

Tiene una amplia gama de funciones tales como:

- Despegue y aterrizaje automáticos.
- Planificación de rutas de vuelo.
- Opciones de conectividad para periféricos adicionales.
- Soporte para baterías 4S con el módulo de poder.
- Entradas de alimentación redundante y conmutación automática.
- Es compatible y optimizado para el firmware de vuelo PX4.



Figura 51. 3DR Pixhawk Mini

3.2.7.1. Configuración del autopiloto

Para la configuración del autopiloto se utiliza el software QgroundControl v3.0.2, se inicia con la selección del tipo de aeronave que se va a volar, como se indica en la figura 52.

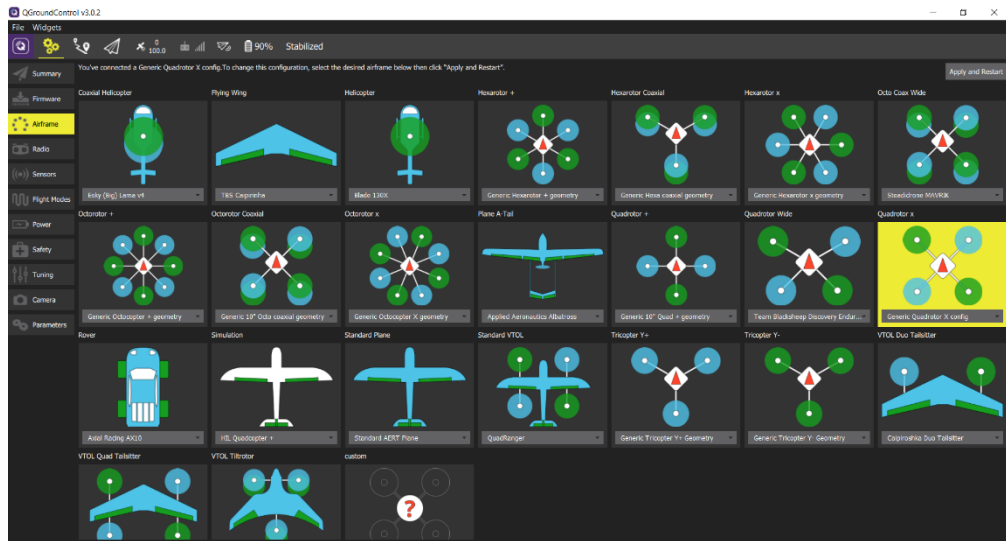


Figura 52. Selección del frame en el software QgroundControl

A continuación se configuran los sensores dispuestos en el autopiloto; giroscopio, acelerómetro, compás y nivel horizontal, según las instrucciones que se muestran en el software, como se observa en la figura 53.

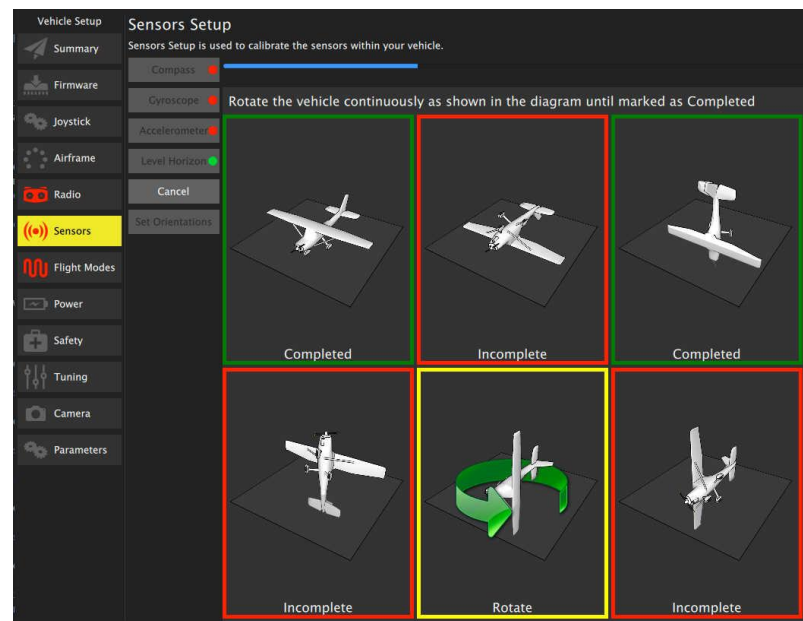


Figura 53. Configuración del giroscopio

La selección de modos de vuelo se realiza a través del canal 4 del transmisor radio control (RC) como se indica en la figura 54.

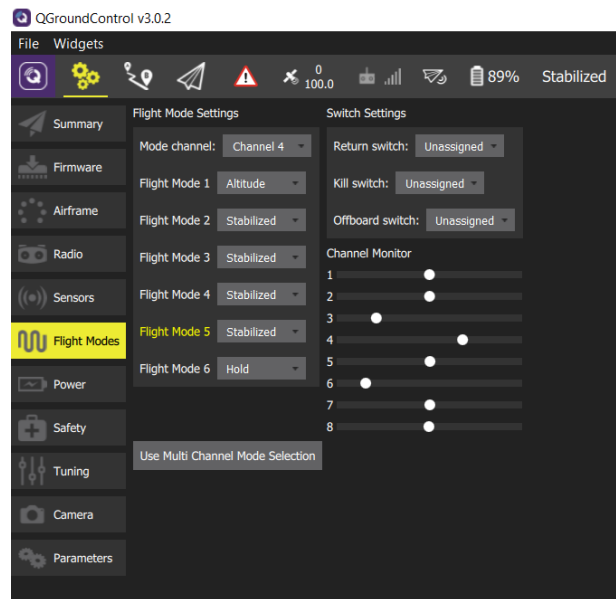


Figura 54. Selección de modos de vuelo.

En la pestaña “Power”, indicada en la figura 55, se configuran los parámetros de la batería. Según la hoja técnica de nuestra batería de Li-Ion, se modifica el voltaje de corte a 2.5 V/celda (normalmente 3.2 V/celda para baterías Li-Po). Los valores “Voltage divider” y “Amps per Volt” se refieren al ajuste de las estimaciones de voltaje y corriente en base a la información de los sensores internos, por lo que deben ser configurados con la medición del voltaje y corriente con carga.

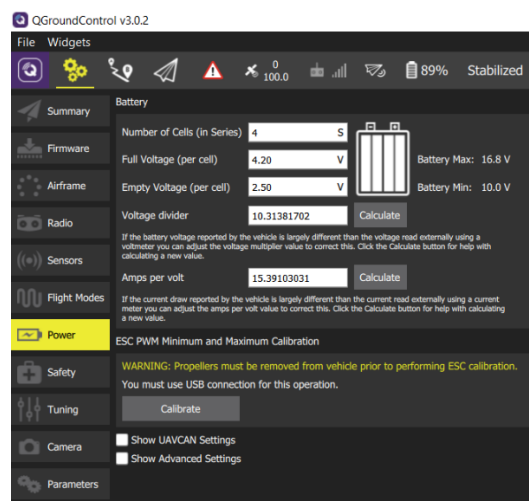


Figura 55. Configuraciones de energía en QgroundControl.

Para configurar la constante de tiempo para los movimientos de cabeceo y alabeo se accede a la pestaña “Parameters” y sección “Multicopter Attitude Control”, donde una constante de tiempo más alta reducirá la velocidad de respuesta del cuadricóptero. El menú y valores de constante de tiempo se muestran en la figura 56 y tabla 17 respectivamente.

Parameter Name	Value	Description
MC_ACRO_R_MAX	300.0 deg/s	max acro roll rate
MC_ACRO_Y_MAX	360.0 deg/s	Max acro yaw rate
MC_PITCHRATE_D	0.0030	Pitch rate D gain
MC_PITCHRATE_FF	0.0000	Pitch rate feedforward
MC_PITCHRATE_I	0.050	Pitch rate I gain
MC_PITCHRATE_MAX	220.0 deg/s	Max pitch rate
MC_PITCHRATE_P	0.150	Pitch rate P gain
MC_PITCH_P	6.500 1/s	Pitch P gain
MC_PITCH_TC	0.25 s	Pitch time constant
MC_RATT_TH	1.00	Threshold for Rattitude mode
MC_ROLLRATE_D	0.0030	Roll rate D gain
MC_ROLLRATE_FF	0.0000	Roll rate feedforward
MC_ROLLRATE_I	0.050	Roll rate I gain
MC_ROLLRATE_MAX	220.0 deg/s	Max roll rate
MC_ROLLRATE_P	0.150	Roll rate P gain
MC_ROLL_P	6.50	Roll P gain
MC_ROLL_TC	0.25 s	Roll time constant
MC_YAWRATE_D	0.00	Yaw rate D gain
MC_YAWRATE_FF	0.0000	Yaw rate feedforward
MC_YAWRATE_I	0.10	Yaw rate I gain
MC_YAWRATE_MAX	200.0 deg/s	Max yaw rate
MC_YAWRATE_P	0.20	Yaw rate P gain
MC_YAWRAUTO_MAX	45.0 deg/s	Max yaw rate in auto mode
MC_YAW_FF	0.50	Yaw feed forward
MC_YAW_P	2.80 1/s	Yaw P gain

Figura 56. Configuración de parámetros en QgroundControl

Tabla 17.

Valores de constante de tiempo para cabeceo y alabeo

Name	Description	Min	Max	Default
MC_PITCH_TC	Pitch time constant	0.15	0.25	0.2
MC_ROLL_TC	Roll time constant	0.15	0.25	0.2

Para la configuración del sistema de radio control, se accede a la pestaña “Radio” y se realiza la calibración de cada canal de comunicación. En la figura 57 se indica el menú de monitoreo de los canales.

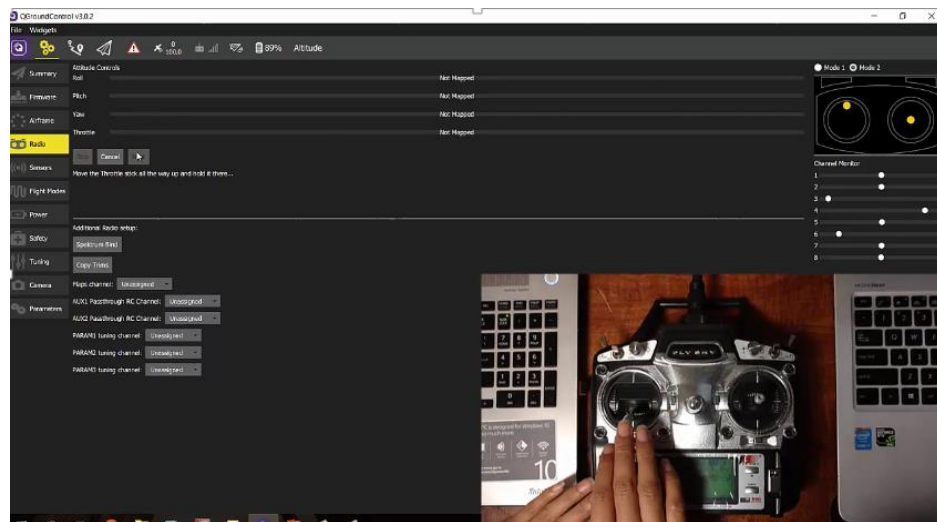


Figura 57. Menú de calibración de radio control en QgroundControl

3.2.8. Telemetría

Para la comunicación del prototipo con la estación en tierra se selecciona un módulo de telemetría cuyo radio de operación sea aproximadamente 1 km y cuya frecuencia de operación es 915 MHz de acuerdo al estándar americano.

Las características técnicas del kit de telemetría de 3DR utilizado se muestran en la tabla 18.

Tabla 18.

Características técnicas de módulo de telemetría 3DR

Frecuencia	915MHz
Tecnología	Espectro ensanchado por salto de frecuencia (FHSS)
Rango de operación	1 milla (1.6 km)
Potencia de Salida	100mW (20dBm)
Protocolo de comunicación	MAVLink
Técnica para transmisión	Acceso múltiple por división de tiempo (TDM)
Sensibilidad	-117 dBm
Interfaz	TTL UART
Microcontrolador	SiLabs Si1000 RF
Módulo inalámbrico	Si4432 (Data rate= 0.123 a 256 kbps)
Conectores de Antena	RP-SMA
Peso	28 g

En la figura 58 se muestran el transmisor y receptor del módulo de telemetría.



Figura 58. Receptor y transmisor del kit de telemetría 3DR

3.2.9. Sistema de Radio Control

El dispositivo de control manual en tierra RC se selecciona en base al requerimiento de un rango de alcance mayor a 400m y bajo costo. De igual manera, que trabaje con un rango de radio frecuencia estándar de 2.4 GHz y posea al menos 5 canales. En la tabla 19 se muestran las características técnicas del transmisor y receptor RC seleccionado. En la figura 59 se muestran el transmisor y receptor RC seleccionados.

Tabla 19.
Características técnicas del transmisor RC FlySky T6

Modelo	FS-T6
Distancia remota	500 m
Canales	6
Rango de RF	2.40 - 2.48 GHz
Ancho de banda	500 Hz
Sistema 2.4 GHz	AFHDS
Potencia RF	20 dBm
Alimentación DC	12 V



Figura 59. Transmisor y receptor FS-T6

3.2.10. Esquema de conexión, arquitectura y funcionamiento

La arquitectura general de un drone se muestra en la figura 60, considerando los subsistemas mecánicos, eléctricos, de control y comunicaciones.

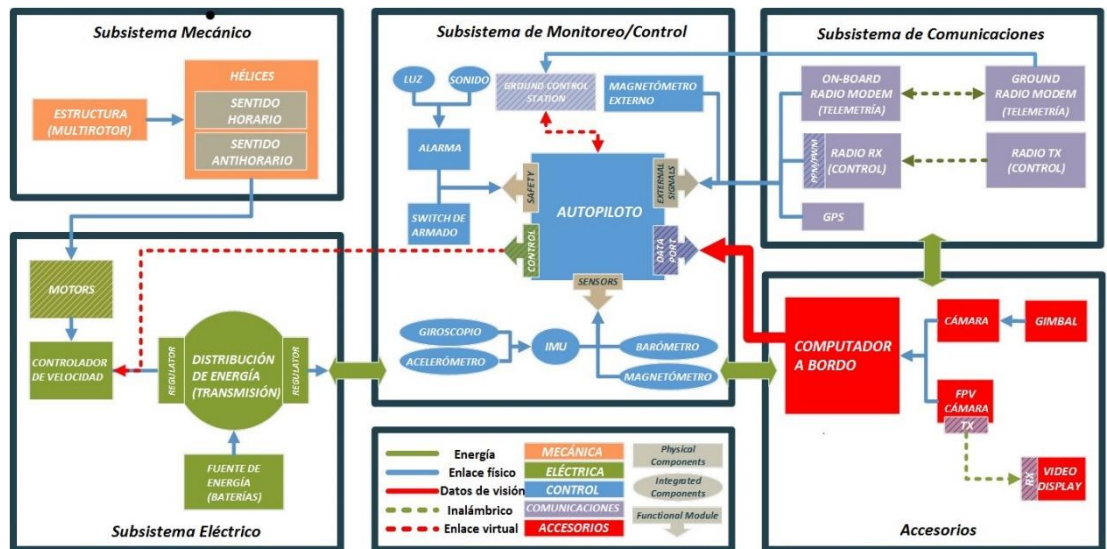


Figura 60. Arquitectura interna de un UAV multirrotor
Fuente: (Casazola, Arnez, & Espinoza, 2014)

La arquitectura de software que rige el comportamiento del prototipo en modo autónomo se describe en la figura 61.

