



Universidad Autónoma de Baja California

FACULTAD DE INGENIERÍA, ARQUITECTURA Y DISEÑO

Maestría y Doctorado en Ciencias e Ingeniería

***DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO PARA
LIBERAR DERIVADORES OCEÁNICOS***

T E S I S

**QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE
DOCTOR EN CIENCIAS**

PRESENTA

ANTONIO GOMEZ ROA

TUTOR

Dr. JUAN IVÁN NIETO HIPÓLITO

Ensenada, Baja California, México.

Diciembre 2020

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA

FACULTAD DE INGENIERÍA, ARQUITECTURA Y DISEÑO

MAESTRÍA Y DOCTORADO EN CIENCIAS E INGENIERÍA

Diseño Y Construcción De Un Vehículo Aéreo No Tripulado Para Liberar Derivadores Oceánicos

TESIS

Que para obtener el grado de Doctorado en Ciencias presenta:

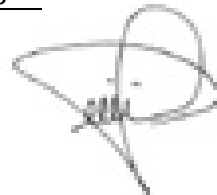
Antonio Gómez Roa

Aprobada por:



Juan Iván Nieto Hipólito

Director de tesis



Dr. Juan de Dios Sánchez López

Miembro del comité



Dr. Xavier Flores Vidal

Codirector de tesis



Dr. Humberto Cervantes de Ávila

Miembro del comité



Dr. Roberto Conte Galván

Miembro del comité

Ensenada Baja California, México. Diciembre del 2020

Agradecimientos

En primer lugar, quiero agradecer este proyecto a mi familia, mis padres, mis hijos y muy en especial a mi abuelito JOSE ROA RAMOS que desafortunadamente no pudo ver el resultado de todas sus motivaciones y consejos. Todos ellos han estado a mi lado, aguantarme en los malos momentos y disfrutando conmigo de los buenos, siempre apoyándome, durante el desarrollo de esta tesis y durante toda mi vida. Ellos han hecho posible que haya llegado hasta aquí.

Quiero agradecer a mi director de tesis al Dr. Juan Iván Nieto Hipólito y sobre todo a mi codirector al Dr. Xavier por darme la posibilidad de realizar este proyecto. También agradecer a Adres Sandoval Rangel y Cesar A. Liera Grijalva quienes apoyaron en el desarrollo de las boyas y por sus consejos a la hora de hacer las mejoras en los experimentos en el UAV y muy especial al Ing. Orlando Avendaño Gastelum por todos sus consejos en diseño e integración y por ser piloto en tierra del UAV.

¡Mil gracias a todos!

Este estudio es parte del proyecto No. 201441 “Implementación de redes de observación oceanográficas (físicas, geoquímicas, ecológicas) para la generación de escenarios ante posibles contingencias relacionadas a la exploración y producción de hidrocarburos en aguas profundas del Golfo de México”, financiado por el fondo sectorial SENER-CONACyT Hidrocarburos.



Resumen

Hoy en día, la investigación en el campo de los vehículos aéreos no tripulados ha experimentado un auge considerable, la tecnología de este tipo de aeronaves ha sido desarrollada para desempeñar una multitud de tareas en distintos campos. En particular, se presenta el diseño de un vehículo aéreo no tripulado del tipo UAV con aplicaciones en el área de la Oceanología, capaz de transportar y liberar derivadores oceánicos (Boyas) para conocer el trazo, el seguimiento de masas de agua superficiales, monitorear tanto la dinámica oceánica (corrientes, temperatura, salinidad) como las variables de calidad (PH, contaminantes por hidrocarburos, entre otros) siendo útil como una herramienta de emergencia de respuesta rápida para mapear derrames o para búsqueda y rescate. El vehículo aéreo tiene una autonomía aproximada de 1hr, soporta una carga útil de 5 kg, Su alcance en distancia recorrida en la costa es de 30 km, con la capacidad de operar en condiciones de viento de 10 nudos (20km/h). Para depositar los experimentos en lugares estratégicos utiliza una técnica denominada puntos “*waypoint*” (Latitud y Longitud) manejado por un piloto automático de alta precisión (2 - 3 m) y una altitud de 500m sobre el nivel del mar. Para comprobar su desempeño se muestran las liberaciones exitosas realizadas a lo largo de la costa de Baja California, entre Tijuana y Rosarito, México. Cerca de 50 experimentos (vuelos) nos permitieron mejorar el despegue, el aterrizaje, la base de liberación para las boyas, la velocidad de crucero, su autonomía, la altitud para liberar las boyas de manera segura y la implementación de un paracaídas que controlara la velocidad de descenso.

INDICE

Comité de Tesis	1
Agradecimientos	2
Resumen	3
Índice de Figuras	8
Índice de Tablas	12

CAPITULO I

1. INTRODUCCIÓN	13
1.1 Introducción	14
1.2 Objetivos	17
1.2.1 objetivos específicos.....	17
1.3 Justificación	18

CAPITULO II

2. SEGMENTOS DE UN SISTEMA UAV	21
2.1 Segmento Aire	22
2.1.1 Subsistema Mecánico o Estructura física	23
2.1.1.1 Fuselaje	23
2.1.1.2 Alas.....	24
2.1.1.3 Estabilizadores.....	25
2.1.1.4 Tren de Aterrizaje	26
2.1.1.5 Ejes de un Avión	27
2.1.1.6 Fuerzas que actúan en el vuelo	30
2.1.2 Subsistema de Propulsión	31
2.1.2.1 Motores.....	31
2.1.2.2 Variador o controlador de motor	32

2.1.2.3 Hélice	33
2.1.3 Subsistema de Alimentación.....	35
2.1.3.1 Tipos de Baterías	36
2.1.4 Subsistema de Control.....	38
2.1.4.1 Controlador de Vuelo	38
2.1.4.2 Sistema de Control	40
2.1.4.3 Servomotores.....	42
2.1.4.4 Sensores.....	44
2.2 Segmento de Comunicaciones.....	48
2.2.1 Subsistema de Telemetría	50
2.2.1.1 Frecuencias para Telemetría.....	51
2.2.1.2 Protocolo “MAVLink” (“Micro Air Vehicle Link”)	53
2.2.1.3 Modos de Vuelo	54
2.3 Segmento Tierra	55
2.3.1 Subsistema de Monitoreo.....	56
3. Diseño de la Aeronave para liberación de boyas en la costa.....	58
3.1 Descripción de la Aeronave Empleada en el Proyecto	59
3.1.1 Estructura Física	59
3.1.1.1 Alas.....	59
3.1.1.2 Estabilizadores.....	60
3.1.1.3 Especificaciones Mecánicas	61
3.2 Componentes del sistema de Avión No Tripulado	62
3.2.1 Segmento Aire	63
3.2.2 Segmento Tierra	64
3.2.2.1 Comunicaciones	64
3.3 Selección de materiales	65
3.3.1 Equipos de Control	66
3.3.1.1 Computadora de vuelo.....	66

3.3.1.2	Sensor Tubo pitot.....	68
3.3.1.3	Posicionamiento (GPS)	70
3.3.1.4	Servomotor	71
3.3.2	Equipos de Propulsión	73
3.3.2.1	Motor Eléctrico	73
3.3.2.2	ESC controlador de velocidad.....	75
3.3.2.3	Hélice	76
3.3.3	Equipo de manejo Radio Control	77
3.3.3.1	Radio control.....	77
3.3.4	Equipo de telemetría.....	80
3.3.4.1	Trasmisor y receptor de Telemetría	80
3.3.5	Equipo de alimentación.....	82
3.3.4.1	Alimentación de la sección de control	82
3.3.4.2	Alimentación de la sección de propulsión	83
3.3.5	“Software”	84
4.	ANÁLISIS DE RESULTADOS	88
4.1	Pruebas en tierra de configuración y calibración del equipo	89
4.2	Instalación y configuración del UAV	89
4.2.1	Configuración de Comunicación MAVLINK	90
4.2.2	Reconocimiento de “Software Mission Planner” con la computadora de vuelo	92
4.2.3	Calibración de sensores IMU y GPS.....	92
4.2.4	Configuración y Calibración de Radio Control	95
4.3	Pruebas de consumo de energía.....	97
4.4	Pruebas de comunicación RSSI	100
4.5	Pruebas de lanzamiento de boyas.....	105
4.5.1	Derivadores Oceánicos.....	105
4.5.2	Túnel de Liberación para derivadores oceánicos	108

4.5.3 Resultados del lanzamiento de derivadores oceánicos	109
5. CONCLUSIONES Y BIBLIOGRAFIA	116
5.1 Conclusiones	117
5.2 Trabajos a Futuro	118
5.3 Referencias Bibliográficas	119

Índice de Figuras

Capítulo I: INTRODUCCIÓN

Fig. 1.1 Representación de la liberación de derivadores oceánicos en la costa...19

Capítulo II: SEGMENTOS DE UN SISTEMA UAV

Fig. 2.1 Segmentos de un sistema de un UAV	21
Fig. 2.2 Subsistemas de un UAV	22
Fig. 2.3 Partes principales de un avión.....	23
Fig. 2.4 Partes del Ala.....	25
Fig. 2.5 Partes de los estabilizadores	26
Fig. 2.6. Tren de aterrizaje.....	27
Fig. 2.7 Ejes de un Avión	27
Fig. 2.8 Movimiento en “Pitch”	28
Fig. 2.9 Movimientos en “Yaw”	29
Fig. 2.10. Movimientos en “Roll”	29
Fig. 2.11 Fuerzas en un vuelo	30
Fig. 2.12 Esquema de conexión del controlador ESC.....	33
Fig. 2.13 Ejemplos de hélices fabricadas con madera, fibra de carbono y nylon. 34	
Fig. 2.14 Velocidades de hélices a distintos diámetro	35
Fig. 2.15 Clasificación de los dispositivos de sensorización	40
Fig. 2.16 Sistema de control	41
Fig. 2.17 Control PID del controlador de estabilidad.....	42
Fig. 2.18 El servomotor	43
Fig. 2.19 Ejes de medición de sensores de una IMU.....	45
Fig. 2.20 Sistema de GPS para UAV	47
Fig. 2.21 Funcionamiento de tubo pitot bajo el principio de Bernoulli	48
Fig. 2.22 Sistema de Comunicación para UAV	49

Fig. 2.23 Trama de Protocolo “MAVLink”	53
Fig. 2.24 Diagrama de la clasificación de modos de vuelo	54
Capítulo III: DISEÑO DE LA AERONAVE PARA LIBERACIÓN DE BOYAS EN LA COSTA	
Fig. 3.1 UAV Mugin 3m utilizado en esta tesis.....	60
Fig. 3.2 Forma de costilla del ala	60
Fig. 3.3 Estabilizadores del UAV en forma de H	61
Fig. 3.4 Esquema general del UAV	62
Fig. 3.5 Elementos del Segmento Aire.....	63
Fig. 3.6 Elementos del Segmento Tierra.....	64
Fig. 3.7 Enlaces de telemetría en navegación manual y automática	65
Fig. 3.8 Distribución para selección de equipos.....	66
Fig. 3.9 computadora de vuelo “Pixhawk”	68
Fig. 3.10 tubo pitot mRo MS4525DO	69
Fig. 3.11 Dispositivo de posicionamiento UBLOX Neo-M8N	71
Fig. 3.12 Servomotor “Futaba” S3003.....	73
Fig. 3.13 Motor Rotomax 50cc.....	74
Fig. 3.14 ESC “Turnigy” YEP 180A HV	76
Fig. 3.15 Hélice turnigy ultra-light de madera (24x12)	76
Fig. 3.16 Radio Control “SPEKTRUM” DX9 DSMX.....	78
Fig. 3.17 Radio control “Spectrum” DX9 con el sistema “Dagonlink”	79
Fig. 3.18 Sistema de transmisor y receptor del “DragonLink”	80
Fig. 3.19 Modulo de transmisor y receptor del RFD900+	81
Fig. 3.20 Modulo de alimentación en la sección de control.....	82
Fig. 3.21 Modulo de alimentación en la sección de control.....	84
Fig. 3.22 Imagen del “software Mission Planner”	86
Capítulo IV: ANÁLISIS DE RESULTADOS	
Fig. 4.1 Esquema del montaje y revisión de la tornillería del UAV.....	89
Fig. 4.2 Secuencia de pasos para asegurar un buen funcionamiento del UAV ...	90