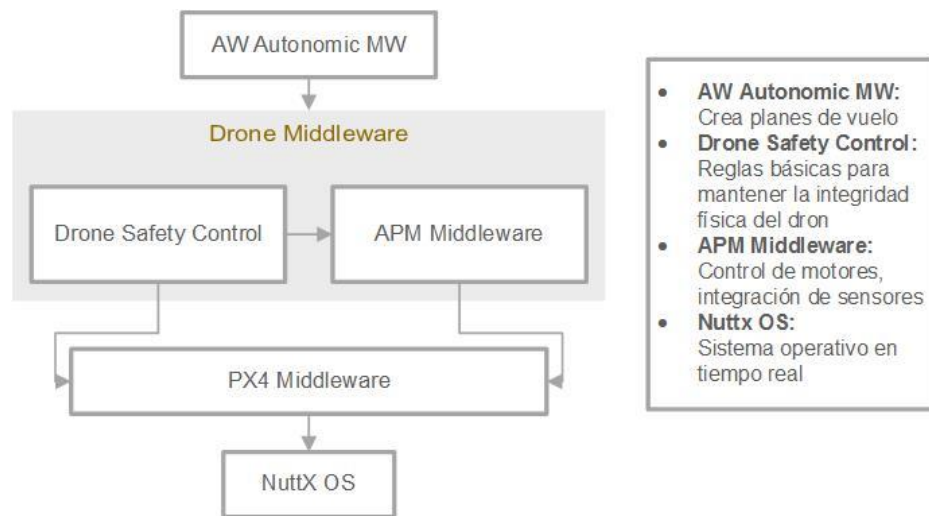


Figura 61. Arquitectura de software de UAV

El esquema de conexión mostrado en la figura 62 muestra de manera general las conexiones necesarias para el funcionamiento del hardware del sistema. El tipo de conexión, cables y conectores se especifican en la tabla 20.

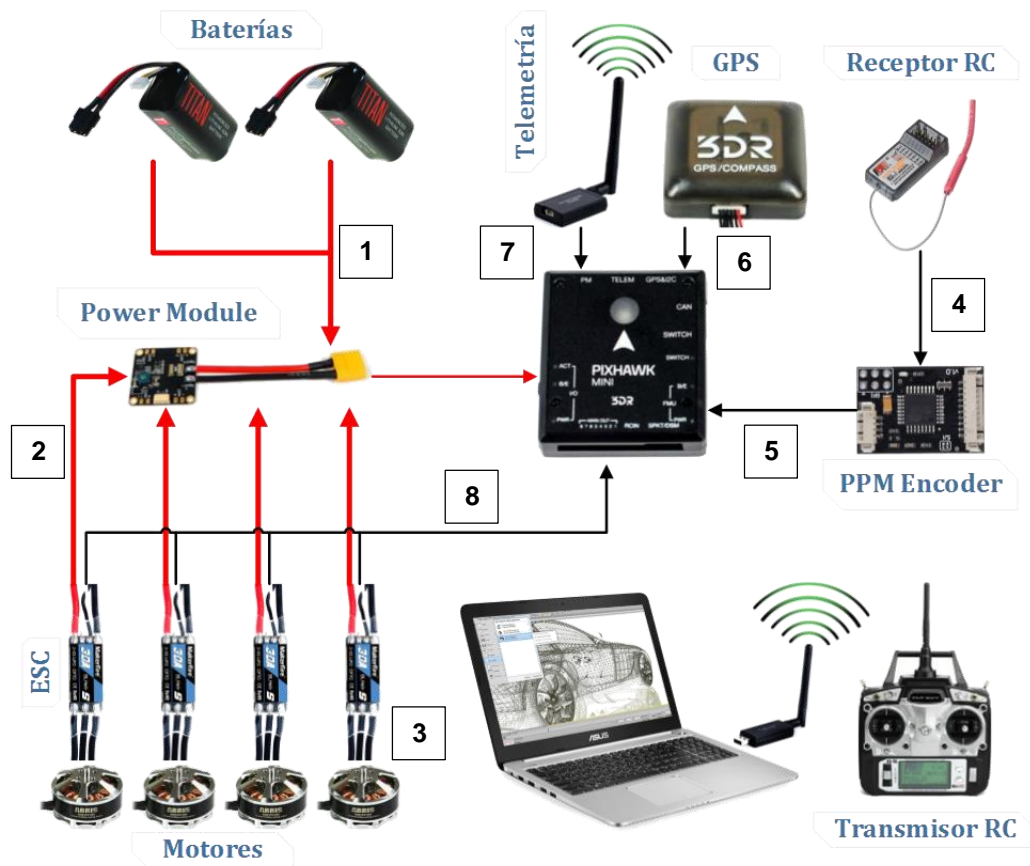


Figura 62. Esquema de conexión de elementos electrónicos

Las especificaciones para cableado y conectores utilizados en el sistema a bordo se muestran en la tabla 20.

Tabla 20.
Conexiones eléctricas y electrónicas del prototipo

Item	Elemento 1	Elemento 2	Conexión	Tipo de cable	Conector
1	Baterías	Power Module	Unidireccional	AWG 14	XT60
2	Power Module	ESC	Unidireccional	AWG 18	-
3	ESC	Motor	Unidireccional	AWG 18	XT60
4	Receptor RC	PPM Encoder	Unidireccional	Cobre 2.5mm	Jumper
5	PPM Encoder	Pixhawk	Unidireccional	Cobre 2.5mm	Micro JST
6	GPS	Pixhawk	Unidireccional	Cobre 2.5mm	Micro JST
7	Pixhawk	Telemetría Tx	Bidireccional	Cobre 2.5mm	Micro JST
8	ESC	Pixhawk	Unidireccional	Cobre 2.5mm	Micro JST

En cuanto al funcionamiento del sistema, se adjunta un diagrama de flujo descriptivo en la figura 63. Los rangos de valores de las señales que intervienen en el proceso se explican en la tabla 21.

Tabla 21.
Rangos de valores para señales

Item	Señal	Tipo	Unidad	Rango
1	Señal RC	Ancho de pulso	milisegundos	1-2
2	Pitch, roll, yaw	Ángulo	grados	0-35
3	Señal PWM a ESC	Ancho de pulso	microsegundos	1175-1900
4	Corriente a motores	Corriente	Amperio	0.8-9

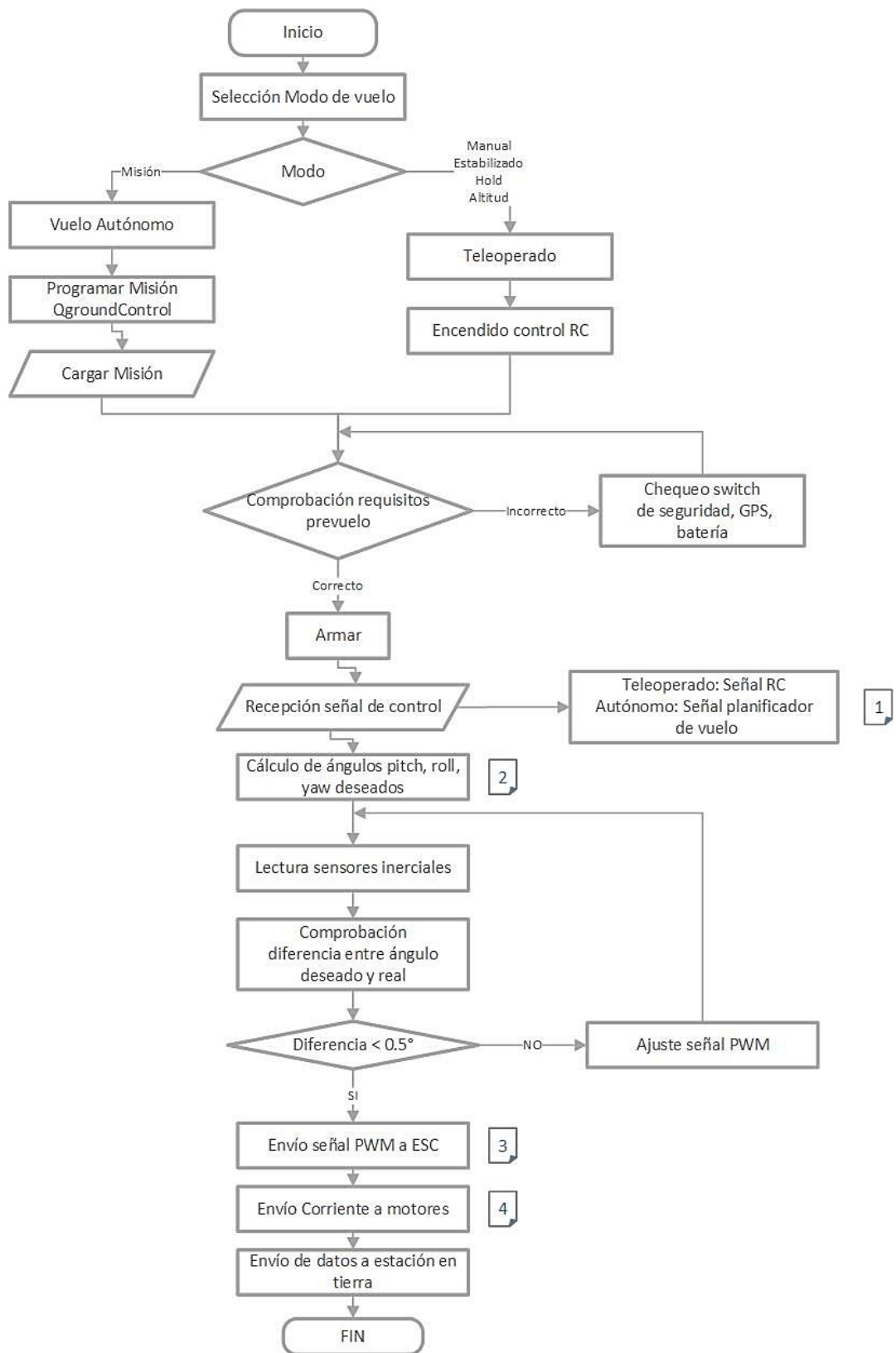


Figura 63. Diagrama de flujo de funcionamiento del sistema

3.2.11. Desarrollo del diseño

En base a los valores calculados para el ala y a los requerimientos mecánicos, se utilizan 17 costillas de soporte, mostradas en la figura 64, considerando que el espacio entre costillas no puede ser mayor a 700mm. Se añaden 6 costillas más resistentes para las cajas de concentración de esfuerzos, mostradas en la figura 65 y 66. Además 3 listones, 2 de ellos se ubican en la tercera parte de la cuerda del ala y 1 en el borde de ataque, como se muestra en la figura 67.



Figura 64. Costilla de soporte



Figura 65. Costilla acople ala – brazo



Figura 66. Costilla caja de esfuerzos



Figura 67. Costillaje del ala

Para el diseño del fuselaje se considera mayormente bordes curvos para reducir la resistencia de la estructura al flujo de aire. En la figura 68 se muestra el diseño preliminar y final para el fuselaje.

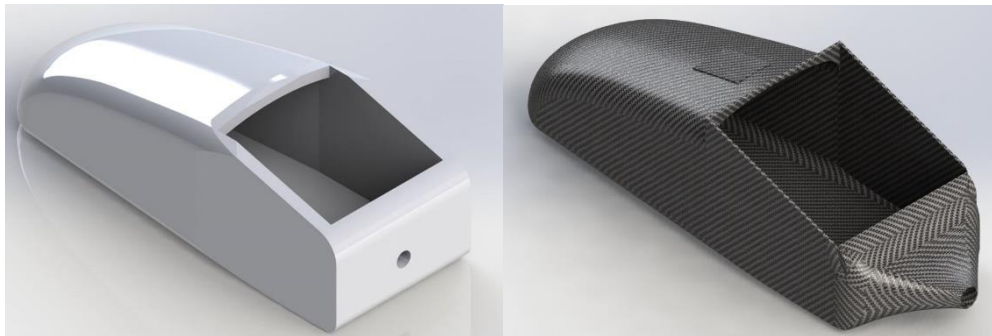


Figura 68. Diseño preliminar (izq.) vs diseño final (der.)

En la figura 69 se puede apreciar la importancia de añadir bordes curvos en las secciones donde se genera vacío. Esta simulación muestra las trayectorias de flujo de aire a través de la estructura representando la velocidad con colores; el color azul se refiere al área con muy baja velocidad, donde se genera vacío. Se puede apreciar un mejor comportamiento en el diseño final ofreciendo menor resistencia al fluido

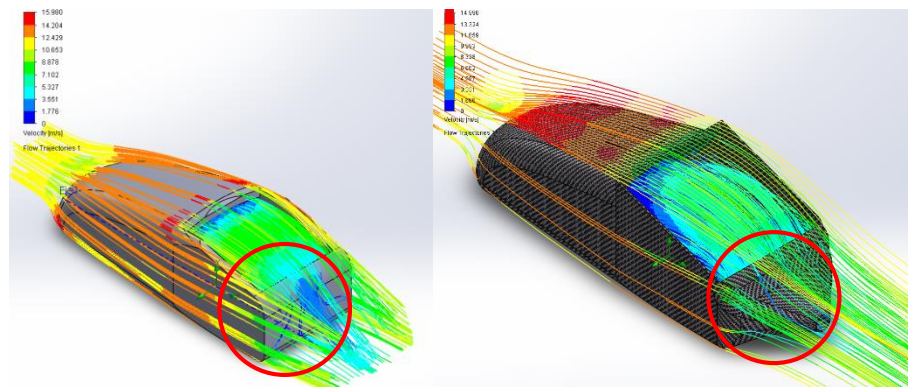


Figura 69. Simulación de la velocidad de flujo de aire en cada diseño de fuselaje.

Para acoplar el sistema multi rotor al ala fija es necesario un acople entre el ala y los brazos del cuadricóptero. Para el diseño, se considera una altura necesaria para evitar interferencias ocasionadas por el flujo de aire generado por las hélices, lo cual afecta a la sustentación del ala. De igual forma, un ángulo de inclinación que mantenga la referencia horizontal para los brazos y el ángulo de incidencia para el ala. El diseño final se muestra en la figura 70.



Figura 70. Acople entre ala y brazo de multi rotor.

En cuanto a la sujeción de los motores a los tubos de los brazos, se utilizaron soportes para los motores acoplados con pernos pasantes. En la figura 71 se indica el diseño CAD de estos soportes.