Fig. 4.3 Selección de parámetros en la comunicación “Mavlink” en “Mission Planner”.	91
Fig. 4.4 Selección de “firmware” de ala fija para UAV.....	92
Fig. 4.5 Sección del “software” donde se realiza la calibración del UAV para el IMU y GPS	93
Fig. 4.6 Calibración del IMU en la plataforma del “Mission Planner”	94
Fig. 4.7 Calibración del GPS en la plataforma del “Mission Planner”	94
Fig. 4.8 Asignación de canales para las interfaces de control	96
Fig. 4.9 Configuración de los canales de control el “software Mission Planner”..	97
Fig. 4.10 Selección de los puntos de “waypoint” por el usuario y descripción visual de la trayectoria programa o ruta a una distancia recorrida de 30km	99
Fig. 4.11 Carga de la batería (línea azul) y distancia recorrida (línea naranja) en 6 pruebas de vuelo a 30 Km	99
Fig. 4.12 Calculando la distancia entre la estación terrena y el UAV.....	102
Fig. 4.13 Grafica de los valores de RSSI, altitud del vehículo vs distancia.....	104
Fig. 4.14 La parte izquierda muestra un derivador oceánico sobre la mano derecha con su paracaídas bajo el agua de color amarillo. La parte superior derecha muestra un derivador con su paracaídas durante un lanzamiento con un UAV. Abajo a la derecha se muestra un derivador en el agua, sus paneles solares se pueden ver en el interior.....	106
Fig. 4.15 En la parte izquierda se describe de un derivador oceánico con su embudo para asegurar la influencia de la corriente de agua. En la parte derecha es una fotografía real del sistema del paracaídas por debajo del agua.....	107
Fig. 4.16. La parte superior muestra los túneles de liberación vacíos. La parte central muestra a los derivadores oceánicos que se cargan en los túneles de liberación y la parte inferior muestra los túneles con dos derivadores listos para ser liberados..	109
Fig. 4.17. La parte superior muestra una trayectoria de tres meses realizada por uno de derivadores oceánicos lanzados del UAV equipados con GPS y sensor de temperatura, mostrados con colores de la trayectoria. La parte inferior muestra el voltaje de la batería durante toda la misión	111
Fig. 4.18 Datos de 6 derivadores lanzados a 500 m de altitud. Se muestra temperatura y posición.....	112

Fig. 4.19 Trayectoria del UAV (línea discontinua azul) durante una misión de 3 km y trayectoria del derivador oceánico (línea discontinua roja) después de ser liberado a 70 metros sobre el nivel del mar. La estrella rosa muestra las coordenadas de liberación 113

Fig. 4.20 Trayectoria del UAV (línea discontinua azul) durante una misión de 6 km y trayectoria del derivador oceánico, luego de ser liberado a 150 m sobre el nivel del mar. La estrella rosa muestra las coordenadas de liberación..... 114

Fig. 4.21 Trayectoria del UAV (línea discontinua azul) durante una misión de 16 km, y trayectoria del derivador oceánico, después de ser liberado a 400 m sobre el nivel del mar. La estrella rosa muestra las coordenadas de liberación.....115

Índice de Tablas

Capítulo I: INTRODUCCIÓN

Capítulo II: SEGMENTOS DE UN SISTEMA UAV

Tabla 2.1 Comparación Tipos De Baterías	36
Tabla 2.2. Espectro de radiofrecuencia	51
Tabla 2.3. Análisis Comparativo Entre Frecuencias Para Telemetría.....	52
Tabla 2.4 Descripción De Modos De Vuelo	55

Capítulo III: DISEÑO DE LA AERONAVE PARA LIBERACIÓN DE BOYAS EN LA COSTA

Tabla 3.1 Especificaciones Mecánicas Del UAV Del Proyecto	61
Tabla 3.2 Componentes Del Segmento Aire Para La Aeronave Del Proyecto	63
Tabla 3.3 Parámetros de las computadoras de vuelo.....	67
Tabla 3.4 Parámetros de los tubos pitot en el mercado.....	69
Tabla 3.5 Parámetros GPS en el mercado	70
Tabla 3.6 Parámetros del servomotor en el mercado	72
Tabla 3.7 Parámetros del motores eléctricos sin escobillas	74
Tabla 3.8 Parámetros del controlador de velocidad ESC	75
Tabla 3.9 parámetros de las antenas para el transmisor y receptor a 433 Mhz	79
Tabla 3.10 Especificaciones del módulo de referencia RFD900+.....	81
Tabla 3.11 Especificaciones del dispositivo YEP 20A HV (2~12S) SBEC	83
Tabla 3.12 Parámetros de los software para planificar misiones en UAV.....	85

Capítulo IV: ANÁLISIS DE RESULTADOS

Tabla 4.1 Valores de descarga de la batería (%), distancia recorrida (km), tiempo transcurrido (minutos), velocidad del viento (nudos), velocidad de la aeronave (km / h) y carga útil (gr) durante 6 vuelos realizados para evaluar el comportamiento de las baterías	98
Tabla 4.2 Indicación mínima de la intensidad de la señal recibida (RSSI) a 16 km de distancia.....	104

CAPITULO I

INTRODUCCION

1.1 Introducción

México forma parte de los países más importantes del mundo por su biodiversidad y cuenta con una situación geográfica privilegiada, se caracteriza por tener regiones desérticas, agrícolas y costeras, entre las cuales destaca la zona costera ya que cuenta con acceso a los dos océanos más grandes del mundo, con una extensión de 11,122 Km de litorales y de 3,149,920 Km² de mar territorial. La Secretaria de Marina realiza Investigación oceanográfica a través de dos Institutos y 6 estaciones de investigación. En ellos, se trabaja mediante la implementación de planes y programas para la ejecución de proyectos institucionales en las zonas marinas y costas a fin de contribuir al desarrollo marítimo del país. Se desarrollan estudios que atienden las siguientes líneas de investigación:

- ✓ Dinámica Costera.
- ✓ Contaminación Marina.
- ✓ Selección de Zonas de Vertimiento de Productos de Dragado.
- ✓ Arribazón Atípica de Sargazo
- ✓ El impacto al ecosistema en las actividades socioeconómicas en las Costas
- ✓ Erosión al Sistema Arrecifal por efectos de cambio climático.

En la Universidad Autónoma de Baja California a través del Instituto de Investigaciones Oceanográficas (IIO), se cuenta con el Observatorio Oceanográfico Regional Costero que genera y publica en tiempo real datos oceanográficos medidos en la costa oeste de la Península de Baja California, mediante el uso de radio escaterómetros oceanográficos (o radares Doppler), boyas instrumentadas, derivadores autónomos y estaciones meteorológicas [1]. También el Centro Nacional de Datos Oceanográficos (CENDO) se crea como respuesta a la necesidad de integrar a una base nacional de datos e información oceanográfica colectada en el país. A la fecha la mayoría de las investigaciones que se realiza es de forma tradicional, es decir, utilizando embarcaciones para llevar sus experimentos científicos al océano.

En años recientes se ha tenido un gran interés en la oceanología por el alto impacto que sufre el medio ambiente marino y el transporte oceánico inducido por las olas y corriente. Los derrames de petróleo son uno de los procesos más estudiados debido a su impacto nocivo en el medio ambiente [2]. La presión antropogénica en las costas está causando varios fenómenos, no sólo contaminación y riesgo de derrames de petróleo, sino también la proliferación de algas “*Sargassum*” que afectan el Caribe y las costas de Florida [3]. Ambos ejemplos; derrames de petróleo y floraciones de sargazo requieren acciones rápidas para identificarlos, predecir sus trayectorias y mitigar su impacto en el medio ambiente.

Hoy en día, existen varios métodos para medir las corrientes oceánicas, como las observaciones satelitales [4] [5] radares de HF [6] [7] y radares de banda “X” [8], así como los cruceros convencionales, que suelen tener la desventaja por los costos elevados de mantenimiento y operación para los investigadores de centros de investigación públicos, secretarías de marinas, universidades públicas, además que requieren mucho tiempo para su ejecución.

Otros métodos para monitorear la capa superior del océano pueden ser realizados por aeronaves tripuladas o no tripuladas usando fotografías de alta resolución, LIDAR y radiómetros [9]. Las simulaciones numéricas [10] ofrecen un buen compromiso entre una respuesta rápida y un costo relativamente bajo. Sin embargo, pueden estar limitados por el tiempo y la cantidad de recursos humanos necesarios para adaptarlos correctamente y validar los resultados en el área de estudio, limitando así su rápida respuesta en emergencias.

Los programas de derivadores o “*Lagrangian*” también brindan la oportunidad de medir las corrientes oceánicas globales o regionales durante períodos prolongados de tiempo [11] [12].

Afortunadamente en los laboratorios de la Universidad Autónoma de Baja California del Instituto de Investigaciones Oceanográficas (IIO) los investigadores desarrollan y construyen las boyas de deriva para el trazado y seguimiento de masas de agua

(corrientes marinas), así como para monitorear cualquier sustancia que se propague por la superficie oceánica. Sin embargo el método para liberar estas boyas de deriva puede ser una limitante en el caso de contingencias, las cuales requieren tiempos de reacción casi instantáneos. Dentro de los métodos de liberación de boyas de deriva se utilizan embarcaciones que son poco eficientes debido al tiempo de respuesta, el bajo y alto costo que implica trasladarse al lugar afectado, otro método más eficaz y rápido es liberarlas desde helicópteros o aviones, sin embargo el costo elevado de la maniobra puede ser una limitante. Una vez liberadas las boyas utilizan comunicación satelital y posicionamiento global (GPS), envían en tiempo real su posición geográfica ya sea por red GSM si se encuentra dentro de la red telefónica o vía satelital una vez que no es detectado la red celular, logrando así trazar la parcela de agua en la que se mueven, mostrando la ubicación por datos de latitud, longitud y el movimiento del posible derrame de petróleo u otra sustancia, permitiendo de esta manera tomar decisiones acertadas para reducir el daño y advertir sobre las áreas sensibles, reduciendo o evitando que la contaminación se disperse a grandes extensiones del océano.

Es por ello que este trabajo de tesis se propone un novedoso método para transportar y liberar las boyas de deriva en el océano implementando una herramienta que actúe de forma rápida, eficiente y a un bajo costo. Esta herramienta es el uso de los vehículos aéreos no tripulados (UAV). Actualmente, el rápido desarrollo de los UAV [13] permite una amplia gama de aplicaciones en diversas disciplinas como geología [14], biología [15] y oceanografía [16] [17] [18]. Sin embargo, el uso de vehículos aéreos no tripulados comerciales está limitado por su costo, carga útil y tiempo de vuelo [19], lo que restringe sus aplicaciones de largo alcance más allá de los 10 km de la costa. En esta tesis presentamos un UAV eléctrico de código abierto listo para usar, que está especialmente adaptado para lanzar instrumentación oceanográfica más allá de los 10 km de la costa, con mejoras en la capacidad de carga útil hasta de 5 kg y una autonomía aproximadamente de 1 hr suficiente para realizar el recorrido y depositar las boyas en lugares estratégicos proporcionados por el usuario. Para el experimento se utilizaron derivadores oceánicos equipados con transmisión de datos en tiempo real para estimar las corrientes de la superficie del mar en función de las trayectorias de las partículas y las temperaturas de la superficie del mar.

1.2 Objetivos

Diseñar un UAV para aplicaciones Oceanográficas capaz de transportar y liberar derivadores oceánicos manteniendo una trayectoria autónoma. En conjunto con una estación terrena basada en una PC para el seguimiento, control y administración del UAV. La estación terrena incluirá el monitoreo de parámetros de maniobra, situación de vuelo y capacidad de programar trayectoria y los puntos de latitud y longitud de liberación de boyas.

1.2.1 Objetivos específicos

1. Realizar un estudio de las posibilidades, alternativas de desarrollo y su viabilidad en la integración de los módulos de comunicación, sensores y computadora de vuelo, considerando la localización, mecanismo de liberación de las boyas de deriva y la autonomía del UAV.
2. Desarrollar un módulo de conexión remota para establecer una comunicación entre el UAV y la estación de tierra.
3. Utilizar una interfaz en una PC, que permita al usuario ingresar la posición del lanzamiento de boyas y que muestre en tiempo real el comportamiento de los sensores del UAV, su recorrido.
4. Diseñar el UAV de tal manera que sea capaz de transportar una carga, independientemente de su estructura principal hasta de 3 kilogramos.
5. Probar y validar un sistema GPS capaz de desarrollar un vuelo autónomo que pueda trazar una ruta de coordenadas tridimensionales o “*waypoints*”.
6. Probar y validar el alcance de la radiocomunicación a una distancia de 12 km de la costa.

1.3 Justificación

En la actualidad los investigadores del Instituto de Investigaciones Oceanográficas (IIO) de la Universidad Autónoma de Baja California en el área de Oceanografía Costera desarrollan y construyen en sus laboratorios derivadores oceánicos, capaces de monitorear tanto la dinámica oceánica (corrientes, temperatura, salinidad) como variables de calidad (PH, contaminantes por hidrocarburos, entre otros) y envían sus mediciones mediante telefonía celular o satelital a una estación terrena donde se guardan los datos para su posterior análisis. El problema radica en el procedimiento utilizado para llevar estas boyas a océano. A la fecha se utiliza el sistema tradicional que consiste en rentar un barco, sacar los permisos ante la Administración Portuaria Integral (API) de Ensenada, Solicitar permiso en el Instituto de Investigaciones Oceanográficas (IIO) y llevar dentro de la costa los derivares oceánicos (boyas) a los puntos de Latitud y Longitud especificados por el investigador.

Este procedimiento le lleva al investigador junto a su equipo de trabajo alrededor de 3 días instalar los derivadores oceánicos. Para evitar este procedimiento y pérdida de tiempo se propone en este tema de tesis diseñar y construir un UAV para aplicaciones oceanográficas en la que sea capaz de transportar y liberar derivadores oceánicos de manera remota y lo más autónoma posible, utilizando una plataforma única en la que se despliegan los mandos, recorrido del UAV, ubicación de puntos de latitud y longitud donde se liberan las boyas dentro de la costa en radio de 12 km como se muestra en la figura 1.



Fig. 1. Representación de la liberación de derivadores oceánicos en la costa.

CAPITULO II

SEGMENTOS DE UN SISTEMA UAV

2 Segmentos de un Sistema UAV

Para que un vehículo aéreo no tripulado realice de forma óptima una misión, por más sencilla que esta sea, no basta con que esté debidamente instrumentado, pues se requiere de todo un sistema que le permita la toma de decisiones. Incluso en los casos en los que las aeronaves son autónomas, siempre es necesario mantener un constante monitoreo de la misma. Para ello el término de vehículo se extiende a un sistema, denominado como UAV (*“Unmanned Aerial Vehicle”*), cuyas siglas en inglés son Sistema de vehículos aéreos no Tripulados. Este sistema además de englobar a la aeronave como segmento aire y a una estación de control denominada segmento tierra o estación terrena, incluye interfaces de comunicación para que administren y ejecuten la transferencia de información entre los segmentos mencionados. La Fig. 2.1 ejemplifica los componentes del UAV. [20]



Fig. 2.1 Segmentos de un sistema de un UAV

Cabe mencionar que cada segmento posee subsistemas según la forma en la que interactúan cada uno de sus elementos. Dependiendo de su aplicación las aeronaves son dotadas de mayor o menor tecnología [21], a continuación en la Fig. 2.2 se detalla cada subsistema y son abordados a mayor detalle enfocados en las necesidades que se requieren.

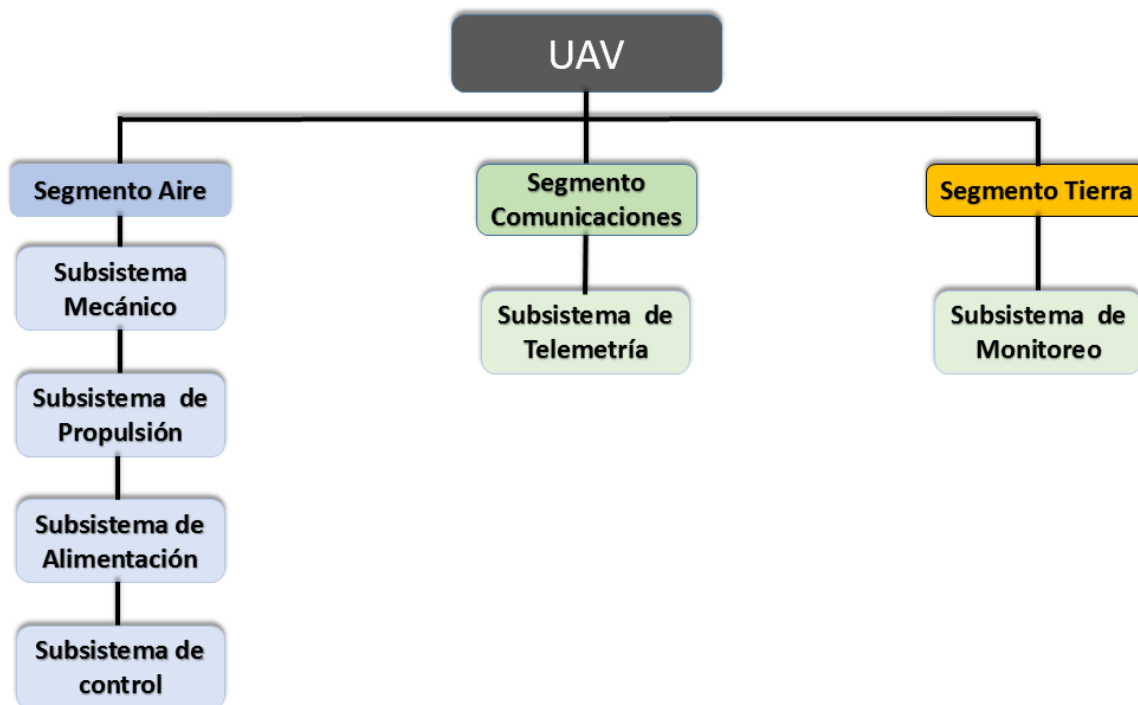


Fig. 2.2 Subsistemas de un UAV

2.1 Segmento Aire

Conformado principalmente por la aeronave como estructura física que caracteriza el comportamiento aerodinámico del UAV y su carga útil como: sensores, actuadores, equipos de comunicación y equipos de control. Estos elementos interactúan entre sí con la finalidad de adquirir toda la información relacionada a la misión, con la ayuda de sensores y el autopiloto quien es el encargado de administrar todos los datos para la ejecución de acciones y el envío de información hacia tierra.

2.1.1 Subsistema Mecánico o Estructura física

Corresponde al esqueleto o estructura física de la aeronave también conocida como estructura aerodinámica, normalmente fabricados con materiales como fibra de carbono, fibra de vidrio, plástico y madera balsa [22]. Entre sus partes principales encontramos fuselaje, alas, estabilizadores, superficies de control y tren de aterrizaje, como se observa en la Fig. 2.3.

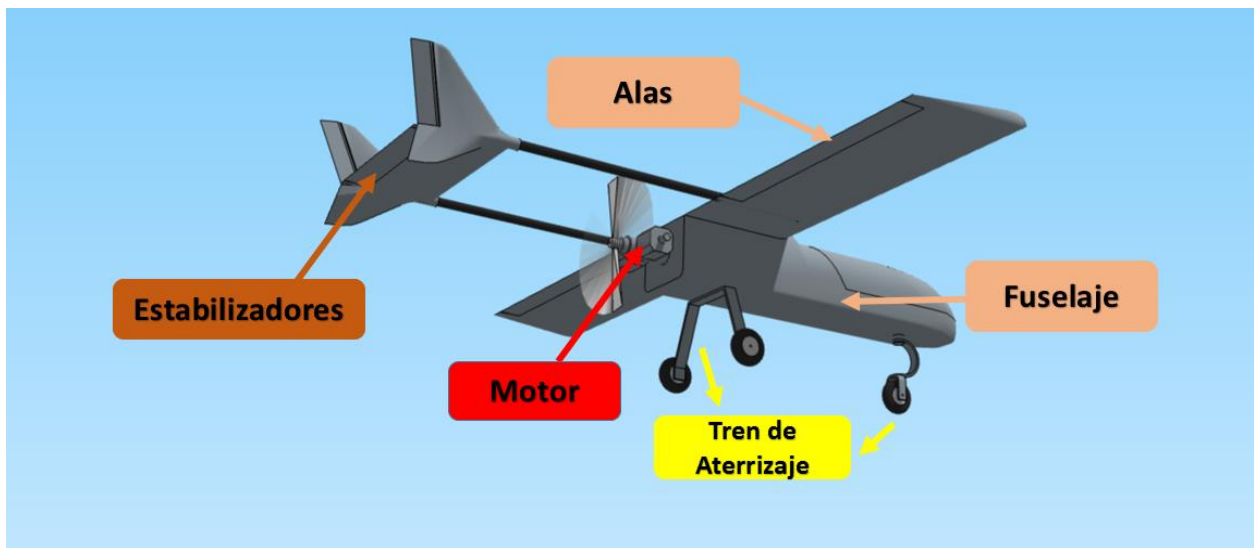


Fig. 2.3 Partes principales de un avión.

2.1.1.1 Fuselaje

Es el cuerpo principal en donde se alojan los equipos de control y funcionamiento en conjunto con la carga útil del avión, además de ser un soporte y conexión estructural para el resto de los componentes, distribuye uniformemente el peso. Dependiendo del uso comercial o militar el fuselaje tiende a tener más o menos volumen y mejor rendimiento aerodinámico. Las armazones de aviones aéreos no tripulados suelen ser muchas más pequeños que los de aviones tripulados, cuyas configuraciones suelen estar agrupadas según su método de despegue y aterrizaje. Los tipos de fuselajes empleados en los UAV se basan en diseños que controlen el balance, la estabilidad y el control de la aeronave. [23]

2.1.1.2 Alas

Son aspas que están unidas al fuselaje y son las principales superficies de elevación que permiten el vuelo de una aeronave. La generación del levantamiento se debe a la diferencia de presiones en el ala, siendo la presión inferior mayor que la presión superior; esta presión superior es causada por el uso de una sección curva o simétrica inclinada con un ángulo de incidencia al aire.

El ala de un avión consta de partes internas como son: largueros, larguerillos y costillas encargadas de dar forma y soporte. También se compone de partes externas como: “*flaps*”, alerones, “*winglets*” y revestimiento [23] cuyas funciones se detallan gráficamente en la Fig. 2.4

Alerón: Es una aleta que encuentra en la parte posterior del ala del avión, siendo una superficie de control con la que se puede maniobrar la aeronave. Consta de bisagras y algún tipo de accionamiento para cumplir con su objetivo. Es el encordado del movimiento del avión en el eje X.

“*Flap*”: Son similares a los alerones, pero su función es aumentar la sustentación y resistencia de las alas, son mayormente utilizadas en el despegue y aterrizaje del avión y se encuentran ubicadas cerca del fuselaje.

“*Winglet*”: Son aletas que se encuentran al final de las alas y sirven para controlar el flujo de vórtice que se crea por las diferencias de presiones y que crea una resistencia inducida.