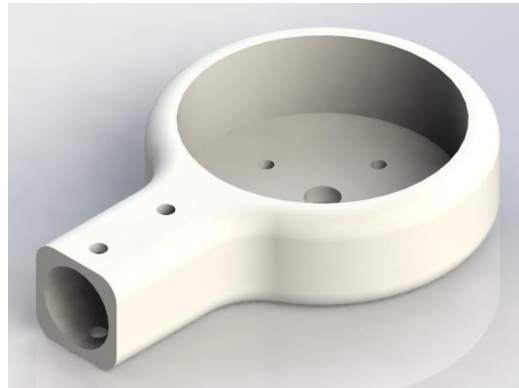


Figura 71. Soporte para sujeción de motores

Para el dimensionamiento de los brazos que forman parte del sistema multi rotor, se considera la distancia mínima para evitar colisiones entre las hélices y el empenaje, así como entre las hélices y el ala. Las distancias consideradas para el diseño son de 720 mm y 740 mm aplicando una mínima asimetría similar al marco QAV250. En la figura 72 se indica la disposición de los brazos.

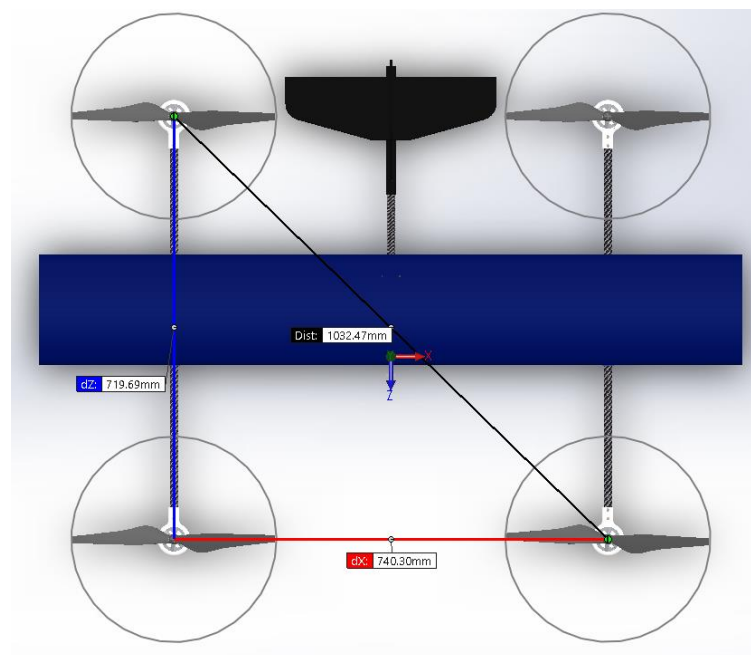


Figura 72. Distancia de brazos del sistema multi rotor

Al diseño base se añade una caja de protección externa para las baterías que ofrece ventilación en caso de aumento de temperatura en el ambiente. En la figura 73 se muestra el diseño propuesto.

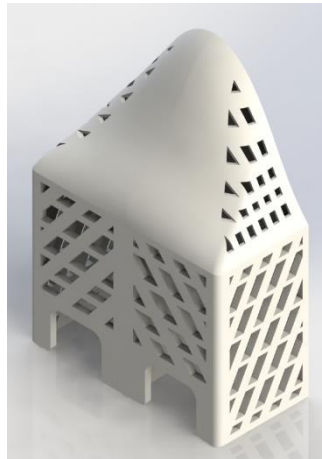


Figura 73. Caja externa de protección para baterías

Dentro del fuselaje, se encuentra una caja de protección para los elementos electrónicos como el controlador, distribuidor de energía, controladores de velocidad, receptor radio control y codificador PPM. La figura 74 muestra el diseño propuesto de la caja y antenas con la implementación electrónica.

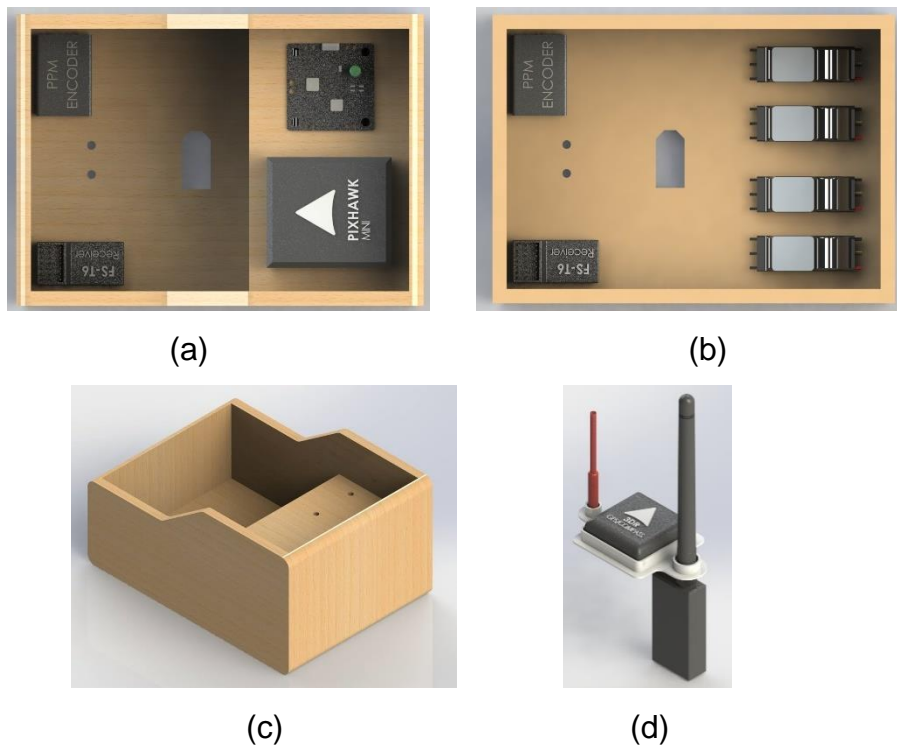


Figura 74. Elementos electrónicos, a) Piso superior caja, b) piso inferior de la caja, c) caja de elementos, d) GPS y antenas

El ensamblaje de todos los componentes mecánicos y electrónicos se muestran en la figura 75.

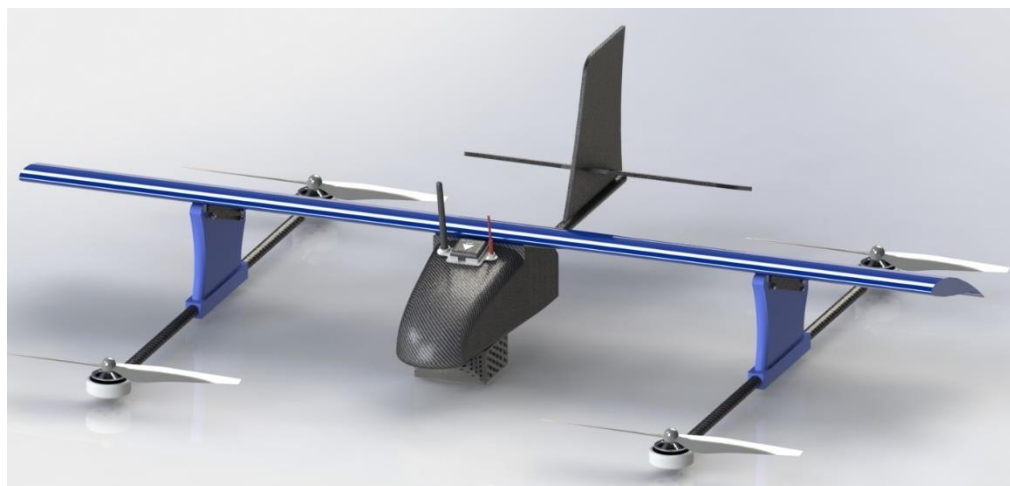


Figura 75. Diseño final CAD del prototipo

3.2.12. Análisis estático y dinámica de fluidos

Para el dimensionamiento de los ejes se considera la factibilidad de manufactura y materiales. Para los brazos se utiliza fibra de carbono de módulo alto (Fibra HM utilizada en aviación) con diámetro mínimo de media pulgada y espesor 1mm, con el fin de disminuir el peso del prototipo. En la tabla 22 se indican las características mecánicas de la fibra de carbono.

Tabla 22.

Propiedades mecánicas de la fibra de carbono

Propiedad	Fibras SM	Fibras IM	Fibras HM	Fibras LM	Fibras UHM
% de carbono	95	95	>99	>97	>99
Diámetro (μm)	6-8	5-6	5-8	11	10
Densidad (gtm)	1.8	1.8	1.9	1.9	2.2
Resistencia a la tracción (Mpa)	3800	3450-6200	3450-5520	1380-3100	2410
Alargamiento a la rotura	1.6	1.3-2.0	0.7-1.0	0.9	0.4-0.27
Resistencia eléctrica (μcm)	1650	1450	900	1300	220-130
Conductividad térmica	20	20	50-80	-	-

Fuente: (Ruoff & Lorents, 1995)

El esfuerzo flector provocado en los ejes se describe con la ecuación:

$$\sigma_{flector} = \frac{M \cdot c}{I} \quad (15)$$

El punto de máximo esfuerzo corresponde a la unión con el acople del ala, por lo que los valores para el análisis son:

- Fuerza = 8.82 N (900g de empuje)
- Longitud del brazo = 295.3 mm
- $c = 6.25$ mm (tubo de media pulgada)
- espesor de pared = 1mm

La inercia para un tubo se describe con:

$$I = \frac{\pi}{64} (d_{ext}^4 - d_{int}^4) \quad (16)$$

El valor del momento de inercia del tubo es 971.488 mm^4 . A través de la ecuación 15 se obtiene que el máximo esfuerzo flector es 19.437 MPa .

Para el laminado se utiliza resina epoxi para unir las capas de fibra de carbono, que tiene una resistencia a la flexión de 80 MPa a 140 MPa , que nos servirá para el cálculo del factor de seguridad.

$$\text{Factor de Seguridad} = \frac{80 \text{ MPa}}{19.43 \text{ MPa}} \quad (17)$$

Se obtiene un factor de seguridad de 4.11 para los tubos de los brazos. En la figura 76 se muestra la simulación de los esfuerzos máximos de von Mises, aplicando la fuerza de empuje correspondiente a 900g (8.87 N).

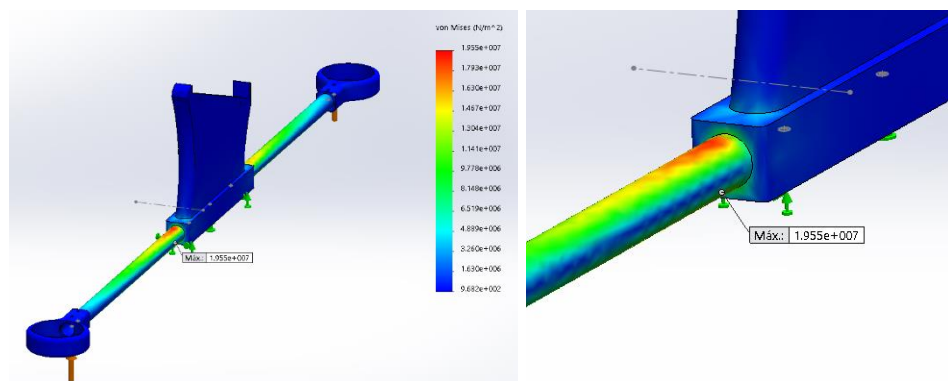


Figura 76. Análisis estático de flexión en brazo del prototipo

Al realizar el análisis estático de flexión en el brazo, se obtiene un esfuerzo flector máximo de 19.55 MPa para la región externa del tubo del brazo en la unión con el acople con el ala, lo que indica que no se producirá rotura de los brazos.

Finalmente se realiza el análisis estático del prototipo completo, reemplazando los elementos faltantes como una fuerza de 11.76 N (1.2 kg) en la caja de esfuerzos del ala, además de considerar la gravedad, como se muestra en la figura 77.

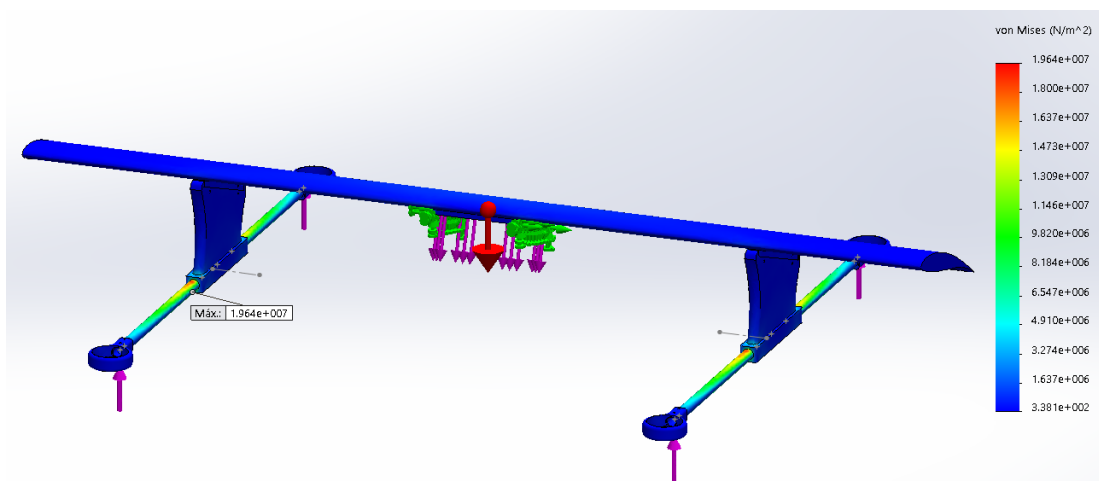


Figura 77. Análisis estático de la aeronave

El esfuerzo máximo de Von Misses es 19.64 MPa, y se encuentra en la unión entre el tubo de fibra de carbono que forma los brazos y el acople con el ala. El desplazamiento máximo es 2.9 mm en la base de los motores frontales.

El error entre el valor calculado de esfuerzo de 19.43 MPa con el valor simulado de 19.64 MPa es del 1.08%, por lo que se considera admisible.

En cuanto al análisis del comportamiento del prototipo en un fluido (aire) en software de análisis computacional de dinámica de fluido (CFD), se considera la presión de la ciudad de Quito (73078 Pa), temperatura ambiente promedio (298.15 °K) y la velocidad de stall (10.77 m/s). El flujo de aire tiene una inclinación de 13° debido a la inclinación (cabeceo) del prototipo en vuelo horizontal hacia adelante (ángulo de ataque de 7°).

En la figura 78 se muestra el gráfico bidimensional de la disposición de presiones alrededor del ala para una sección transversal localizada en el extremo del ala.

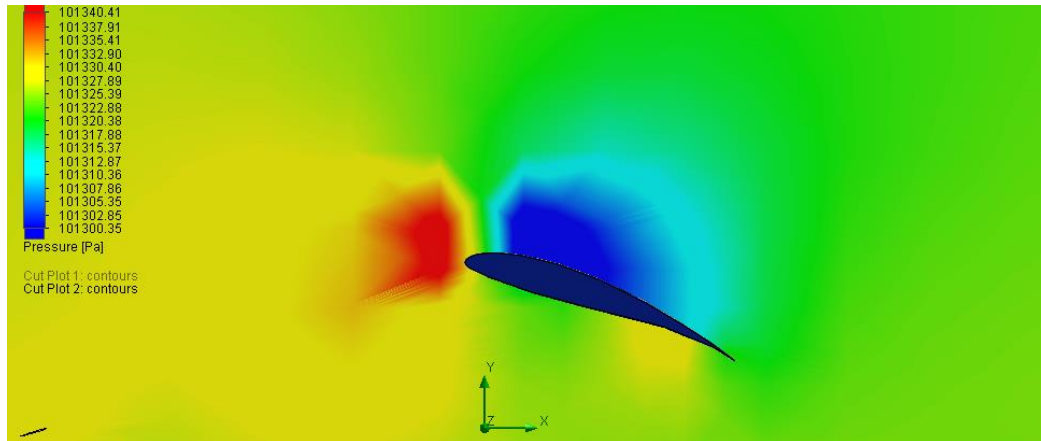


Figura 78. Simulación de disposición de presiones en extremo del ala

De la figura 78 se puede concluir que existe sustentación debido a la mayor presión en el intradós que en el extradós; conociendo la ecuación de Bernoulli, el aire se acelera en el extradós y desacelera en el intradós; la succión del extradós contribuye más a la sustentación que la sobrepresión en el intradós.

En la figura 79 se indica la distribución de presiones para la sección transversal central del prototipo, donde intervienen tanto el fuselaje como el empenaje.

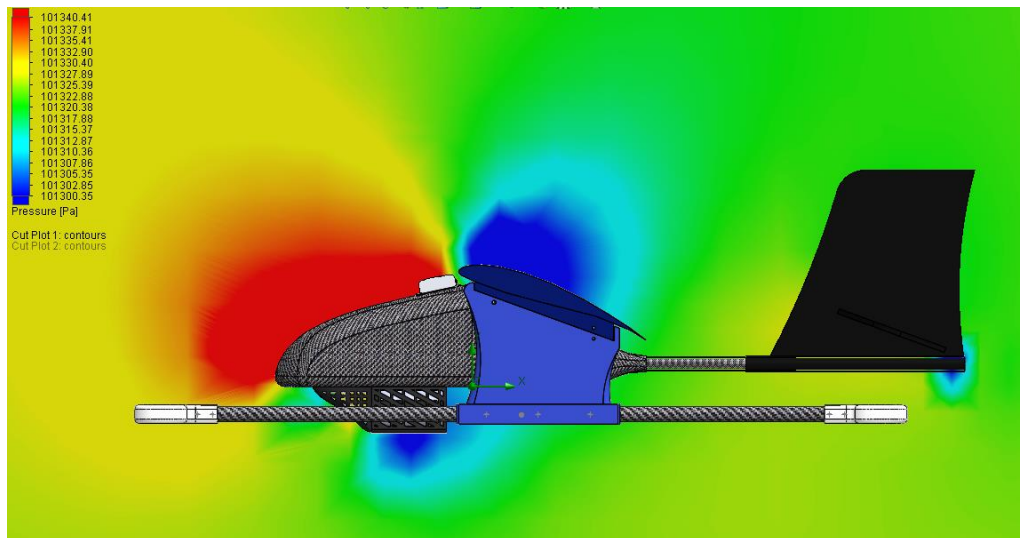


Figura 79. Simulación de distribución de presiones en sección transversal central del prototipo

En la figura 80 se muestra la disposición de velocidades del fluido alrededor de la sección transversal central del prototipo.

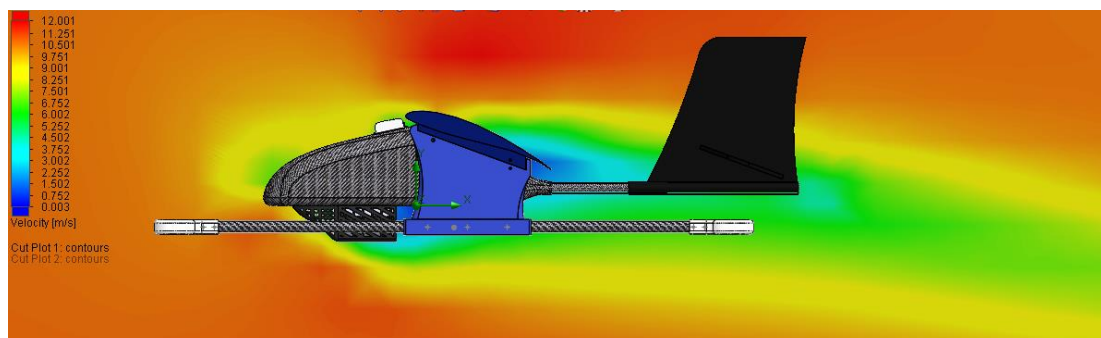


Figura 80. Disposición de velocidad del aire alrededor de la sección transversal central de la aeronave

De la figura 80 se puede detallar que la resistencia aerodinámica de la estructura es media - baja, existe una importante contribución por parte de la caja de baterías para disminuir la resistencia en la parte inferior del fuselaje, y la separación de la capa de aire es media, lo que indica que la estructura se encuentra en el punto de estabilidad y máxima sustentación.

Sobre la influencia de las hélices en el flujo de aire que llega al ala, se debe considerar el sentido de giro, longitud y paso de las hélices, que determinarán

el radio y espesor de la región rotatoria para el análisis CFD. Las hélices 1345 definen el radio de la región rotacional en 330mm (13in) y el espesor en 30 mm (1.8 in). En la figura 81 se muestra la vista superior del prototipo y el sentido de giro de los motores.

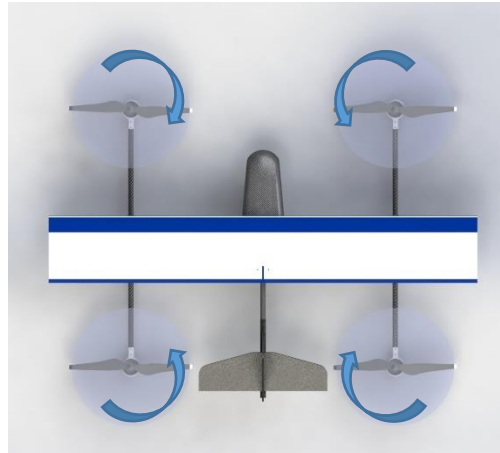
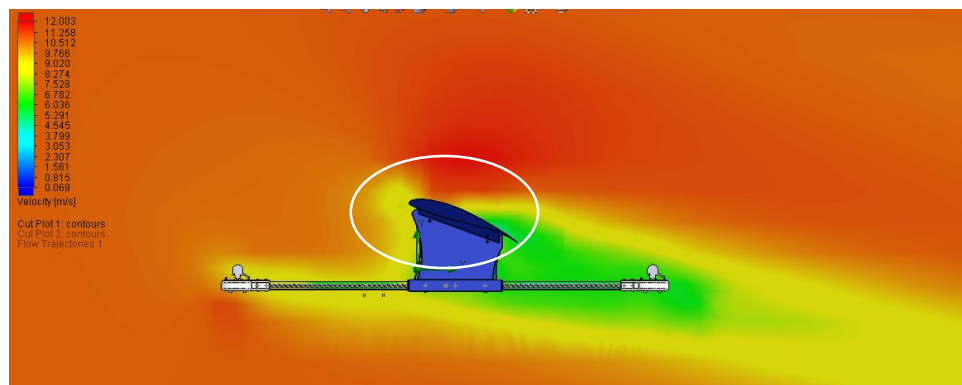
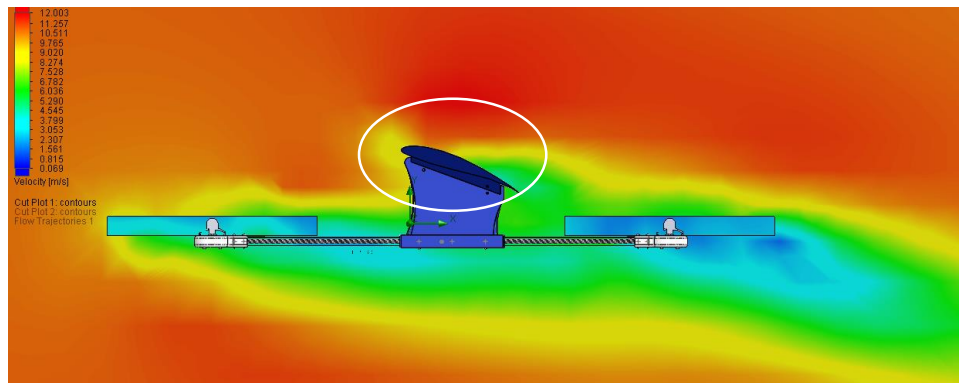


Figura 81. Sentido de giro de las hélices y región rotatoria en prototipo

A continuación, se realiza una comparativa de la región de mayor influencia de los multi rotores, en el plano transversal de los tubos de los brazos. En la figura 82 se muestra la disposición de velocidades alrededor del prototipo sin la influencia de las hélices y con la influencia de las mismas.



(a)



(b)

Figura 82. Simulación de disposición de velocidades de la influencia de rotación de hélices, a) sin hélices, b) con hélices

De la figura 82 se puede indicar que la influencia de los multirrotores se centra en la resistencia de la aeronave, sin embargo, en la región destacada, se puede observar que no existe alteración en el comportamiento del fluido para el perfil alar debido a la distancia vertical del acople entre el ala y la longitud de los brazos de los motores.

En la figura 83 se muestra una comparación de velocidades desde la vista superior del prototipo.

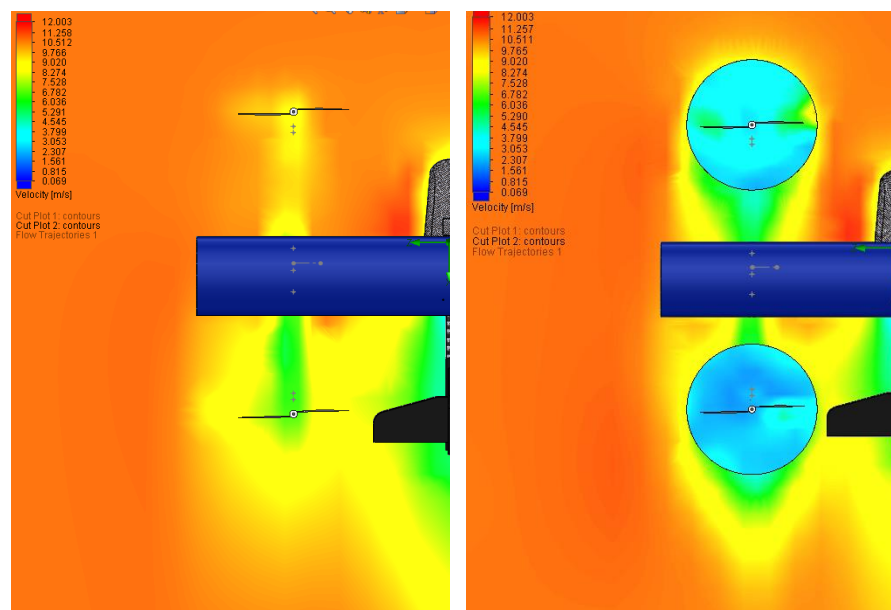



Figura 83. Simulación de disposición de velocidades (vista superior), a) sin hélices, b) con hélices

3.3. Plan de vuelo

Para realizar un plan de vuelo se debe acceder a la pestaña de navegación () , se selecciona la opción añadir (+), se escoge en la pantalla que muestra el mapa el punto deseado (take off / waypoint / landing) y se configura la misión.

La figura 78 muestra una misión con 5 puntos, mientras que la tabla 22 muestra los puntos y parámetros de dicha misión.

Tabla 23.

Símbolos de una misión planificada en QgroundControl

Símbolo	Nombre
H	Auto Home
T	Take off
1	Waypoint
2	Waypoint
3	Waypoint
L	Landing



Figura 84. Misión planificada en QGroundControl V3.0.2

3.4. Resumen

En el capítulo se indica el análisis de la metodología aplicada para el desarrollo del diseño del prototipo. El desarrollo del proyecto se lo realiza mediante la metodología en V utilizando las respectivas corrientes de especificación, desarrollo y pruebas aplicadas al prototipo. Se presenta el diseño detallado mecánico del ensamble: ala, fuselaje, empenaje, y electrónico: selección de autopiloto, motores, radio control, telemetría y baterías. Se muestra también el proceso de configuración del autopiloto, el esquema de conexión electrónica, la arquitectura interna y de software del UAV, el diagrama de flujo de funcionamiento y el plan de vuelo para la posterior obtención de datos. En cuanto al análisis estático se incluye el estudio de la resistencia y material de los brazos correspondientes al sistema multirotor, regiones que están sometidas al mayor esfuerzo. Sobre el estudio de fluidos, se indica el análisis de presiones y velocidades del flujo de aire alrededor del perfil alar así como del prototipo, al igual que la influencia de los multirotores en el flujo de aire que genera la sustentación en la superficie alar.

Capítulo 4

Implementación, Pruebas y Resultados

El presente capítulo detalla el proceso de construcción e implementación de los componentes mecánicos y electrónicos del prototipo. Se realizan pruebas y se muestran los resultados obtenidos del proyecto.

4.1. Implementación

La implementación del prototipo inicia con la construcción de los moldes para el fuselaje, los acoples entre ala –brazo, los soportes de los motores, y las costillas para la caja de esfuerzos en impresión 3D. A continuación, las costillas de soporte mediante corte láser en balsa. La construcción del ala, fuselaje, brazos, empenaje y ensamblaje se detalla mediante hojas de procesos y planos que se adjuntan en los anexos. Se realizan pruebas del funcionamiento del sistema.

4.1.1. Estructura

4.1.1.1. Fuselaje

Para la construcción del fuselaje, el primer proceso consiste en la impresión 3D de dos moldes hembra que servirán como base para el laminado en fibra de carbono.

Los moldes fueron realizados en una impresora 3D Anycubic Kossel Delta, utilizando PLA, con una altura de capa de 0.2 mm, y relleno de 50%, perímetro externo e interno de 2 capas, como se muestra en las figura 85 y 86.