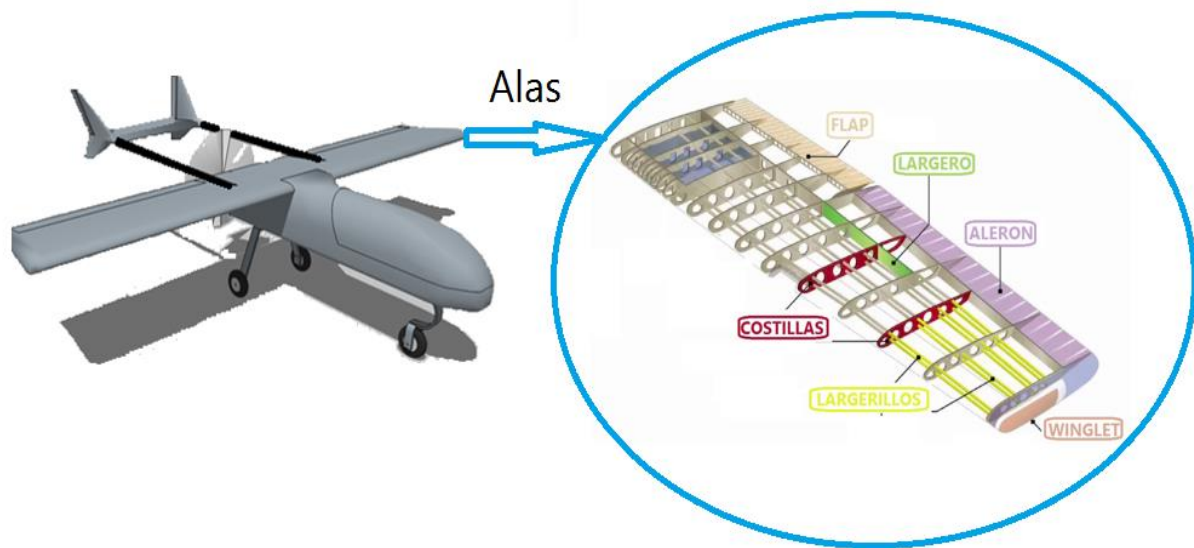


Fig. 2.4 Partes del Ala.

2.1.1.3 Estabilizadores

Es la sección final del avión, cuya misión es entregar mayor estabilidad. Consiste en un grupo de superficies fijas: estabilizador horizontal, estabilizador vertical; y de superficies móviles: timón, elevador y pestañas de ajuste, estas últimas no siempre son necesarias. En la Fig. 2.5 se presenta de manera gráfica dichas partes. [24].

Estabilizadores: Brindan de estabilidad al avión en cada uno de sus ejes, es decir, vertical u horizontalmente.

Timón: Se encuentra junto con el estabilizador vertical, es el encargado de dar dirección al avión en el eje Y.

Elevador: Se encuentra junto con el estabilizador horizontal, es el encargado de dar dirección al avión en el eje Z.

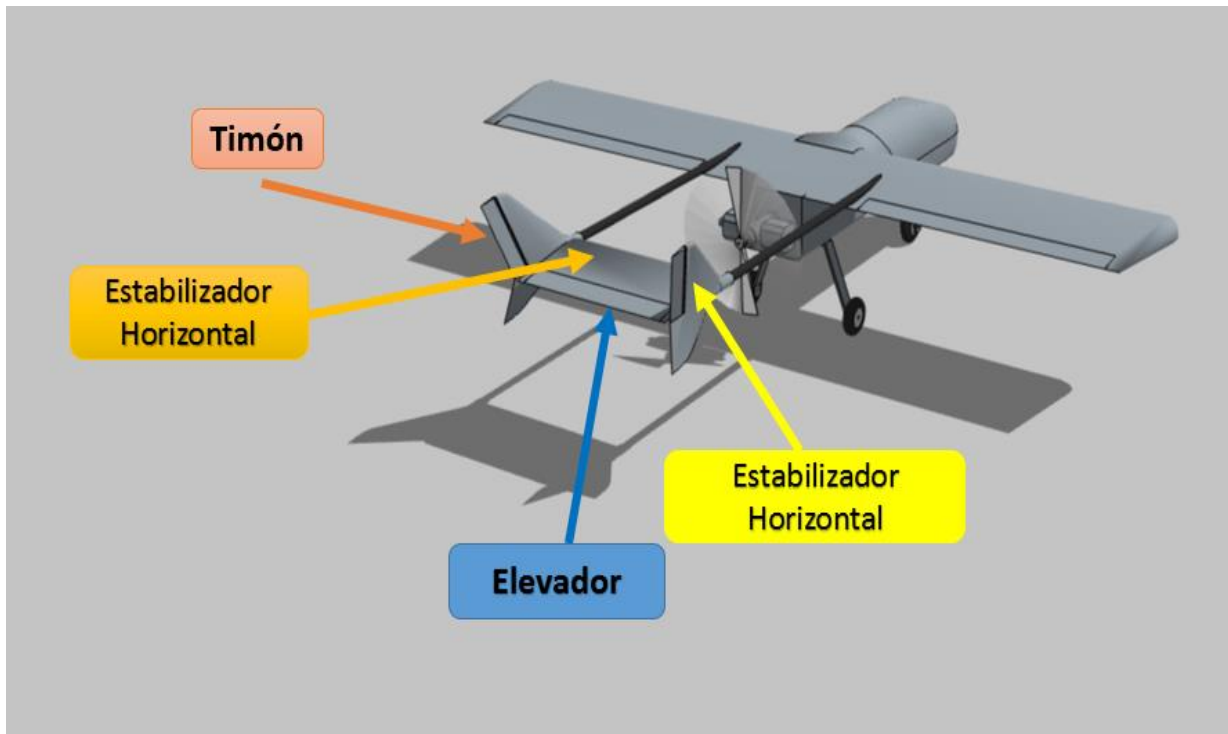


Fig. 2.5 Partes de los estabilizadores.

2.1.1.4 Tren de Aterrizaje

Existen muchas técnicas para que las aeronaves no tripuladas realicen su despegue (ascenso hacia el aire) y aterrizaje (recuperación hacia tierra). Generalmente el método que se emplea para lanzar una aeronave es la misma para recuperarla.

Dependiendo del tipo de ala que empleen los UAV, pueden realizar despegues verticales y horizontales. En el caso de los multirrotores, su despegue se efectúa de forma vertical (VTOL, "*vertical take-off and landing*"). Por otro lado, los de ala fija realizan su despegue de forma horizontal (HTOL, "*horizontal take-off and landing*") a través de diferentes técnicas como: tren de aterrizaje o lanzaderas [25]. En este proyecto se optó por utilizar tren de aterrizaje de forma horizontal como el que se muestra en la Fig. 2.6.

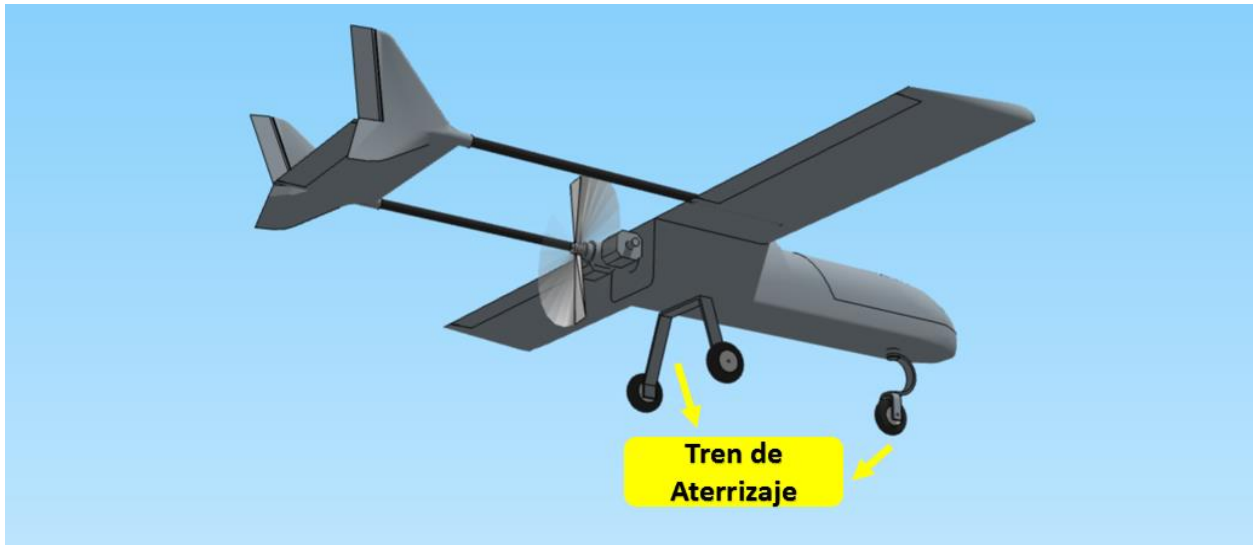


Fig. 2.6. Tren de aterrizaje.

2.1.1.5 Ejes de un Avión

Los ejes de un avión se originan en el Centro de Gravedad del mismo, estos ejes imaginarios son sobre los cuales gira o se mueve un avión y se los conoce como: Eje Longitudinal (Movimiento “*Roll*”), Eje Perpendicular (Movimiento “*Yaw*”) y Eje Lateral (Movimiento “*Pitch*”) y se los puede identificar en la Fig. 2.7.

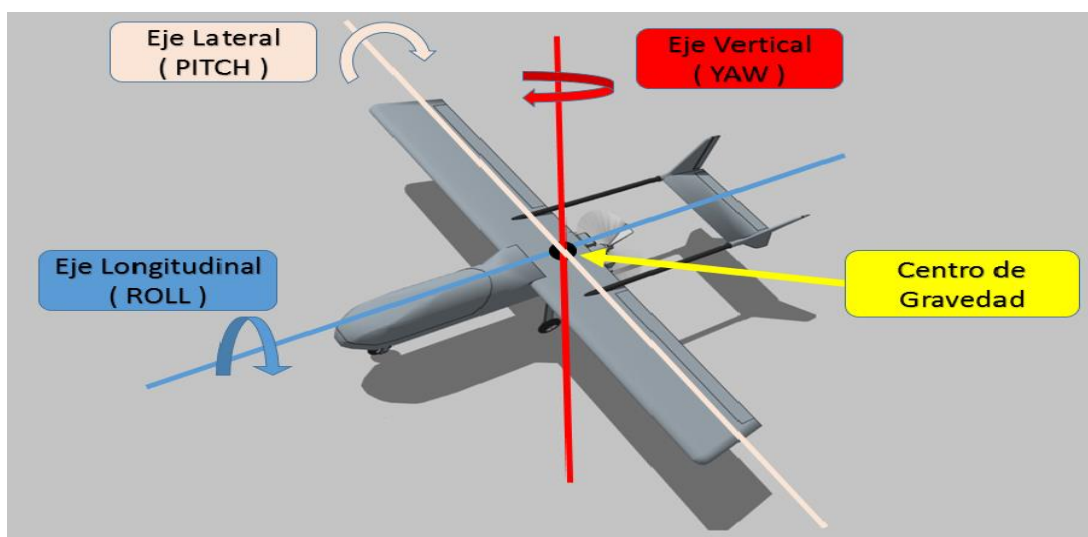


Fig. 2.7 Ejes de un Avión.

Centro de Gravedad (CG): Es el centro de Balanceo o Equilibrio en donde se concentra todo el peso del avión. Este parámetro es muy importante en el diseño de aeronaves ya que de la ubicación de este punto depende la estabilidad y control que tendrá la aeronave. Para lograr la correcta ubicación de este punto, se debe tener en cuenta la ubicación adecuada de la carga útil. Teóricamente se conoce que el CG es el punto de intersección de los ejes longitudinal y vertical. [24].

“Pitch”: Es controlado por los elevadores de la cola del avión y se lo identifica cuando el frente del avión se mueve hacia arriba o abajo. Este movimiento ocurre debido a que el flujo del aire sobre el estabilizador reduce o aumenta las capacidades de elevación de la nave de manera gráfica se representa en la Fig. 2.8.