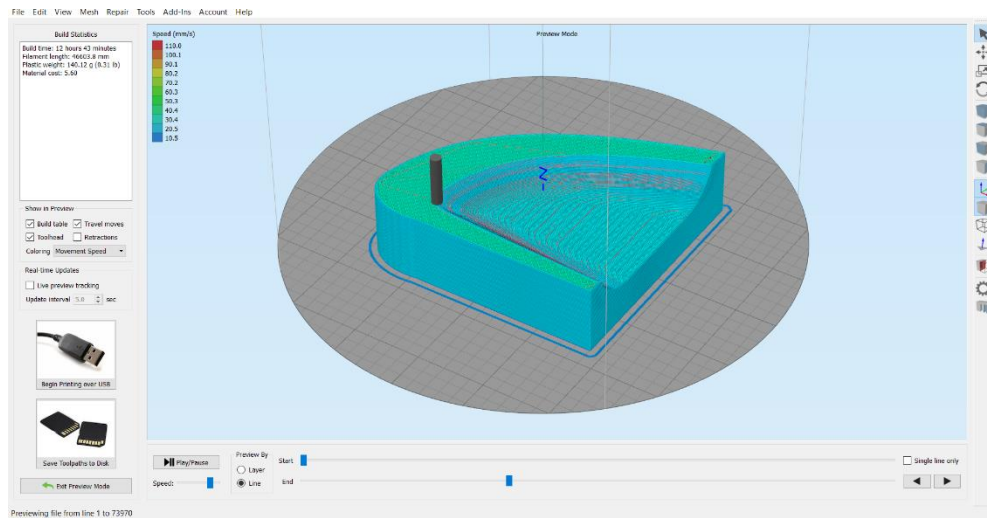


Figura 85. Configuración de la impresora 3D para moldes

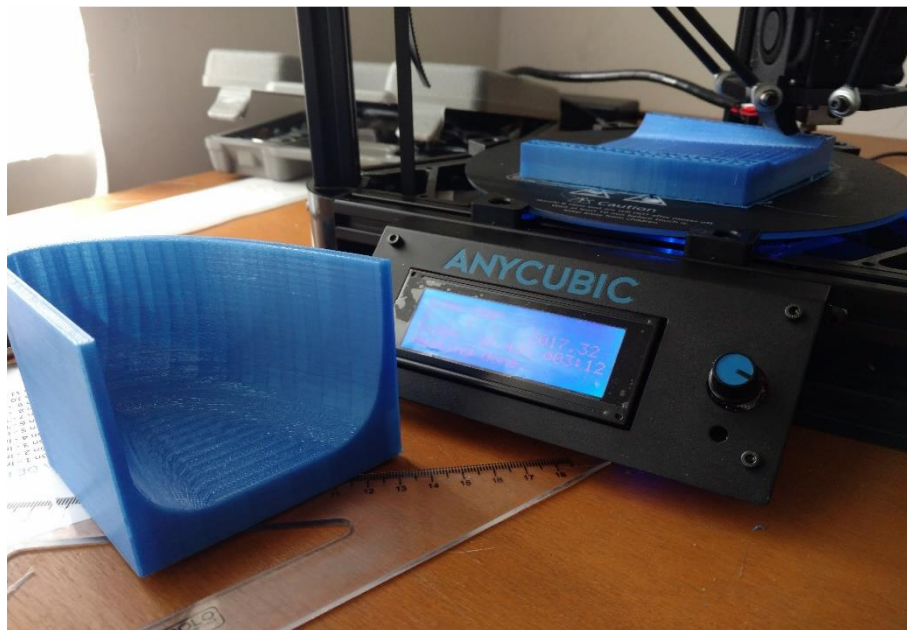


Figura 86. Proceso de impresión de moldes de fuselaje

Una vez impresos los moldes, se procede a adherir las partes y seguir el procedimiento para laminado que se muestra a continuación:

- Lijar con lija de hierro 120, 180 y lija de agua 240. Figura 87.b.
- Preparar la superficie con Vinil. Figura 87.c.
- Encerar con cera desmoldante, de 7 a 8 capas. Figura 87.c.
- Cubrir con una capa de líquido desmoldante. Figura 87.c.

- Colocar capas de fibra de carbono en superficie de Bagging Film.
- Preparar mezcla de resina y acelerante epoxy con la fórmula.
 - 100g de resina
 - 127g de acelerante
- Colocar mezcla de resina y acelerante y esparcir en todas las superficies. Figura 87.d.
- Ubicar Bagging Film en superficie plana
- Colocar las capas de fibra de carbono formando ángulo de 90° entre cada capa. Figura 87.e.
- Colocar tejido de Peel PLY
- Colocar capa de Breather Film
- Ubicar sección inferior de válvulas de vacío y manómetro
- Cubrir sección superior con Bagging film
- Sellar los bordes con cinta de alta presión (General Sealants Inc.)
- Realizar cortes en + en bagging film para acoplar bomba de vacío y manómetro.
- Ubicar la bomba de vacío y manómetro
- Encender hasta alcanzar una presión de 0.7 kg/cm². Figura 87.f.
- Dejar bomba encendida por aproximadamente 2 horas
- Apagar bomba y dejar conectado el sistema por aproximadamente 17 horas
- Retirar bagging film y capas de Breather film y Peel PLY con cuidado.
- Desmoldar la superficie compacta de fibra de carbono. Figura 87.g.
- Dejar secar 2 horas a temperatura ambiente.

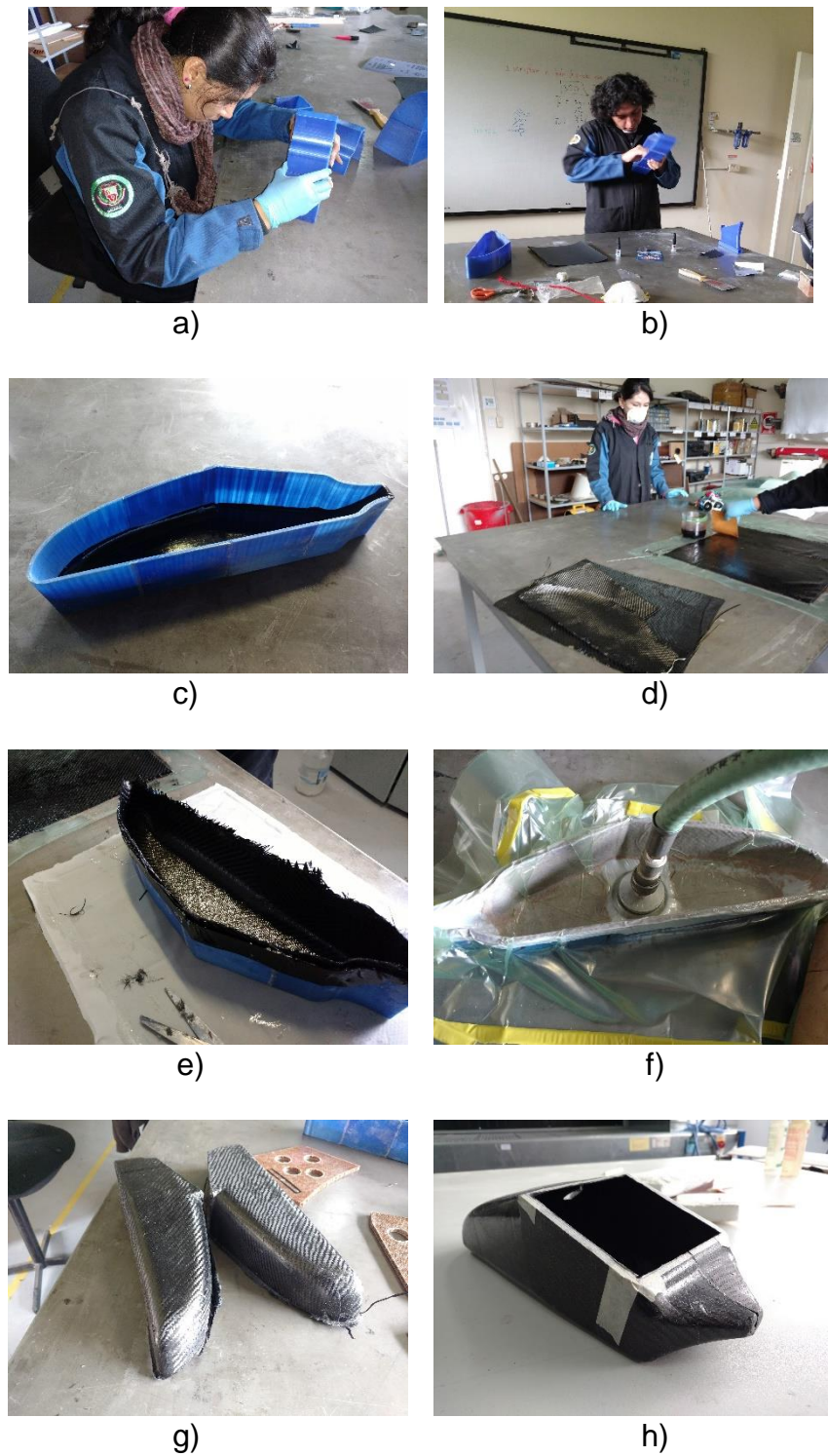


Figura 87. Construcción, a) Adhesión de partes del molde, b) lijado de superficies, c) aplicación de vinil y cera desmoldante, d) aplicación resina en láminas de fibra de carbono, e) aplicación láminas de fibra de carbono en molde, f) sellado hermético y aplicación de bomba de vacío, g) desmolde, h) corte y unión.

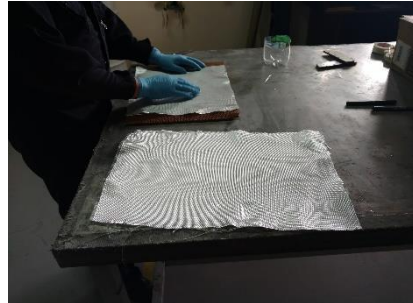
Los detalles de construcción tales como: dimensiones, material, secuencia de operaciones, máquinas y herramientas usada, se especifican en las hojas de procesos adjuntas en los anexos.

4.1.1.2. Empenaje

Para la construcción del empenaje se realiza el siguiente proceso:

- Preparar Honeycomb y cortar fibra de vidrio con guantes (cuidado tóxico). Figura 88.a.
- Cortar Bagging Film, Breather film, y Peel PLY.
- Preparar la resina con las cantidades según la fórmula:
 - 100g de resina
 - 127g de acelerante. Figura 88.b.
- Ubicar Bagging Film en superficie plana
- Colocar capa inferior de fibra de vidrio. Figura 88.c.
- Colocar mezcla líquida (roja) y esparcir en toda la superficie. Figura 88.c.
- Ubicar la plancha de Honeycomb. Figura 88.d.
- Ubicar capa de fibra de vidrio superior. Figura 88.e.
- Colocar mezcla y esparcir en toda la superficie. Figura 88.e.
- Colocar tejido de Peel PLY
- Colocar capa de Breather Film
- Ubicar sección inferior de válvulas de vacío y manómetro
- Cubrir sección superior con Bagging film
- Sellar los bordes con cinta de alta presión (General Sealants Inc.)
- Realizar cortes en + en bagging film para acoplar bomba de vacío y manómetro.
- Ubicar la bomba de vacío y manómetro. Figura 88.f.
- Encender hasta alcanzar una presión de 0.7 kg/cm²
- Dejar bomba encendida por aproximadamente 2 horas
- Apagar bomba y dejar conectado el sistema por aproximadamente 17 horas
- Retirar bagging film y capas de Breather film y Peel PLY con cuidado.

- Dejar secar 2 horas a temperatura ambiente
- Proceder a cortar según forma de estabilizadores. Figura 88.g.



a)



b)



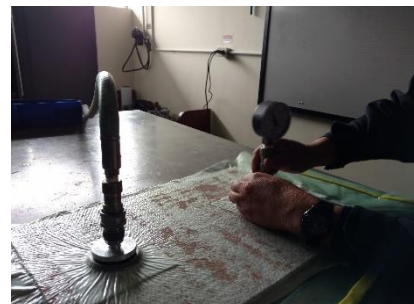
c)



d)



e)



f)



g)



h)

Figura 88. Construcción, a) Corte lamina de fibra de vidrio, b) preparación de las resina, c) aplicación de resina en fibra de vidrio, d) aplicación lamina de HoneyComb, e) aplicación de la lámina de vidrio superior y resina, f) aplicación de bomba de vacío, g) corte de los estabilizadores, h) ensamblaje del empenaje.

4.1.1.3. Ala

La construcción del ala, se realiza en corte láser de las costillas de soporte en balsa de 5mm de espesor e impresión 3D en PLA para las costillas de las cajas de esfuerzos. A continuación se ubica el larguero inferior y se coloca las costillas en las posiciones según el diseño CAD, luego se ubica el larguero superior y se refuerza cada separación entre las costillas con pedazos de madera de balsa. Se recubre todo el costillaje con láminas de balsa de 4mm adheridas al costillaje. Para el borde de ataque se coloca un listón y se procede a lijar toda el ala con el fin de obtener la superficie superior e inferior totalmente lisas.

Finalmente se unen los lados derecho e izquierdo del ala, se recubre la parte central con fibra de vidrio y se recubre toda el ala con Monokote, como se muestra en la figura 89.



a)



b)



c)



d)

Continua 



Figura 89. Construcción, a) Impresión 3D costillas, b) corte láser costillas, c) posición de largueros y costillas, d) recubriendo de balsa, e) lijado y colocación de borde de ataque, f) recubrimiento con fibra de vidrio.

4.1.1.4. Tubos

Para la construcción de los tubos de fibra de carbono, se engrasa un eje de $\frac{1}{2}$ pulg, a continuación se prepara la resina con las cantidades antes mencionadas y se lamina todo el eje, se recubre con tejido Peel PLY y se deja secar por alrededor de 12 horas. Finalmente se desliza el eje (molde) y se procede a lijar y pulir el tubo de fibra de carbono, como se muestra en la figura 90.

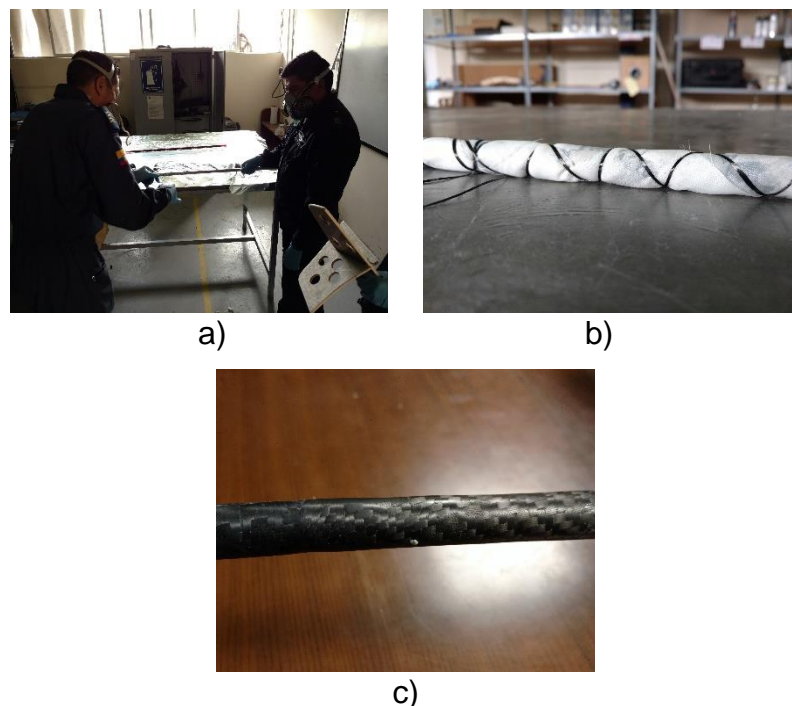


Figura 90. Construcción, a) Laminado fibra de carbono, b) secado de resina y c) lijado y pulido.

4.2. Pruebas y resultados

Posterior a la implementación de la estructura mecánica y montaje de elementos electrónicos, se planificaron una serie de pruebas para garantizar el correcto funcionamiento del prototipo:

- Prueba 1: Control de velocidad de motores a través de autopiloto Pixhawk.
- Prueba 2: Control de estabilidad en movimientos frontales y laterales.
- Prueba 3: Funcionamiento del sistema en modo autónomo a través de misiones planificadas
- Prueba 4: Desempeño energético

4.2.1. Prueba 1: Control de velocidad de motores a través de autopiloto Pixhawk

La primera prueba consiste en realizar la conexión de los elementos electrónicos siguiendo el diagrama antes descrito, además de realizar una configuración inicial del sistema con los parámetros generales, tales como el tipo de frame, configuración del RC, y dejando los demás valores por default.

En primera instancia, la conexión de señales de control se realizó utilizando las salidas receptor radio control a la entrada de señales de los ESC, con lo que se comprobó el correcto funcionamiento de motores, receptor y transmisor RC. Esta prueba se realizó sin montar las hélices por motivos de seguridad, como se muestra en la figura 91.

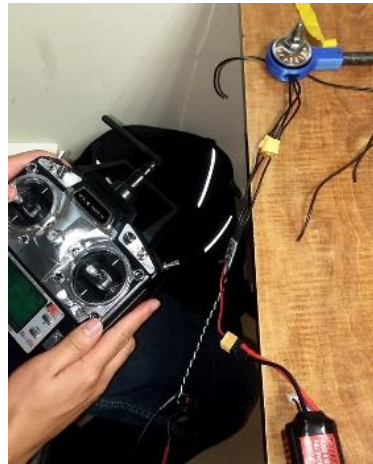


Figura 91. Prueba de control de velocidad de motor con receptor RC y ESC

El siguiente paso consistió en codificar la señal del receptor RC a través del PPM Encoder, las cuales se conectan al puerto “RC” del autopiloto y realizar el control de velocidad del motor conectando las salidas PWM del autopiloto Pixhawk a las entradas de señal de los ESC.



Figura 92. Control de velocidad de motor a través de señales PWM del autopiloto Pixhawk Mini

A continuación, se realiza la conexión de los ESC y motores restantes en la estructura para realizar la calibración de los ESC. Aquí se añade el montaje de las hélices. Las pruebas se realizaron sin montar el fuselaje y empenaje debido a la inestabilidad de la aeronave.



Figura 93. Prueba de calibración de los ESC

Finalmente, el resto de elementos se ensamblan y se realizan pruebas de vuelo a baja altura.



Figura 94. Prueba de vuelo a baja altura

4.2.2. Prueba 2: Control de estabilidad en movimientos frontales y laterales

Para controlar la estabilidad en los movimientos frontales y laterales del prototipo, es necesario configurar correctamente los parámetros del controlador. Las variables que se modificaron se indican en la tabla 24.

Tabla 24.

Parámetros modificados en el controlador

Item	Variable	Valor	Descripción
1	MC_PITCH_TC	0.25	Constante de tiempo de cabeceo máxima
2	MC_ROLL_TC	0.25	Constante de tiempo de alabeo máxima
3	MPC_MANTHR_MAX	90%	Máximo empuje en modo manual
4	MPC_MAN_P_MAX	35°	Máximo ángulo de cabeceo en modo manual
5	MPC_MAN_R_MAX	35°	Máximo ángulo de alabeo en modo manual

Debido a la considerable distancia de los brazos y la presencia de una distancia entre el radio cubiertos por las hélices, la mínima diferencia de empuje produce un movimiento brusco, lo que quiere decir que el sistema era muy sensible, por lo que los parámetros se modificaron para dar un tiempo de respuesta más lento y ángulos máximos más pequeños.

En la figura 89 se aprecia al prototipo estabilizado en modo HOLD.



Figura 95. Prototipo estabilizado en hovering

4.2.3. Prueba 3: Funcionamiento autónomo y obtención de datos por telemetría

El funcionamiento del sistema para vuelo autónomo se realiza a través de misiones planificadas en QgroundControl, que se ejecutan en la aeronave cuando se activa el modo MISSION.

La prueba realizada considera una misión con una trayectoria cuadrada, con una velocidad de crucero x/y de 5m/s, velocidad de despegue de 1.5 ms/s y velocidad de aterrizaje de 0.5 m/s, planificada como se indica en la tabla 25. La misión se realiza en un área abierta de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE; en la figura 90 se indica los puntos de la trayectoria a seguir. En la figura 96 se muestra al prototipo ejecutando la misión.

Tabla 25.

Planificación de la misión para prueba 3

Símbolo	Nombre	Altitud relativa (m)	Distancia a punto previo (m)
H	Auto Home	0	0
T	Take off	5	1.62
2	Waypoint	0	22.9
3	Waypoint	0	16.97
4	Waypoint	0	22.9
L	Landing	-4.9	15.27



Figura 96. Misión realizada en la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE



Figura 97. Ejecución de misión en Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE

Los datos se obtienen a través de la telemetría bajo el protocolo de comunicación MAVLink, y se almacenan en el equipo como archivos .mavlink, compatibles con software de análisis de telemetry log (APM Planner). En la figura 98 se muestran los valores de velocidad en eje x y velocidad en eje y obtenidos durante la misión.

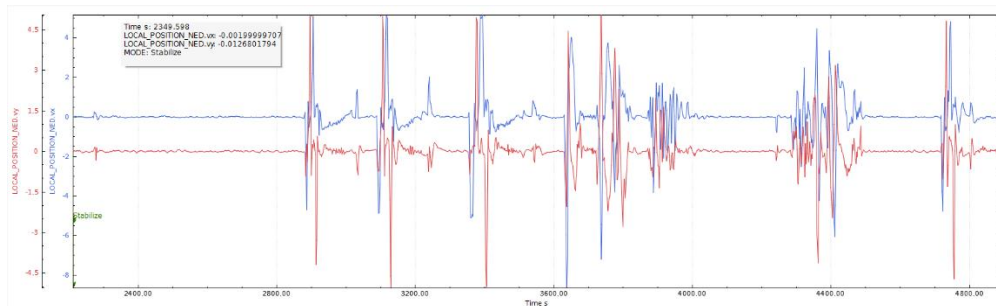


Figura 98. Velocidad en eje x y eje y en visualizador de archivos log APM Planner v2.0.24

Para la estimación de posición se analizan los datos de geo posicionamiento global de latitud y longitud de la aeronave. Para latitud, se considera el tramo desde el punto T hasta 2, mientras que para el análisis de variación de longitud, se analiza el tramo de 2 a 3.

La tabla 26 muestra el cálculo del error cuadrático para los valores de latitud igual a 5.547×10^{-7} .

Tabla 26.
Error cuadrático medio (ECM) para latitud

Latitud					
# Dato	Valor esperado (°)	Valor medido (°)	Error absoluto (°)	$(x_i - \hat{x})$	$(x_i - \hat{x})^2$
1	-0.3157909	-0.315826	3.51E-05	3.04E-06	9.2416E-12
2	-0.3158378	-0.3158746	3.68E-05	4.74E-06	2.24676E-11
3	-0.3158883	-0.3159601	7.18E-05	3.974E-05	1.57927E-09
4	-0.3159664	-0.3159706	4.2E-06	-2.786E-05	7.7618E-10
5	-0.315966	-0.3159536	1.24E-05	-1.966E-05	3.86516E-10
		Promedio	3.206E-05	$\frac{\Sigma(x_i - \hat{x})^2}{n}$	5.54734E-10

La tabla 27 muestra el cálculo del error cuadrático para los valores de longitud igual a 4.908×10^{-7} .

Tabla 27.
Error cuadrático medio (ECM) para longitud

Longitud					
# Dato	Valor esperado (°)	Valor medido (°)	Error absoluto (°)	$(x_i - \hat{x})$	$(x_i - \hat{x})^2$
1	-78.4452765	-78.4452732	3.3E-06	-2.156E-05	4.64834E-10
2	-78.4452644	-78.4452481	1.63E-05	-8.56E-06	7.32736E-11
3	-78.4452368	-78.4451944	4.24E-05	1.754E-05	3.07652E-10
4	-78.4451754	-78.4451166	5.88E-05	3.394E-05	1.15192E-09
5	-78.4451075	-78.445104	3.5E-06	-2.136E-05	4.5625E-10
		Promedio	2.486E-05	$\frac{\Sigma(x_i - \hat{x})^2}{n}$	4.90786E-10

4.2.4. Prueba 4: Desempeño energético

Para el cálculo de tiempo de vuelo aproximado se recurre a las fórmulas siguientes:

$$\text{Tiempo de vuelo (min)} = \frac{\text{Capacidad batería (Ah)} \cdot \text{Voltaje (V)} \cdot 60 \text{ min}}{\text{Consumo total (W)}} \quad (18)$$

$$\text{Consumo total motores (W)} = 4 \cdot \text{Consumo cada motor (W)} \quad (19)$$

$$\text{Consumo cada motor (W)} = \text{Voltaje (V)} \cdot \text{Corriente (A)} \quad (20)$$

El sistema energético utiliza baterías 4S (14.8 V), y según la hoja de datos de los motores ARRIS 3508 700kV, se consumen 6A promedio al 62.5% de potencia.

Se añade, además, los 2A de corriente utilizados por el hardware abordado, obteniendo una corriente total de 26A, lo que representa un consumo total de 384.8 W. Se utilizaron 2 baterías de 3500 mAh en configuración paralela, por lo que se considera una capacidad aproximada de 7Ah.

A través de la ecuación 18, se obtiene un tiempo de vuelo de 16.15 minutos aproximadamente.

La figura 99 muestra el tiempo de vuelo de acuerdo con los datos obtenidos por telemetría a través de la variable BATTERY_STATUS.battery_remaining.

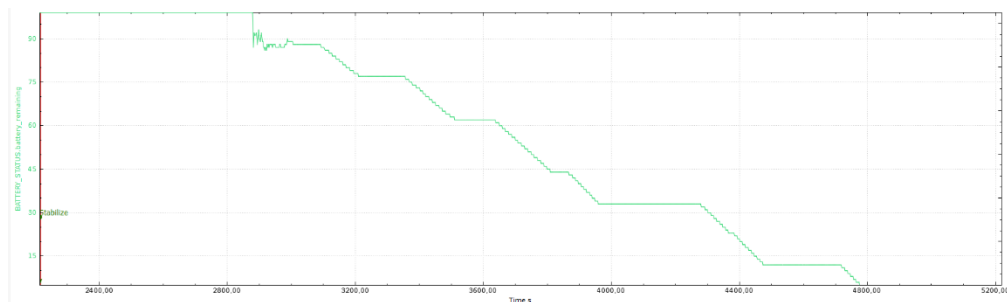


Figura 99. Porcentaje de batería restante vs tiempo en segundos en APM Planner Log Graph

Las baterías de Li-Ion tienen una caída de voltaje alta en el tiempo de inicio que se estabiliza posteriormente. Para obtener el tiempo de vuelo, se consideran las regiones donde la gráfica decrece. Las regiones planas corresponden a tiempos muertos como transporte o preparación. La batería estuvo activa por 1975 segundos (33 minutos) y 1081 segundos en vuelo (18.016 minutos).

Con los datos obtenidos, se obtiene un aumento en el tiempo de vuelo correspondiente al 11.55%.

4.2.5. Análisis del diseño del ala

Los valores calculados de sustentación, arrastre y momento de cabeceo del ala fueron comprobados en el software de análisis aerodinámico FoilSim III, mostrados en la figura 100, bajo las siguientes condiciones.

- Altitud con respect al nivel del mar: 2975 m
- Ángulo de ataque: 7° (ángulo relativo entre incidencia del ala e inclinación calculada por el sistema multi rotor)
- % curvatura del perfil alar: 5.2
- Cuerda: 0.2 m
- Envergadura: 1.2 m
- Velocidad relativa entre fluido y aeronave: 12.5 m/s

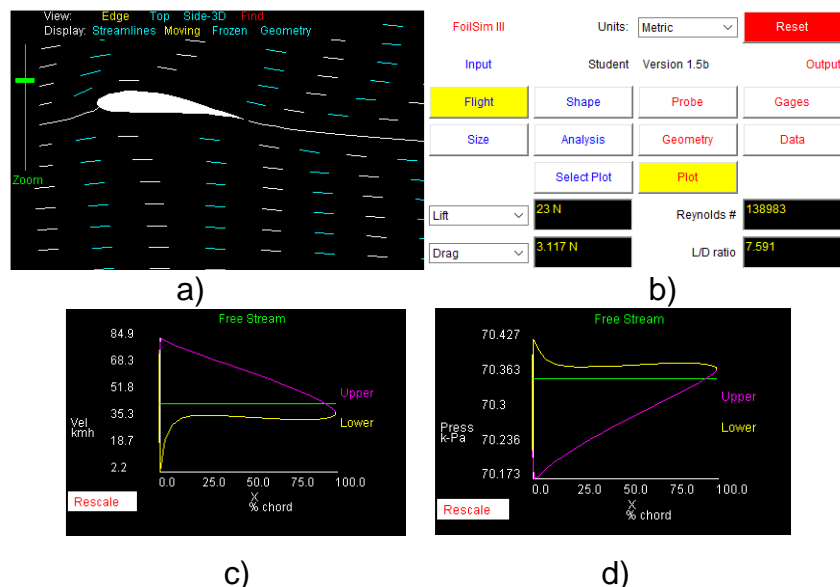


Figura 100. Análisis del ala, a) Comportamiento visual del sistema, b) sustentación, arrastre, número de Reynolds y relación L/D, c) gráfica velocidad en km/h vs %cuerda, d) gráfica presión en kPa vs %cuerda

La tabla 28 muestra la comparación y porcentaje de error en los cálculos de sustentación y arrastre teóricos y simulados.

Tabla 28.

Cálculo del error relativo para fuerza de sustentación y arrastre

Variable	Valor teórico (N)	Valor simulado (N)	Error absoluto	Error relativo (%)
Sustentación	22.3969	23	0.6031	2.62217391
Arrastre	3.0099	3.117	0.1071	3.43599615

Se observa que el error relativo es inferior al 5%, por lo que se considera que el diseño cumple con los requerimientos propuestos.

4.2.6. Modelamiento Matemático

Para el modelamiento matemático se utiliza un método de aproximación numérica considerando múltiples sistemas SISO (Single Input Single Output).

Se considera al controlador interno como un elemento capaz de mantener los ángulos deseados y velocidades lineales sin la complejidad de un modelo estándar. La figura 101 muestra los tipos de movimientos de un avión.

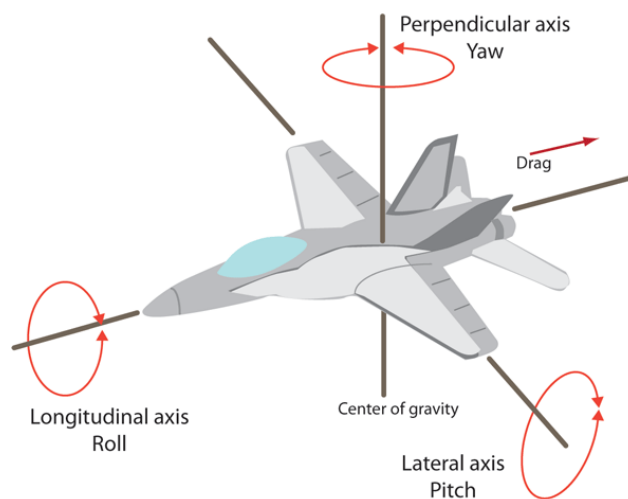


Figura 101. Movimientos de la aeronave, pitch (cabeceo), roll (alabeo) y yaw (guiñada).