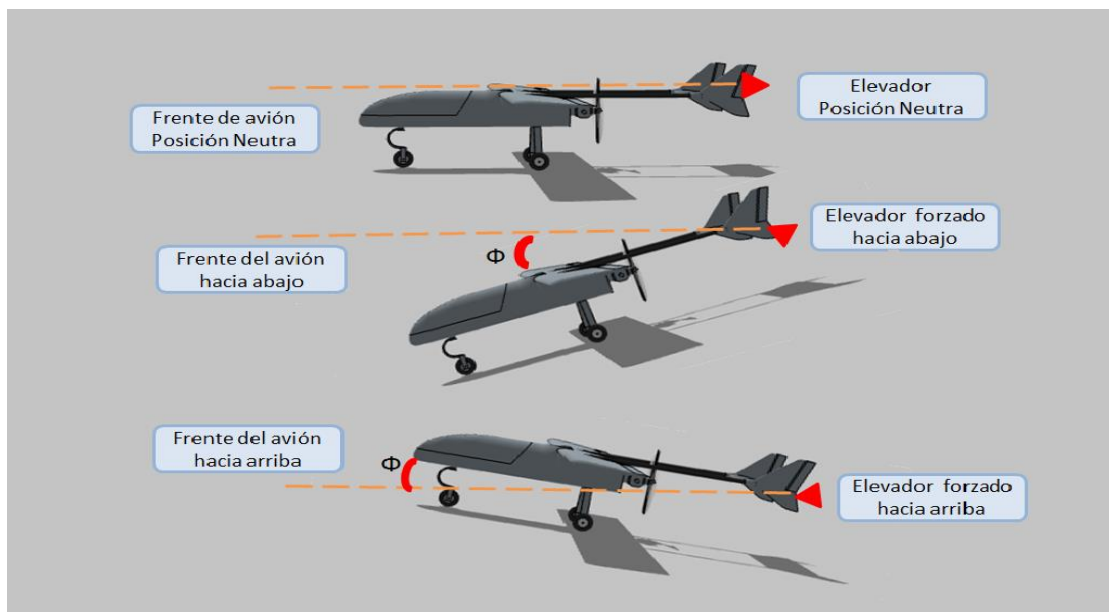


Fig. 2.8 Movimiento en “Pitch”.

“Yaw”: Este movimiento se lo identifica cuando la nariz del avión se mueve de derecha a izquierda y es controlado mediante el timón que se encuentra en el estabilizador vertical de la cola del avión; este también controla la tendencia del avión a deslirse hacia fuera de un giro. En la Fig. 2.9 se puede identificar movimientos en “Yaw” a varios grados.

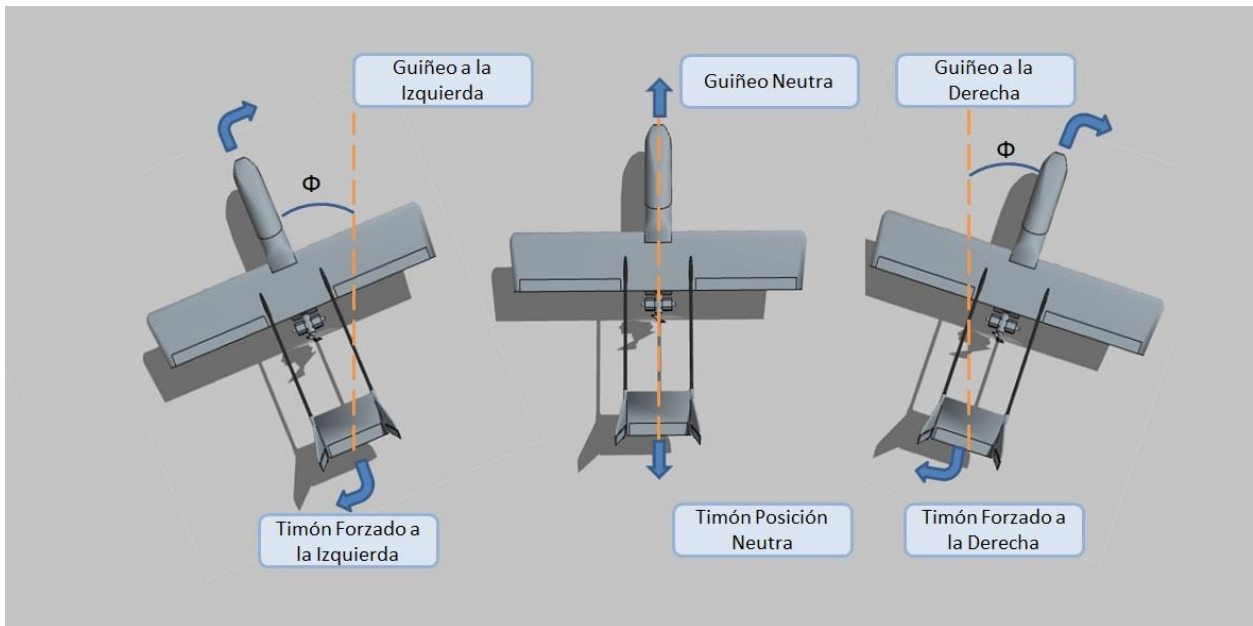


Fig. 2.9 Movimientos en “Yaw”

“Roll”: Es el movimiento caracterizado por la inclinación de las alas de la aeronave hacia la derecha o izquierda, es controlado por los alerones ubicados en los extremos de las alas, los cuales para producir dicha inclinación tienden a tener movimientos cruzados, tal como se lo puede apreciar en la Fig. 2.10.

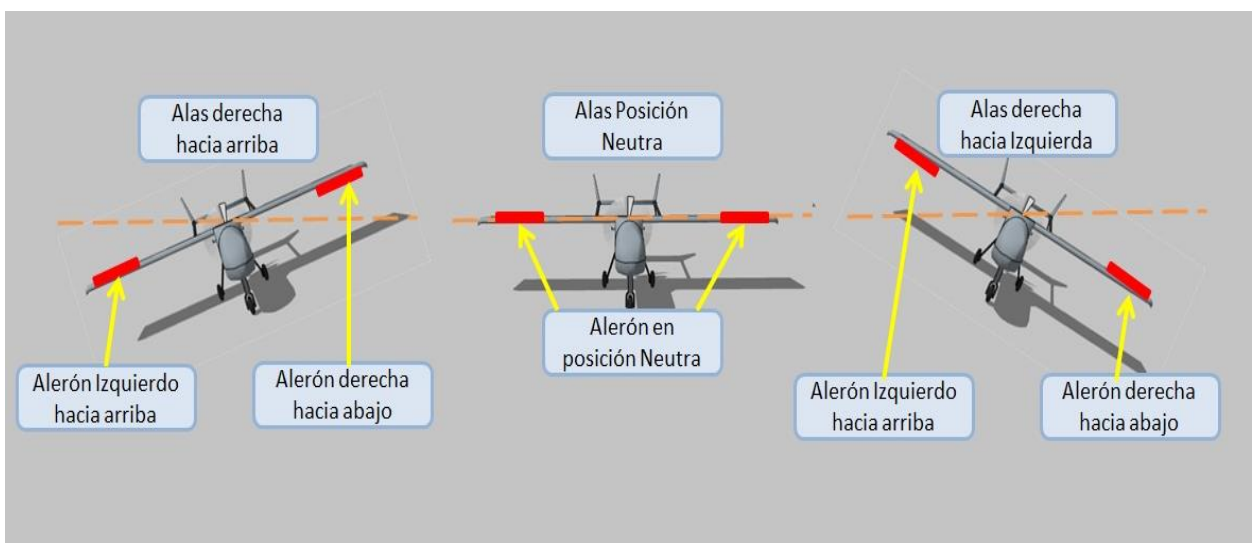


Fig. 2.10. Movimientos en “Roll”.

2.1.1.6 Fuerzas que actúan en el vuelo

Cuando una aeronave se encuentra en vuelo, se generan cuatro fuerzas que actúan sobre la misma, las cuales son: sustentación, resistencia, empuje y peso que actúan en pares, sustentación opuesta al peso y resistencia opuesta al empuje. La Fig. 2.11 indica el sentido de cada fuerza. [26]



Fig. 2.11 Fuerzas en un vuelo.

Sustentación: Es una fuerza aerodinámica que actúa perpendicular positiva a la trayectoria del vuelo. Esta fuerza se crea en el ala, debido a una corriente de aire que se produce en esta parte del avión. Es representada por la letra L (por su término en inglés "*Lift*"). Entre los factores que crean a la sustentación en el ala se tiene forma del perfil alar, superficie alar, densidad del aire, velocidad del viento relativo y ángulo de ataque.

Resistencia: Es una fuerza aerodinámica que retarda el movimiento del aeroplano y actúa a la misma dirección del viento relativo y conjuntamente es paralela opuesta a la trayectoria de la nave. Es representada por la letra D (por su término en inglés "*Drag*"). Existen dos tipos de fuerzas resistivas que se crean por efectos aerodinámicos: Resistencia parásita, resistencia inducida.

Peso: Es la fuerza gravitatoria que actúa sobre el cuerpo, su dirección es perpendicular a la superficie de la tierra en sentido opuesto a la sustentación. Es una fuerza no aerodinámica y es variable según el tipo de aeronave de la que se trate y de las cargas combinadas dentro de la misma. En un UAV una de las cargas más importante a tomarse en cuenta para las misiones de vuelo es la Carga Útil, la cual se refiere a la capacidad que tiene una aeronave para llevar elementos extras, y que pueda realizar sus misiones con o sin ello.

Empuje: Es la fuerza necesaria para empujar la aeronave hacia adelante, además ayuda a forzar al aire sobre las alas, lo que hace que se cree sustentación. El empuje es suministrado por el motor y la hélice que cuenta el avión ya que al generar el movimiento en la hélice, hace que esta funcione como un tornillo enroscándose en el aire llevando a tener más fuerza para continuar hacia adelante y superar a la resistencia del vuelo.

2.1.2 Subsistema de Propulsión

Corresponde a los elementos externos a la estructura mecánica que genera el movimiento de la aeronave. El principal elemento es el motor con su fuente de alimentación y hélice.

2.1.2.1 Motores

Encargados de generar la fuerza de empuje que necesita la aeronave para volar a través de la transformación de algún tipo de energía comúnmente eléctrica o combustión, en energía mecánica generando movimiento. Existe una gran variedad de estos elementos y según la estructura y necesidad del UAV se puede emplear uno o más de ellos. [21] [21].

Motor Eléctrico: Con el fin de superar las limitaciones de los motores eléctricos tradicionales principalmente en términos de eficiencia, estos han sido sujeto de mejoras significativas en los últimos años. Un claro ejemplo de ello se puede observar en los motores de corriente continua denominados “*Brushless*” o sin escobillas, mismos que para aplicaciones de aeronaves no tripuladas han sido los más cotizados debido a sus grandes características como: mayor eficiencia, producen menos calor,

no requieren de mantenimiento constante y presentan mayor vida útil frente a los motores con escobillas. Al no emplean estos elementos para realizar el cambio de polaridad entre sus bobinados, permiten reducir significativamente interferencias electromagnéticas [21]. Los UAV son los que principalmente cuentan con este mecanismo de propulsión, pues estos motores presentan una excelente relación potencia/peso, su sistema de alimentación a través de baterías permite reducir el peso de la carga útil frente al tanque empleado en los motores a combustión. Su control es más fácil y preciso al contar con un controlador electrónico, a su vez son más suaves en su funcionamiento, reduciendo el ruido y vibraciones [24].

2.1.2.2 Variador o controlador de motor

En el caso especial de motores “*brushless*” como se ha mencionado anteriormente estos emplean un controlador o driver electrónico comúnmente se lo conoce como ESC (“*Electronic Speed Controller*”). Este elemento corresponde a una interfaz de control entre el mando RC o computadora de vuelo y la alimentación del motor. Es el encargado de modificar la velocidad de un motor eléctrico y efectuar el cambio de giro requerido a través de una señal PWM proveniente del control RC o de la computadora de vuelo. Basan su funcionamiento en transistores de efecto de cambio denominados FET (“*Field Effect Transistor*”). Estos dispositivos en la actualidad contienen un sistema BEC (“*Battery eliminator Circuit*”) que permiten eliminar el uso de una batería adicional específicamente para su alimentación, lo que reduce peso significativo en las aeronaves.

La conexión del ESC Posee tres juegos de cables de los cuales uno está destinado a conectarse directamente con la batería del motor, el segundo corresponde a un conector tipo servo mismo que se conecta al mando RC o computadora de vuelo y finalmente el último corresponde a la alimentación del motor. [27]. En la Fig. 2.12 se puede observar dicho cableado.

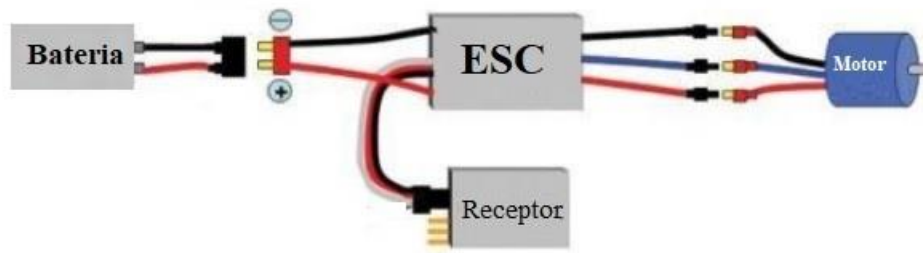


Fig. 2.12 Esquema de conexión del controlador ESC.