El modelamiento relaciona:

- Velocidad en eje X vs Ángulo de cabeceo (Pitch)
- Velocidad en eje Y vs Ángulo de alabeo (Roll)

- Velocidad en eje Z vs Altura relativa del prototipo
- Velocidad de guiñada vs Ángulo de guiñada (Yaw)

4.2.6.1. Datos obtenidos de telemetría

Los datos obtenidos se almacenan en archivos log de telemetría MavLink receptados en el software QGroundControl, como se muestra en la figura 102. Durante el vuelo, la misión fue ejecutada tres veces para obtener mejores resultados y luego se replicó el movimiento con el radio control en modo estabilizado.

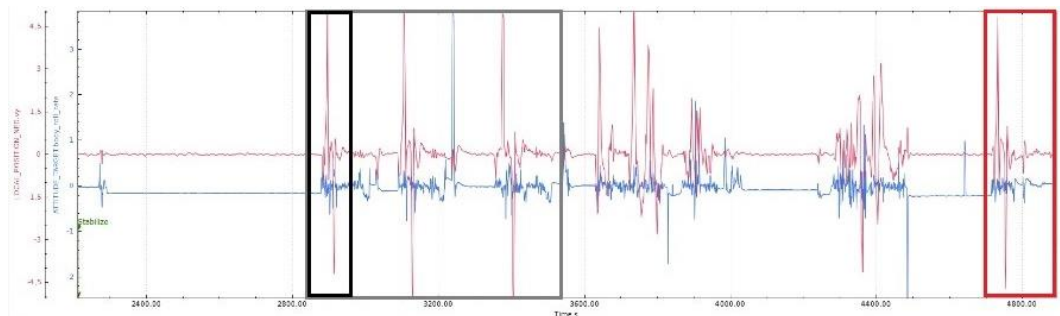


Figura 102. Gráfica de los datos log de telemetría de velocidad en eje Y vs ángulo de alabeo realizados en APM Planner 2.0.24 con la regiones de interés marcadas, misiones (gris), RC modo estabilizado (rojo) y misión seleccionada (negro).

La región seleccionada tiene un grupo de datos más estable debido a las condiciones de viento, por lo que los análisis siguientes se basarán en esta región del gráfico.

La figura 103 muestra los ejes coordenados del prototipo considerando la orientación de la Unidad de Medición Inercial (IMU).

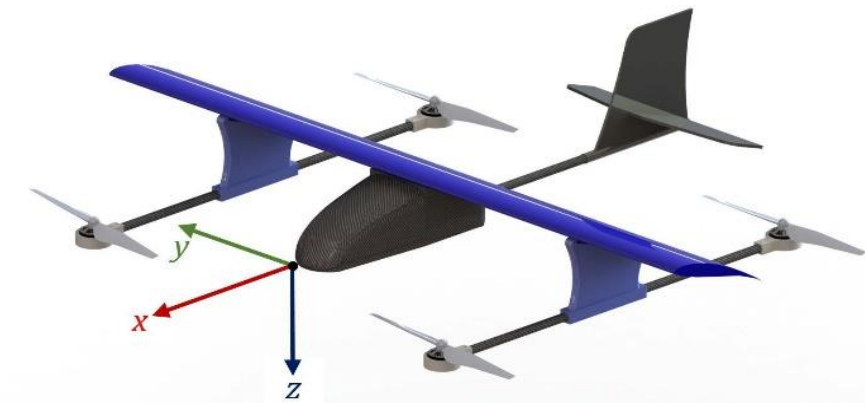


Figura 103. Ejes coordenados x/y/z del prototipo

4.2.6.2. Velocidad en eje x vs ángulo de cabeceo

La velocidad lineal en x y el ángulo de cabeceo son variables principales en el análisis en vuelo hacia adelante debido a la relación directa con la velocidad de crucero. Con el fin de analizar los parámetros, la figura 104 muestra las señales de entrada y salida.

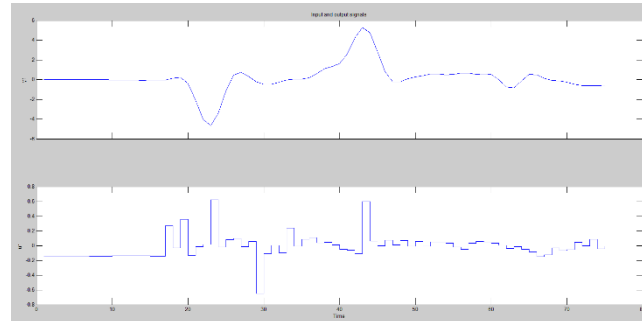


Figura 104. Señal de salida de velocidad en eje x (arriba), señal de entrada del ángulo de cabeceo (abajo)

Función de Transferencia

Se seleccionó métodos de identificación con análisis continuo en el dominio del tiempo con estimación de función de transferencia. La figura 105 muestra la señal original de salida y la salida simulada.

$$Tf = \frac{0.2101s^2 - 0.005987s + 0.0144}{s^6 + 0.3859s^5 + 0.4872s^4 + 0.0995s^3 + 0.05612s^2 + 0.003729s + 0.001127} \quad (21)$$

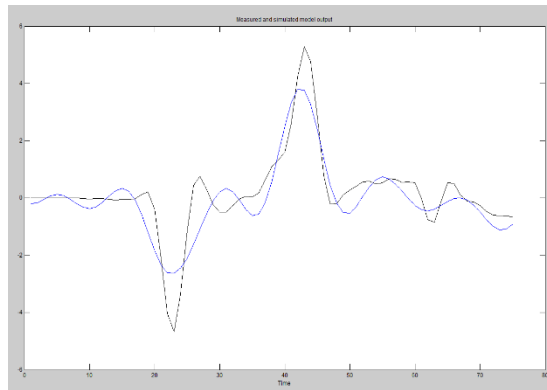


Figura 105. Señal original de salida (negro), señal simulada de salida (azul) para velocidad en eje x

4.2.6.3. Velocidad en eje y vs ángulo de alabeo

La velocidad en el eje Y y el ángulo de alabeo se relacionan con la estabilidad lateral del sistema. Para analizar los parámetros, la figura 106 muestra los datos de señal de entrada y salida.

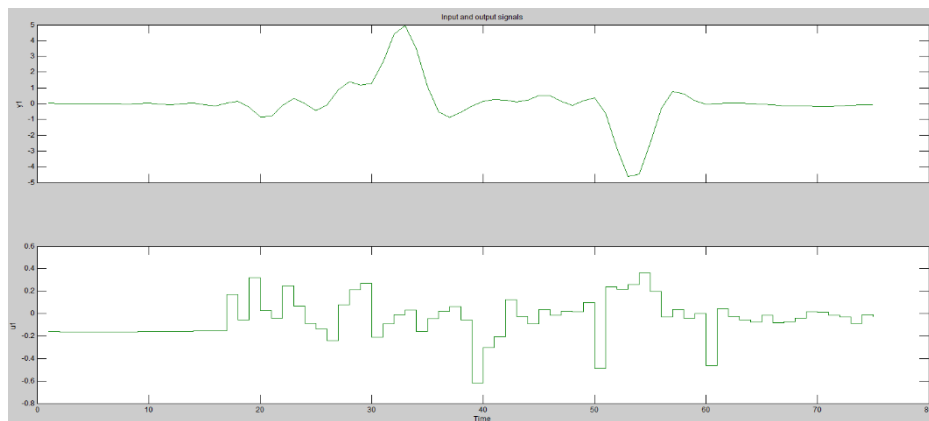


Figura 106. Señal de salida de velocidad en eje y (arriba), señal de entrada del ángulo de alabeo (abajo)

Función de Transferencia

Se seleccionó métodos de identificación con análisis continuo en el dominio del tiempo con estimación de función de transferencia. La figura 107 muestra la señal original de salida y la salida simulada.

$$Tf = \frac{-0.1079s^2 + 0.02002s - 0.003025}{s^6 + 0.2433s^5 + 0.4292s^4 + 0.0531s^3 + 0.0459s^2 + 0.00071s + 0.0005716} \quad (22)$$

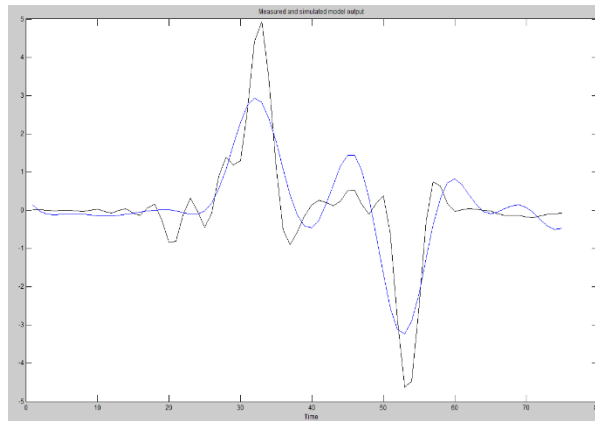


Figura 107. Señal original de salida (negro), señal simulada de salida (azul) para velocidad en eje y

4.2.6.4. Velocidad en eje z vs altitud

Para analizar los parámetros, la figura 108 muestra los datos de señal de entrada y salida.

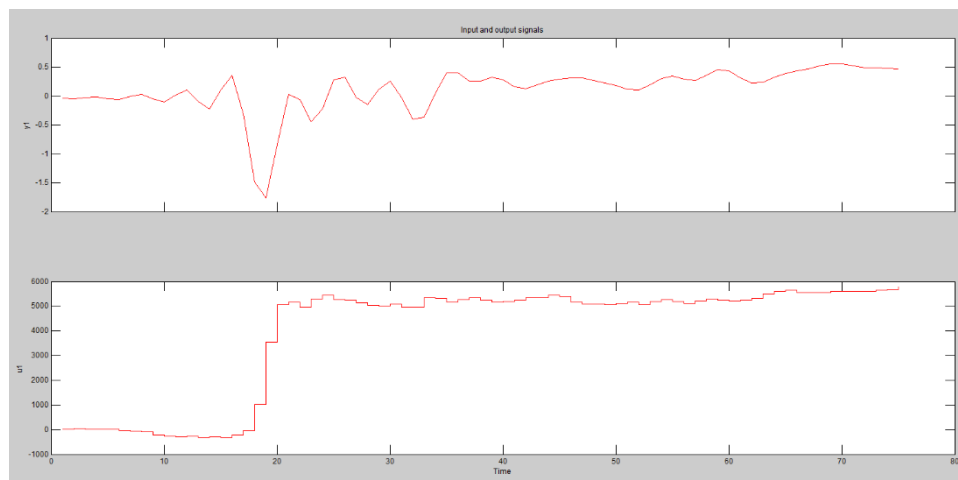


Figura 108. Señal de salida de velocidad en eje z (arriba), señal de entrada de altitud (abajo)

Función de Transferencia

Se seleccionó métodos de identificación con análisis continuo en el dominio del tiempo con estimación de función de transferencia. La figura 109 muestra la señal original de salida y la salida simulada.

$$Tf = \frac{-0.0007482s^5 - 0.000002615s^4 - 0.00005317s^3 + 0.000008268s^2 + 0.000001498s + 0.0000002481}{s^5 + 5.45s^4 + 1.758s^3 + 0.6638s^2 + 0.1224s + 0.0000002109} \quad (23)$$

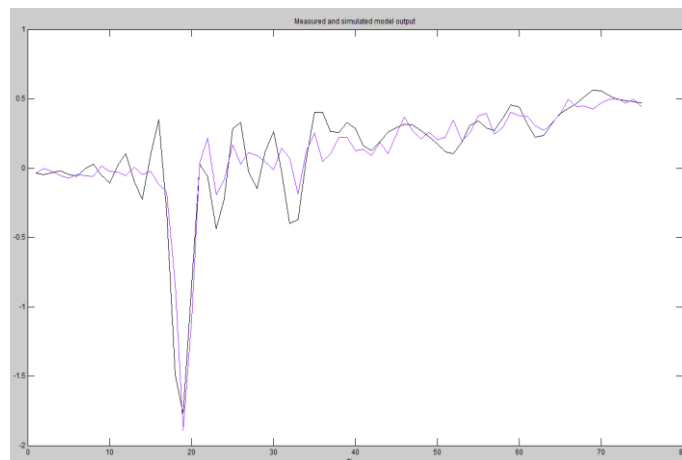


Figura 109. Señal original de salida (negro), señal simulada de salida (púrpura) para velocidad en eje z

4.2.6.5. Velocidad rotacional de guiñada vs ángulo de guiñada

Con el fin de analizar los parámetros, la figura 110 muestra los datos de entrada y salida preparados para el análisis.

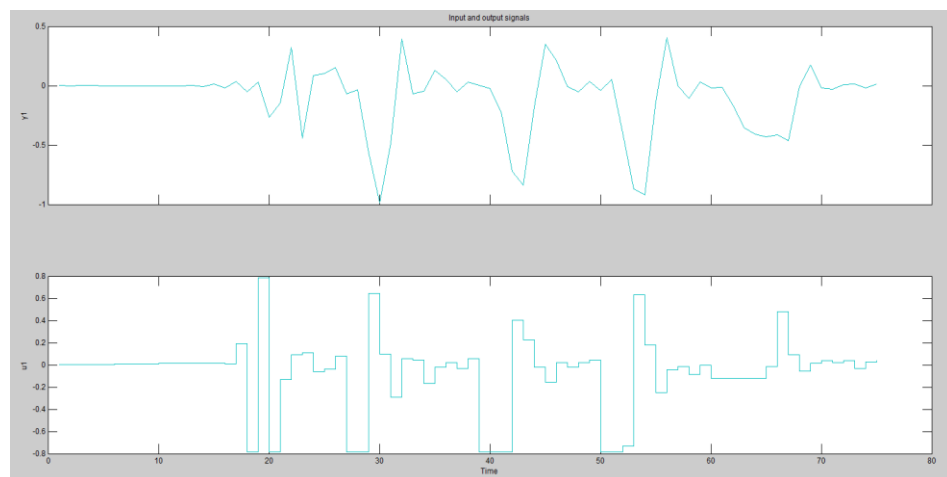


Figura 110. Señal de salida de velocidad rotacional de guiñada (arriba), señal de entrada de ángulo de guiñada (abajo)

Función de Transferencia

Se seleccionó métodos de identificación con análisis continuo en el dominio del tiempo con estimación de función de transferencia. La figura 111 muestra la señal original de salida y la salida simulada.

$$Tf = \frac{-0.02006s^5 + 2.828s^4 - 3.956s^3 + 5.646s^2 - 0.8336s + 0.6348}{s^5 + 2.571s^4 + 7.109s^3 + 4.159s^2 + 1.061s + 0.5744} \quad (24)$$

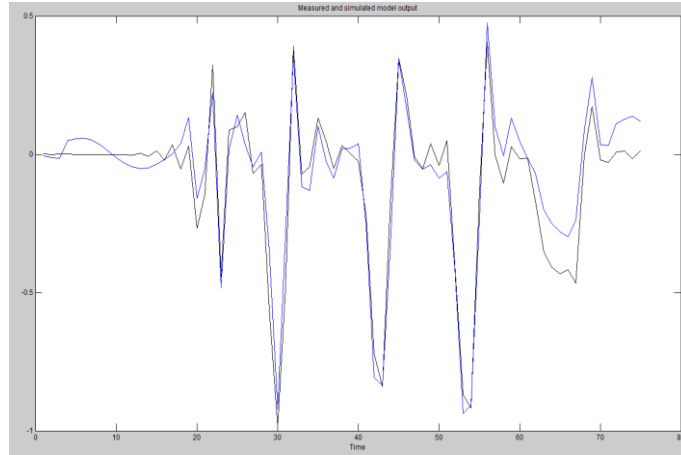


Figura 111. Señal original de salida (negro), señal simulada de salida (azul) para velocidad rotacional de guiñada

4.2.6.6. Influencia del ala fija

La influencia del ala fija depende de los valores de presión dinámica (q) y coeficiente de sustentación (C_l). Para nuestro caso, puede expresarse en función del ángulo pitch y la velocidad lineal en el eje X.