Para determinar el mejor ESC se parte de las recomendaciones que brinda el fabricante del motor así como las especificaciones técnicas del mismo. Los aspectos más importantes a considerar son la el “firmware”, el BEC, la corriente y voltaje de operación máximos. Pues una sobrecarga puede dañar el dispositivo durante el vuelo perdiendo por completo el control del motor.

2.1.2.3 Hélice

Las hélices son un elemento esencial para el sistema de propulsión de un UAV ya que convierten la energía mecánica de rotación del motor en energía cinética al acelerar una masa de aire hacia atrás, generando empuje. Es importante conocer el tipo de hélice a emplear, ya que la eficiencia de un mismo motor puede variar en función de la hélice que se le asigne. Para una buena selección se toman en cuenta aspectos importantes como: el material con el que se encuentran fabricadas, el número de palas, el diámetro o longitud y el “pitch” mismos que se abordan con mayor detalle a continuación. [21].

Existe una gran variedad de materiales con los que pueden ser fabricadas, entre los principales son madera, este tipo de material permite que las aspas sean totalmente ligeras y no carguen al motor por lo que este puede girar a altas velocidades siendo más eficiente, sin embargo, son las más frágiles del mercado. Por otro lado, encontramos las de fibra de carbono es el tipo de material ideal, ya que son ligeras y

más rígidas que las de madera, su principal desventaja es el precio. Finalmente, las fabricadas con nylon, son las más apetecidas y empleadas para modelos de UAV pequeños de baja gama y por el costo de las mismas. Son altamente resistentes a golpes por su característica de flexibilidad. A continuación, en la Fig. 2.13 se pueden observar modelos de hélices fabricadas con los materiales mencionados [28].



Fig. 2.13 Ejemplos de hélices fabricadas con madera, fibra de carbono y nylon.

Generalmente se emplean de dos o tres aspas siendo estas últimas para aplicaciones donde se requiere que la nave realice maniobras y tenga mayor estabilidad, sin embargo, poseen un consumo energético mayor, por lo que las preferidas son las hélices de dos aspas. El diámetro o longitud de una hélice es la distancia en pulgadas que existe entre las puntas de las palas. Las puntas giran a una velocidad mayor que el centro por lo que a un mayor diámetro pueden desplazar mayor aire y generar mayor velocidad rotacional, volviéndose más eficientes al acercarse a la velocidad del sonido, sin embargo, sobrepasar esta velocidad se generan efectos totalmente

perjudiciales para la aeronave como crear mayor resistencia en la hélice y asignando una carga estructural elevada. Para evitar este inconveniente es necesario conocer las RPM (Revoluciones Por Minuto) a las que se va a volar ya que a mayor RPM se emplea menor diámetro y a mayor diámetro menor RPM esto permite que la velocidad rotacional no supere el punto crítico número de “MACH”. La Fig. 2.14 se ejemplifican las velocidades que generan las hélices de distinto diámetro. [27]



Fig. 2.14 Velocidades de hélices a distintos diámetro. [27]

2.1.3 Subsistema de Alimentación

Corresponde a la fuente de donde la aeronave extrae la energía necesaria para el control y navegación, a su vez este subsistema se encuentra totalmente ligado al de propulsión, pues en dependencia del motor seleccionado se elige también la fuente de alimentación, así pues se cuenta con energía eléctrica, queroseno y gasolina estos dos últimos para motores a combustión. En este apartado se analiza a las baterías portadoras de corriente directa, ya que son de especial interés para proyecto y se ha verificado que en su mayoría emplean motores eléctricos [21].

Para obtener una mayor autonomía de vuelo las baterías deben ser de gran potencia, duración y energía, además deben funcionar correctamente bajo las condiciones que se generan en los vuelos como son golpes, aire libre, tormentas, etc.

2.1.3.1 Tipos de Baterías

Las baterías se diferencian por los tipos de químicos que se utilizan para su construcción, las baterías mayormente utilizadas para los UAV son NiCd, NiMH, Li-ion y LiPo a continuación en la Tabla 2.1 se presenta distintos tipos y se detalla una comparación entre ellas. [29]

Tabla 2.1 Comparación Tipos De Baterías.

Batería	Voltaje por Celda	Efecto Memoria	Velocidad de Carga	Numero de recargas	porcentaje de auto descarga mensual
NiCd	1.3	Si	Rápida	500	20%
NiMH	si	Si	Lenta	1000	30%
Li-ionA	3.3	No	Rápida	4000	25%
LiPo	3.7	No	Rápida	5000	10%

En la Tabla 2.1 se puede identificar que para la aplicación de la aeronave del proyecto las baterías de tipo LiPo son las más recomendadas. A continuación, se las estudia a mayor profundidad.

Batería LiPo: La Batería de Polímero de Litio en la actualidad son las mayormente utilizadas porque se puede aumentar su voltaje (conexión en serie entre celdas) y su capacidad (conexión en paralelo entre celdas), además su densidad de energía es mayor que cualquier otro tipo de batería y tiene un 10% de auto descarga mensual. Cada una de sus celdas proporciona 3.7V, pero no pueden ser descargadas menos que 3.0V lo que lleva a ser totalmente vulnerable a daños. La velocidad en carga es

lenta en comparación a las baterías anteriormente mencionadas. Las principales características que presenta una batería son las que se deben analizar al momento de dimensionarlas para ciertas aplicaciones. En el caso de los aviones no tripulados es necesario conocer la capacidad y duración de la batería para así poder estimar el tiempo de vuelo. La cantidad de carga eléctrica que se puede almacenar en una batería normalmente es un dato marcado en la batería, pero en el caso de no conocerse se lo puede calcular conociendo la capacidad de almacenamiento de energía. La ecuación 1 muestra cómo se puede calcular este valor. [29]

$$Q = E * V \text{ [Ah]} \dots \dots \dots \text{Ec. 1}$$

Donde:

Q = Capacidad de la batería

E = Capacidad de almacenamiento de energía, medida en Watts hora (Wh).

V = Voltaje nominal de la batería en (V)

La letra C de la batería describe la velocidad que una batería podría descargarse o cargarse de forma segura, es decir es la cantidad de amperios que puede suministrar en el caso de una descarga y en la carga es la cantidad de amperios máximo soportados. Es un parámetro dado por el fabricante, C para tasa de descarga y c para tasa de carga. La ecuación 2 determina el tiempo de vuelo estimado a partir del tiempo que la batería podrá seguir administrando energía para cumplir con las misiones de vuelo de un UAV. [29]

$$t = t = Q * D * AAD \text{ [hrs]} \dots \dots \dots \text{Ec. 2}$$

Donde:

t = Tiempo de vuelo estimado

Q = Capacidad de batería, medida en Amperios hora (Ah).

D = % de descarga max que acepta una batería, en el caso de las baterías LiPo se puede descargar hasta un 80% máximo.

AAD = Promedio de consumo de amperios de la aeronave, (A).

El promedio de consumo de amperios se refiere a un estimado del consumo que se requerirá para levantar todo el peso de la aeronave y se lo obtiene con la Ecuación 3.

$$AAD = W * I [A] \dots \dots \dots Ec.3$$

Donde:

AAD = Promedio de consumo de amperios de la aeronave.

w = Peso total de la UAV cuando se encuentra en vuelo incluida la batería(Kg)

I = Corriente requerida para levantar un kilogramo del equipo.

2.1.4 Subsistema de Control

Su principal objetivo es monitorear constantemente el estado de la aeronave a través de un conjunto de sensores y llevar a cabo las funciones de navegación, conformado por elementos que permiten comandar, monitorear y controlar la aeronave en el aire.

2.1.4.1 Controlador de Vuelo

Considerado como el principal elemento de control del segmento aire, el cual es un dispositivo electrónico encargado de gestionar todas las funciones que permiten llevar a cabo las funciones de navegación que le han sido programadas, como por ejemplo adquirir, comparar y registrar la información del estado actual de la aeronave y el avance de la misión, con el fin de tomar decisiones adecuadas y determinar las señales de control para la ejecución de acciones que se ven reflejadas en los actuadores, así como también mantener todos los parámetros de vuelo bajo control. Este elemento a su vez establece comunicación con dispositivos externos, ya sea para recibir o enviar datos de telemetría a través del protocolo de comunicación “MavLink” [28] [30].

La computadora de vuelo combinado con una serie de sensores se considera como el cerebro de la aeronave o autopiloto, dependiendo del grado de autonomía que se requiera asignar a la nave este activa o desactiva ciertas funcionalidades. Dentro de las principales capacidades y componentes se encuentran las siguientes.

Control de altitud y posición: Capacidad de mantener la altitud y posición requeridas para la misión sin necesidad de que el piloto varíe de forma manual la aceleración de motores o envío de coordenadas.

Estabilización giroscópica: Mantiene la aeronave en una posición estable y horizontal, sin controles por parte de un piloto en tierra.

Auto nivelación: Capacidad de volver a la posición estable horizontal por si sola.

Vuelta a casa: Regresar la aeronave al lugar donde fue lanzada, a través del registro de sus primeras coordenadas.

Navegación automática: A través del empleo de “*WayPoints*”, la aeronave sigue por si sola una serie de puntos geográficos.

Redundancia: Contar con elementos que reiteren cierta información como medida de seguridad.

Código abierto: Debe permitir la incorporación de módulos extras para sensores, modificación de sus funciones de fábrica y agregar otras.

El controlador de vuelo se compone de dos partes esenciales, el procesamiento y el censado. A través de un conjunto de sensores extrae información del medio en el que se encuentra sumergida la aeronave, para que sean analizados por la etapa de procesamiento y finalmente se puedan emitir órdenes de control sobre los actuadores.

El procesador es considerado como la unidad principal del controlador donde se ejecuta el firmware y se realizan los cálculos. Comercialmente existen de 8, 32 y 64 bits siendo los primeros los más comerciales por su costo y más potentes los de 32 bits. Por otro lado los sensores son los encargados de extraer información del medio en el que se encuentra sumergida la aeronave, para que sean analizados por la etapa de procesamiento y finalmente se puedan emitir órdenes de control sobre los actuadores. De forma general los dispositivos de sensores empleados en UAV se dividen en tres grupos que permiten conocer las variables de estado de la nave [31]. Como se observa en la Figura 2.15.

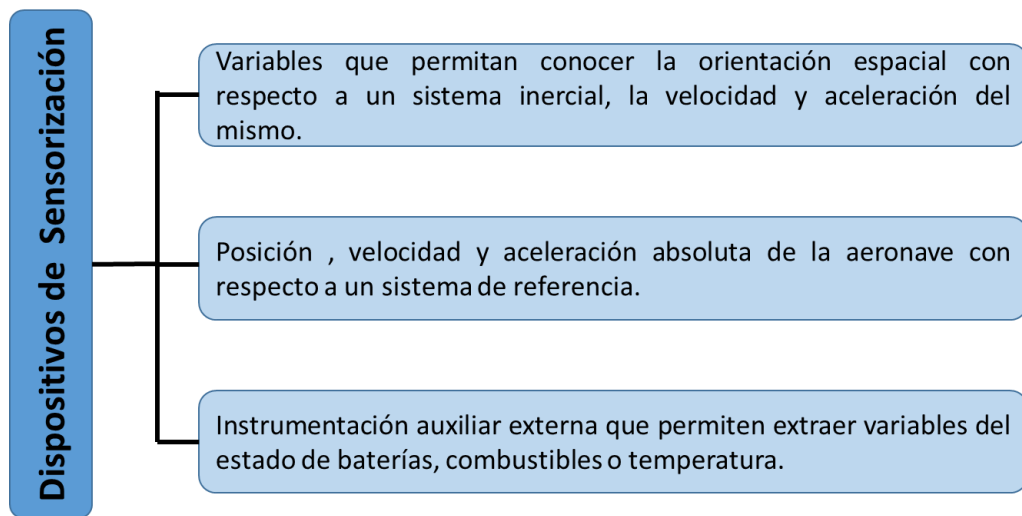


Fig. 2.15 Clasificación de los dispositivos de sensorización.

2.1.4.2 Sistema de Control

Técnicamente se refiere a la parte de procesamiento de la información, ya que una vez adquirida la información el controlador de vuelo la utiliza, en un sistema de control que genera parámetros u órdenes para mantener la aeronave dentro de los requisitos óptimos de vuelo, según la misión que va a desarrollar. Para ello de forma general los lazos de control que emplean los autopilotos son dos, uno para la estabilidad (orientación e inclinación) y otro para la posición como se puede observar en el diagrama de la Figura 2.16. [30].

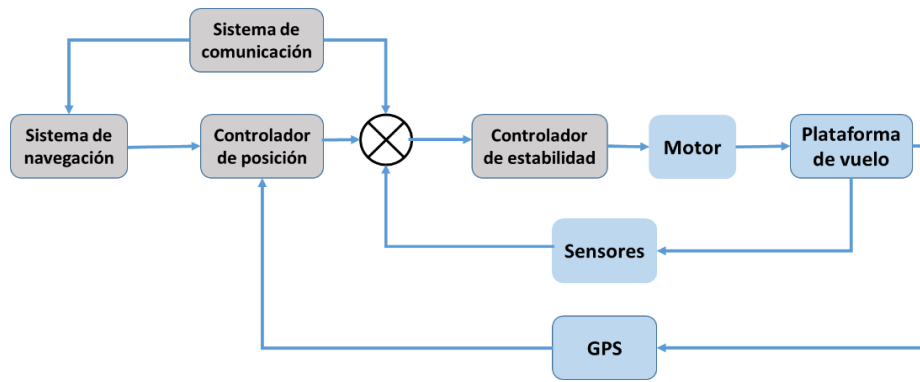


Fig. 2.16 Sistema de control.

Este diagrama representa un sistema de control de lazo cerrado, el cual conecta a los dos controladores antes mencionados en cascada. Para navegación manual solamente se interactúa con el controlador de estabilidad, pues el RC (radio control) lo dirige, caso contrario sucede con una navegación autónoma, que requiere un controlador de posición en un PID (Proporcional, Integral, Derivativo) que recibe como consigna la orientación (valores de pitch, yaw y roll), a través del sistema de comunicación como una orden o a través del controlador de posición, dependiendo su intervención o no a través de la IMU (*Inertial Measurement Unit*) dando la orientación actual. Con la diferencia de estas dos señales el controlador ejecuta sus acciones de PID y calcula los nuevos valores de “pitch”, “yaw” y “roll” óptimos para enviar a través de señales PWM al motor como se muestra en la figura 2.17. Por otro lado, el controlador de posición recibe su consigna, la cual es la nueva posición deseada a la que debe dirigirse la aeronave a través del sistema de navegación. Este sistema brinda dichos datos en base a un plan de vuelo programado a través de “WayPoints” o los calcula en base a las órdenes del sistema de comunicación. Finalmente, con la posición actual que emite el GPS este controlador puede generar la señal adecuada [30].

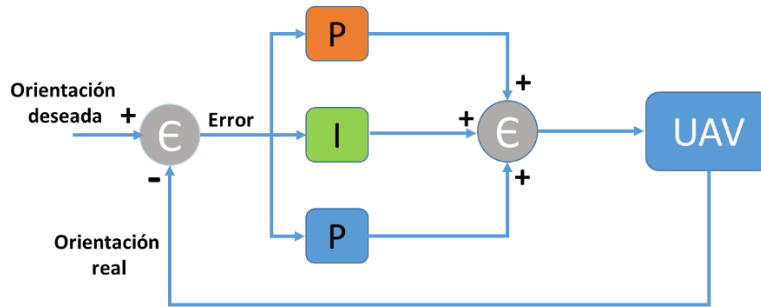


Fig. 2.17 Control PID del controlador de estabilidad.

2.1.4.3 Servomotores

Es uno de los principales actuadores dentro de la estructura del UAV, especialmente para los de ala fija, que son los encargados de dar movimiento a las interfaces de control del ala, estabilizadores y al sistema de la base de liberación para las boyas. Pertenecen al subsistema de control ya que ejecutan las acciones necesarias para mantener a la aeronave en vuelo. Los servomotores se caracterizan y diferencian de los motores eléctricos comunes por tener un conjunto de elementos de control que permiten monitorizar y controlar sus parámetros de actuación mecánica en velocidad, posición y torque.

De forma general se conforma de un motor de corriente continua, una caja reductora o conjunto de engranes y un circuito de control como se describe en la Figura 2.18. El motor es el encargado del movimiento cuando recibe en sus terminales un voltaje, este produce un giro de gran velocidad con un bajo torque, por ello se emplea un conjunto de engranes, encargados de transformar gran parte de la velocidad en torque. Por otro lado, el circuito de control se basa en un controlador PID el cual es el encargado de recibir la señal de control proveniente de un control RC o de la computadora de vuelo, dicha señal es de tipo PWM donde la duración del pulso determina el movimiento del motor. Finalmente el circuito de control posee un sensor de posición, que consiste en un potenciómetro lineal acoplado a los engranes del motor, su función es indicar la posición actual y real del motor. Esta señal

conjuntamente con la señal de referencia son empleadas en el amplificador de error del control PID con el fin de identificar la diferencia entre la posición actual y la deseada y así permitirle al motor que gire con mayor o menor velocidad dependiendo del tamaño del error [32].

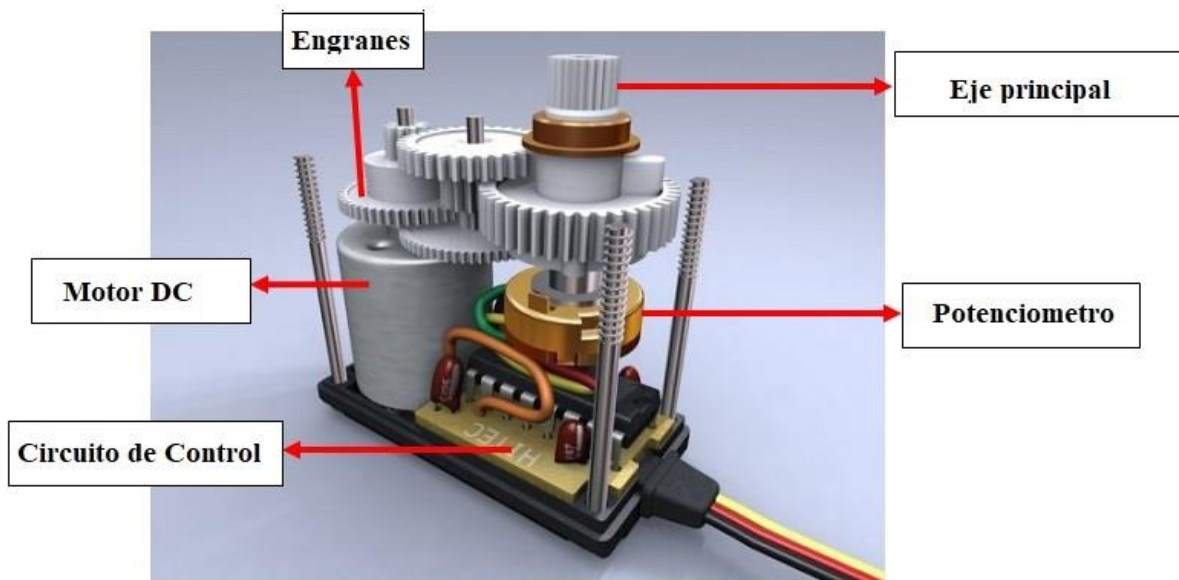


Fig. 2.18 El servomotor.

Los servomotores a través de varillas de mando son los encargados de transmitir movimiento a las interfaces de control de una aeronave de pequeña escala. Para seleccionar el tipo de servomotor a emplear se toma en cuenta un conjunto de parámetros vistos a continuación:

- ✓ Voltaje de alimentación para el servo.
- ✓ Torque requerido en función del peso de la superficie y la fuerza del viento.
- ✓ Consumo.
- ✓ Velocidad, este factor se toma en cuenta en aplicaciones de aeronaves para acrobacias.
- ✓ Dimensiones y peso.
- ✓ Material de los engranajes

2.1.4.4 Sensores

Son los elementos que comprenden la instrumentación de la aeronave, encargados de obtener datos con gran precisión sobre el estado de la misma. Cada variable suele ser medida por sensores independientes y en ocasiones una combinación de sensores externos con los del autopiloto, con el fin de poseer una adecuada estimación al valor real.

IMU (“*Inertial Measurement Unit*”): La Unidad de Medición Inercial cuyas siglas en inglés son IMU es el elemento principal del sistema de navegación inercial empleado en UAV. Este se encuentra conformado por sensores de movimiento como acelerómetros, sensores de rotación como giroscopios y magnetómetros, compactados en un circuito electrónico que se instala en las tarjetas controladoras de vuelo. Esta unidad mide y reporta la aceleración lineal, velocidad angular y orientación angular para determinar si el UAV está estable y balanceado. La IMU facilita al piloto o autopiloto los valores para la estimación de la posición del UAV, proporcionando redundancia a los datos del GPS, en caso de que este pierda cobertura permitiendo continuar con la navegación a través de navegación inercial. [31] [33].

La IMU se relaciona con magnitudes espaciales por lo que el acelerómetro, giroscopio y magnetómetro se obtendrán tres valores numéricos como indica la Figura 2.19. Dependiendo de cuantos sensores emplee un IMU esta se la puede denominar de 3, 6 o 9 ejes.

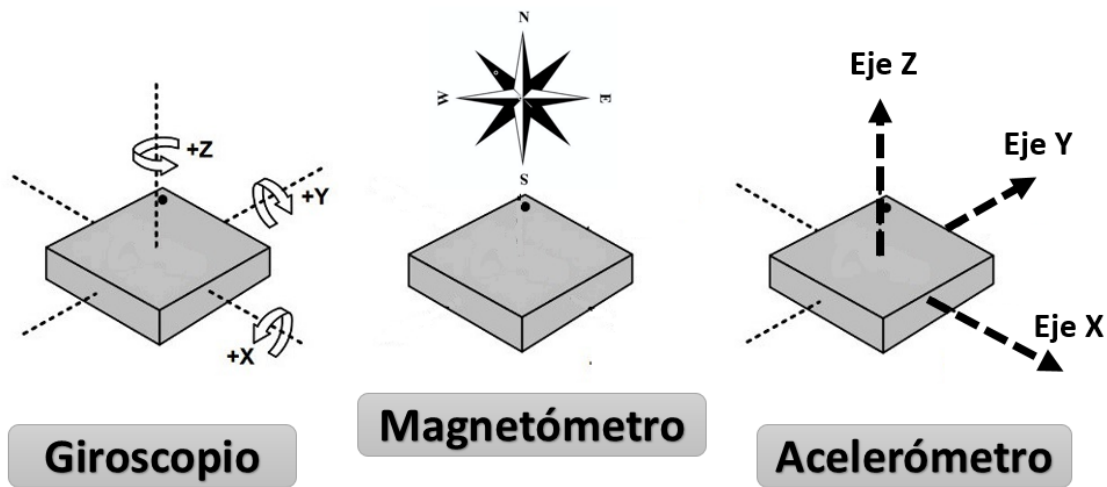


Fig. 2.19 Ejes de medición de sensores de una IMU.

La calibración de este componente se puede realizar a través de software a partir de la posición actual de la aeronave por lo que se requiere que la IMU se encuentre en el centro de gravedad de la aeronave y en una posición nivelada. Se procede a realizar ciertos movimientos de la aeronave según indique el programa y con ello se obtiene la graduación del sensor.

Giroscopio: Los giroscopios se utilizan para medir la velocidad angular con la que gira un objeto alrededor de un eje. Por lo general se utilizan las coordenadas geográficas de la tierra como ejes de referencia en torno a los cuales se mide el desplazamiento. El sensor se basa en una diminuta masa sometida a vibraciones controladas por medio de campos eléctricos, en los 3 ejes cartesianos, y midiendo la alteración del movimiento de esta masa como consecuencia de la fuerza de Coriolis resultante de movimientos angulares.