Los valores de la IMU (Inertial Measurement Unit) para el ángulo pitch se encuentran en el rango de -3.86 a 3.86 para ángulos entre -45° y 45° . Considerando al ángulo de ataque como una variable "x":

$$x = 20 - 12.02 \cdot Pitch \quad (25)$$

El coeficiente de lift es un coeficiente aerodinámico adimensional característico de un perfil alar bidimensional que depende del ángulo de ataque.

La curva puede ser descrita con una aproximación polinomial de tercer grado, que se indica en la figura 112.

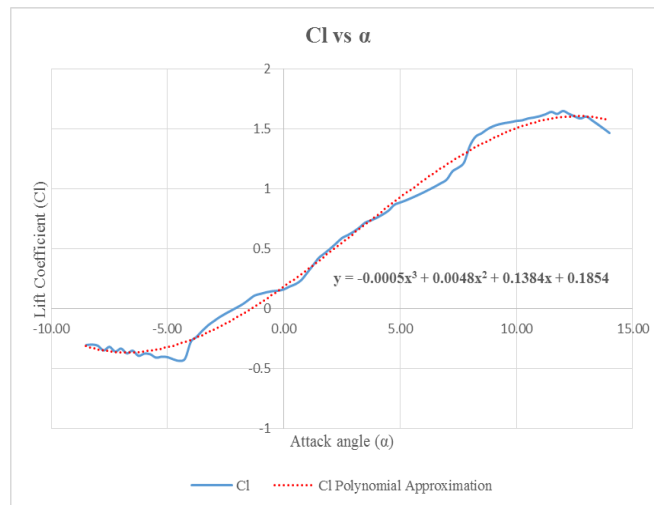


Figura 112. Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque para perfil alar FX63-120 (azul) y aproximación polinomial de tercer grado (rojo)

$$Cl = -0.0005x^3 + 0.0048x^2 + .1384x + 0.1854 \quad (26)$$

La presión dinámica está asociada con la velocidad relativa de la aeronave y la densidad del fluido:

$$q = 0.4328 \cdot v^2 \quad (27)$$

La fuerza de sustentación se relaciona con la presión dinámica, el coeficiente de sustentación y la superficie alar.

$$L = 0.24 \cdot q \cdot Cl \quad (28)$$

El diagrama de bloques para la fuerza de sustentación se muestra en la figura 113.

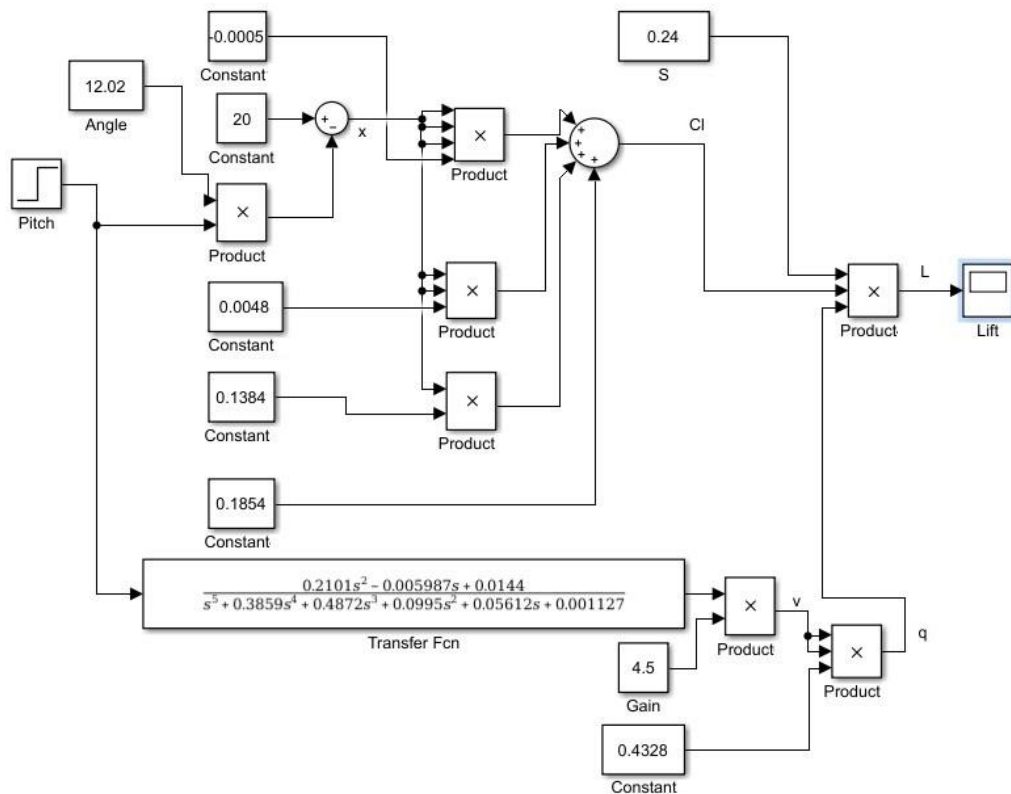


Figura 113. Diagrama de bloques del análisis de fuerza de sustentación

4.3. Resumen

En este capítulo se detalla la implementación del prototipo comenzando con la construcción de la estructura de la aeronave. Las hojas de procesos se muestran en el apartado de anexos, conjunto con los planos necesarios para cada operación. A continuación se muestran pruebas y resultados, mencionando las métricas de evaluación, el desarrollo de cada prueba y discusión de los resultados obtenidos a lo largo de cada proceso.

Se indican los errores obtenidos con respecto a los valores ideales de diseño desde las fuerzas de sustentación y arrastre, con un error relativo del 3%, hasta el error medio cuadrático del posicionamiento autónomo de la aeronave, siendo menor a 0.01.

Capítulo 5

Conclusiones, Recomendaciones y Trabajos Futuros

En el presente capítulo se indican las conclusiones y recomendaciones fruto de las pruebas realizadas para el prototipo. Se indican además, propuestas de trabajos futuros asociados al presente trabajo.

5.1. Conclusiones

- Se diseñó y construyó un prototipo UAV multirotor de mini escala capaz de aprovechar las ventajas aerodinámicas de ala fija aumentando el tiempo de vuelo en un 11.55% con respecto a una configuración de cuadricóptero estándar, debido al consumo reducido de potencia de los motores y el menor voltaje de corte permitido por las baterías de Li-Ion de 2.5V por celda.
- Se desarrolló el diseño estructural y aerodinámico del prototipo realizando análisis estáticos de los componentes sometidos a mayor carga, así como el estudio del comportamiento dinámico del fluido al entrar en contacto con el sistema, verificando que la propulsión rotacional generada por las hélices no interfiere con el flujo de aire dirigida hacia la superficie alar.
- Se analizó el controlador Pixhawk, cuya programabilidad y compatibilidad con sistemas operativos abiertos permite la modificación de los parámetros asociados con el control de una aeronave, permitiendo mantener la estabilidad del prototipo con los cambios realizados en su estructura.

- Se determinó los parámetros del controlador más adecuados para la correcta implementación del ala fija en el sistema, identificando que el tiempo de respuesta del sistema de control debe ser más alto, ya que la estabilidad lateral del controlador se ve complementada por las superficies del empenaje.
- Se evaluó el desempeño del prototipo, identificando que durante el vuelo a la velocidad de entrada en pérdida el prototipo planea perdiendo altitud en pasos más lentos comparado con un sistema multi rotor convencional, alta maniobrabilidad desde la estación en tierra con el control RC, alta exactitud en geolocalización durante misiones pre-programadas para vuelo autónomo, pero presenta inestabilidad ante alteraciones externas como vientos cruzados.

5.2. Recomendaciones y trabajos futuros

- Se recomienda implementar superficies de control en el ala o empenaje del prototipo con el fin de realizar una conmutación en el modo de vuelo, permitiendo que para trayectorias amplias se utilice control únicamente de ala fija.
- Se recomienda aminorar el volumen de la caja del hardware y el largo de los brazos para disminuir el esfuerzo flector en las uniones y los desplazamientos verticales en el extremo libre de los tubos, reduciendo vibraciones y evitando alteraciones en la estabilidad ante vientos cruzados.
- Se plantea aplicar los principios aerodinámicos en sistemas multi rotor de carga, permitiendo usar la fuerza de sustentación generada por el ala combinada con el empuje de las hélices para alcanzar una carga útil mayor.
- Se plantea implementar en el prototipo sistemas de visión artificial para generación de mapas en entornos abiertos.
- Para el desarrollo de trabajos futuros se puede implementar superficies de control en el ala o empenaje del prototipo con el fin de realizar una

conmutación en el modo de vuelo, permitiendo que para trayectorias amplias se utilice control únicamente de ala fija.

Bibliografía

- Adafruit. (2014). *Li-Ion & LiPoly Batteries*.
- Aguilar, W. G., & Angulo, C. (2014a). Optimization of Robust Video Stabilization based on Motion Intention for Micro Aerial Vehicles. *Systems Signals and Devices (SSD), 2014 International Multi-Conference on*, Accepted. <https://doi.org/10.1109/SSD.2014.6808863>
- Aguilar, W. G., & Angulo, C. (2014b). Real-time video stabilization without phantom movements for micro aerial vehicles. *EURASIP Journal on Image and Video Processing*, 1–13.
- Aguilar, W. G., & Angulo, C. (2016). Real-Time Model-Based Video Stabilization for Microaerial Vehicles. *Neural Processing Letters*, 43(2), 459–477.
- Aguilar, W. G., Casaliglla, V. P., & Pólit, J. L. (2017a). Obstacle Avoidance Based-Visual Navigation for Micro Aerial Vehicles. *Electronics*, 6(1), 10.
- Aguilar, W. G., Casaliglla, V. P., & Pólit, J. L. (2017b). Obstacle Avoidance for Low-Cost UAVs. In *Semantic Computing (ICSC), 2017 IEEE 11th International Conference* (pp. 503–508). IEEE.
- Aguilar, W., & Morales, S. (2016). 3D Environment Mapping Using the Kinect V2 and Path Planning Based on RRT Algorithms. *Electronics*, 5(4), 70. Retrieved from <http://www.mdpi.com/2079-9292/5/4/70>
- Borrell, G. (2016). Cálculo de Aviones, 1–56.
- Bouabdallah, S., Noth, A., Siegwart, R., & Siegwan, R. (2004). PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor. *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 3, 2451–2456.
- Casazola, D., Arnez, F., & Espinoza, H. (2014). Design Considerations of an Unmanned Aerial Vehicle for Aerial Filming. *TechZone*, 8.

- Chao, H., Cao, Y., & Chen, Y. (2010). Autopilots for small unmanned aerial vehicles: A survey. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 8(1), 36–44.
- Engineering, T. (2016). Fascicle of Management and Technological Engineering QUADCOPTER BODY FRAME MODEL AND ANALYSIS, 120(MAY), 3–6.
- Fahlstrom, P. G., & Gleason, T. J. (2012). *Introduction to UAV Systems*. (L. John Wiley and Sons, Ed.) (4th ed.). West Sussex: Library of Congress Cataloging-in-Publication Data.
- Fernández-Peña Mollá, L. (2012). Xflr5 V4.17 Software De Análisis De Perfiles, Planos Y Aviones : Estudio Y Diseño De Un Cn-235, capítulo 1.
- Ferrell, P., Smith, B., Stark, B., & Chen, Y. (2013). Dynamic flight modeling of a multi-mode flying wing quadrotor aircraft. *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2013 - Conference Proceedings*, 398–404.
- Figueiredo, D. L. (2014). *Autopilot and Ground Control Station for UAV*.
- Gausemeier, J., & Moehring, S. (2003). New Guideline VDI 2206 – A Flexible Procedure Model for Specific Requirements to the Design of Mechatronic Systems. *International Conference on Engineering Design Iced 03 Stockholm*, 10.
- Hochstenbach, M., Notteboom, C., Theys, B., & De Schutter, J. (2015). Design and control of an unmanned aerial vehicle for autonomous parcel delivery with transition from vertical take-off to forward flight - VertiKUL, a quadcopter tailsitter. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 7(4), 395–405.
- Hulsmans, S., de Groot, J., & Dokter, D. (2013). Atmos uav. *Leonardo Times*, (March), 8–11.
- Kendoul, F. (2012). Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems. *Journal of Field Robotics*, 29(2), 315–

378.

- Krajník, T., Vonásek, V., Fiser, D., & Faigl, J. (2011). AR-Drone as a Platform for Robotic Research and Education.
- Krawczyk, J. M., Mazur, A. M., Tomasz, S., & Stokłosa, A. W. (2014). Fuel cells as alternative power for unmanned aircraft systems - current situation and development trends. *Transactions of the Institute of Aviation*, 4(4), 49–62.
- Kumar, V., & Michael, N. (2012). Opportunities and challenges with autonomous micro aerial vehicles. *The International Journal of Robotics Research*, 31(11), 1279–1291.
- Ładyżyńska-Kozdraś, E. (2012). Modeling and numerical simulation of unmanned aircraft vehicle restricted by non-holonomic constraints. *Journal of ...*, 251–268.
- Luna, D., Sandoval, J., Gonzales, F., & Alvarez, M. (2008). *Diseño y construcción de un sistema eléctrico para el apoyo al aterrizaje de un UAV*. Insitituto Politécnico Nacional.
- Michael, N., Scaramuzza, D., & Kumar, V. (2012). Special issue on micro-UAV perception and control. *Autonomous Robots*, 33(1–2), 1–3.
- Mönninghof, M., Thamm, H. P., Brieger, N., Neitzke, K. P., Meyer, M., & Jansen, R. (2015). SONGBIRD-an innovative UAS combining the advantages of fixed wing and multi rotor UAS. *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences - ISPRS Archives*, 40(1W4), 345–349.
- Muraoka, K., Okada, N., Kubo, D., & Sato, M. (2012). Transition Flight of Quad Tilt Wing Vtol Uav. *28Th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 3242–3251.
- Pounds, P., Mahony, R., & Corke, P. (2006). Modelling and control of a quad-rotor robot. *Proceedings Australasian Conference on Robotics and Automation 2006*, 1–26.

- Raymer, D. P., Przemieniecki, J. S., Hibma, R., Hecq, L., Scott, H., Child, R., ... Raymer, G. (1999). *Aircraft Design : A Conceptual Approach*.
- Ruoff, R. S., & Lorents, D. C. (1995). *Mechanical and thermal properties of carbon nanotubes* (Vol. 33).
- Sadraey, M. (2012). Wing Design. *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*, 808.
- Simpson, C. (2011). Characteristics of Rechargeable Batteries. *National Semiconductor*, 1–12.
- Verdejo, D. G., Pérez, J. I. L., & Estrada, I. P. (2009). Control de un vehículo aéreo no tripulado.