Acelerómetro: Los acelerómetros son sensores que se utilizan para medir la aceleración lineal de un objeto. Por lo tanto, los acelerómetros son capaces de medir la aceleración de la gravedad. El sensor se basa en una diminuta masa suspendida por enlaces elásticos, libre de moverse y sometida a un campo eléctrico en 3 dimensiones, que por efecto de la inercia y/o gravedad se desplaza de su posición

central ocasionando cambios en el patrón del campo eléctrico en los ejes de desplazamiento, que se traducen y miden como cambios de capacitancia eléctrica.

Magnetómetro: Los magnetómetros se utilizan para medir los campos magnéticos, como los de la tierra. Aunque el campo magnético terrestre es un vector de 3 dimensiones, en el caso de los UAVs se puede simplificar el vector de campo magnético a 2 dimensiones asumiendo que durante el vuelo de la aeronave no se esperan grandes modificaciones del patrón magnético de la tierra (declinación magnética). Se utilizan principalmente para obtener la orientación absoluta de la aeronave, su correcta calibración es muy importante para obtener un control preciso.

Sensor de altitud: Son dispositivo que permite determinar la altura de la aeronave con respecto al nivel de mar a través de una media de la presión atmosférica. Este elemento puede como no ser empleado, ya que existen otros sensores externos que se emplean para otras funciones y de paso proporcionan datos de altitud.

GPS: Componente de la función de seguimiento del UAV el cual le permite conocer al controlador de vuelo su propia geo-localización a través de señales de navegación por satélite. Principal elemento para desarrollar una misión automática a través de rutas programadas y ejecutar la función de retorno a casa en caso de que el piloto en tierra pierda de vista la aeronave. [31].

La información es empleado para proporcionar redundancia y determinar con exactitud la localización de la aeronave. Entre las características fundamentales que se deben tomar en cuenta para un dispositivo eficiente se destaca la precisión, para tener un margen de error imperceptible y se lo logra a través del número de satélites con los que se comunica. El número mínimo de satélites que puede emplear son tres, pues estos envían señales constantemente y a través del método de triangulación como se observa en la figura 2.20 donde emiten la ubicación tanto en longitud y latitud, sin embargo para conocer la altura es necesario la intervención de un cuarto satélites.

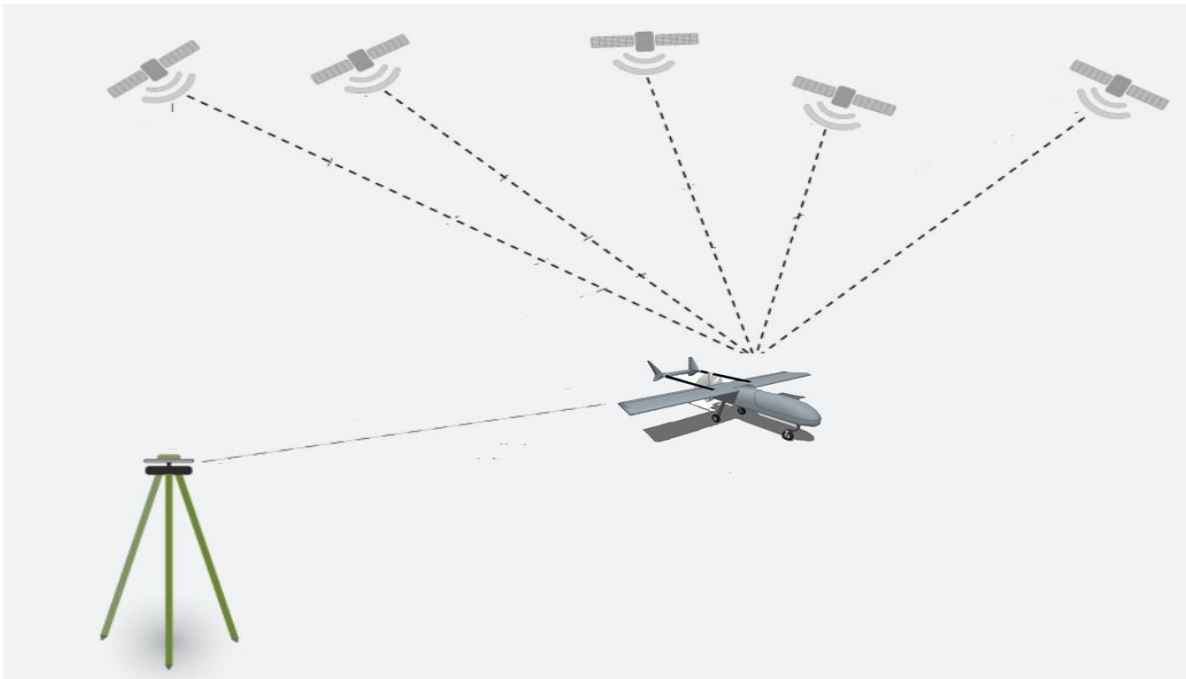


Fig. 2.20 Sistema de GPS para UAV.

Sensor de velocidad de la aeronave: Dispositivo comercialmente conocido como Tubo Pitot y empleado principalmente en UAV de ala fija, pues permite conocer la velocidad de la aeronave con respecto al aire. La velocidad relativa de la aeronave con respecto al aire depende de dos velocidades: la de la aeronave respecto al suelo y la del aire. En el caso de que el UAV viaje en contra del viento, las velocidades se restan, caso contrario se suman.

El funcionamiento del tubo pitot está basado en la diferencia de presiones estáticas (producida por la atmósfera) y dinámicas (ejercidas por el aire sobre la aeronave), donde esta diferencia emite una señal de voltaje que puede ser interpretada por el controlador de vuelo. Por ello se dice que este elemento se basa en la ecuación de Bernoulli como se puede observar en la Figura 2.21. [22] [31]

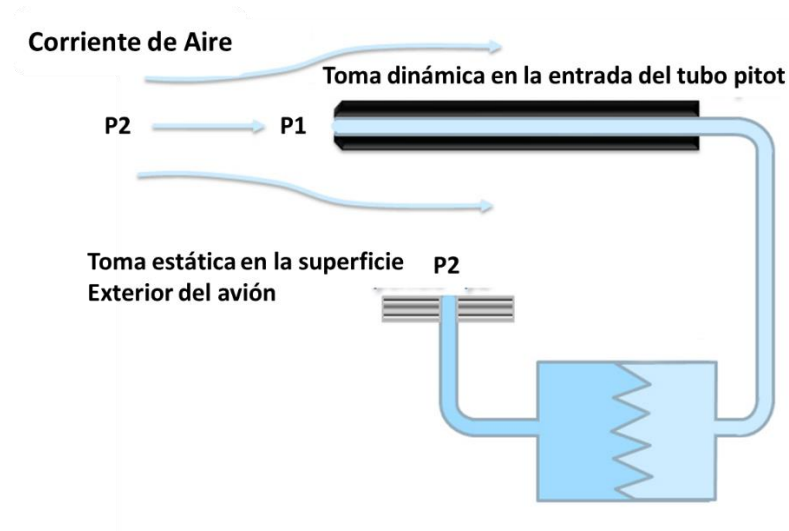


Fig. 2.21 Funcionamiento de tubo pitot bajo el principio de Bernoulli.

2.2 Segmento de Comunicaciones

El sistema de comunicación para los UAV corresponde a todos los equipos que permiten establecer una comunicación efectiva entre el segmento aire y el segmento tierra, a través de canales de radiofrecuencia especialmente para el control manual y otros para telemetría. Este segmento tiene suma importancia pues permite el control, monitoreo y navegación de la aeronave a largas distancias, ya que sin la transmisión de estos parámetros el sistema se reduciría a técnicas de pilotaje de aviones de radio control.

El enlace que existe entre la estación de control y la aeronave consiste en un enlace ascendente: desde los pilotos al UAV, y un enlace descendente: devuelve los datos del UAV como estado de sensores e información del controlador de la aeronave hacia la estación terrena o cualquier otra estación que forme parte del enlace, pudiendo ser otra aeronave u otra estación la cual estaría enlazada mediante comunicación satelital. En la Figura 2.22 se muestra un sistema de comunicación de UAV. [34] [35]



Fig. 2.22 Sistema de Comunicación para UAV

A su vez se conoce que los sistemas de comunicación están asociados con problemas como la flexibilidad, adaptabilidad, seguridad, ancho de banda, frecuencia, flujos de información y datos, por lo cual es importante llevar un estudio previo de las condiciones en donde la nave será puesta a prueba y definir las distancias de transmisión para que el enlace de comunicación sea eficaz.

Se debe tener en cuenta las causas por las que se puede tener pérdidas de comunicación:

- ✓ Fallo de todo o parte del sistema debido a la falta de fiabilidad.
- ✓ Pérdida de la línea de vista debido a características geográficas que bloquean las señales.
- ✓ Debilitamiento de la potencia recibida debido a que la distancia desde el UAV a la estación de control es demasiado grande.
- ✓ Atasco intencional o involuntario de señales.

A los enlaces de comunicación para aeronaves no tripulados se los puede subdividir de acuerdo a la línea de vista entre la estación tierra y la aeronave, estos son:

- ✓ Enlace de comunicación con línea de vista
- ✓ Un enlace posee línea de vista directa cuando el camino las antenas transmisoras y receptoras es totalmente limpio y no existe interferencias que lo corten o destruyan. Para este tipo de enlace se emplea enlaces de comunicación analógico o digital que operen en las bandas UHF, VHF, y tecnologías WiFi y Bluetooth.
- ✓ Enlace de comunicación más allá de línea de vista
- ✓ Se refiere a todo tipo de enlace que supere los 12,000 metros de distancia horizontal y hasta los 400 metros de distancia vertical entre la nave y la estación terrena. Se puede conseguir este tipo de enlaces gracias a la implementación de tecnologías que garantizan la cobertura de comunicación más allá de la línea de vista.

2.2.1 Subsistema de Telemetría

Técnica de comunicación a larga distancia, cuyo objetivo es la transmisión inalámbrica de información de variables tomadas por elementos de sensorización desde el UAV hasta la estación terrena para ser monitoreadas y conocer el comportamiento de las mismas por el operador para gestionar el vuelo en el modo automático y tomar acciones de ser necesario [35]. Este sistema ejecuta básicamente las siguientes actividades:

- 1) Enviar al computadora de vuelo la misión programada.
- 2) Permitir la intervención del piloto sobre la aeronave en cualquier momento a través de comandos de control.
- 3) Emitir información sobre las variables de vuelo.

2.2.1.1 Frecuencias para Telemetría

Los enlaces de comunicación inalámbricos típicamente empleados para aplicaciones de UAVs son en base a señales de radiofrecuencia, debido a la versatilidad de tamaño y peso en los que se puede adquirir cada uno de sus componentes (radios y antenas). La radio frecuencia es un conjunto de rangos entre 3 Hz a 300 GHz de ondas electromagnéticas, las cuales son capaces de ser portadoras de información, en la Tabla 2.2 se detallan cada una de estas frecuencias.

Tabla 2.2. Espectro de radiofrecuencia [36].

BANDA	NOMBRE	ABREVIACIÓN	FRECUENCIA
1	Extremely Low Frequency	ELF	3- 30 Hz
2	Super Low Frequency	SLF	30 - 300 Hz
3	Ultra Low Frequency	ULF	300 - 3000 Hz
4	Very Low Frequency	VLF	3 - 30 KHz
5	Low Frequency	LF	30 - 300 KHz
6	Medium Frequency	MF	300 - 3000 KHz
7	High Frequency	HF	3 - 30 MHz
8	Very High Frequency	VHF	30 - 300 MHz
9	Ultra High Frequency	UHF	300 - 3000 MHz
10	Super High Frequency	SHF	30 - 30 GHz
11	Extremely High Frequency	EHF	30 - 300 GHz

Se debe tener en cuenta que las frecuencias de rangos bajos tienen una propagación confiable y que llega a largas distancias, pero su capacidad de velocidad de datos es reducida, mientras que las frecuencias de rangos superiores transportan información de alta velocidad, pero su propagación en distancias largas suele cortarse y surge la necesidad de repetidores.

La banda de frecuencia a emplear es determinada en base a la distancia, velocidad, tamaño y disponibilidad de equipos en el mercado para la presente aplicación, así como elegir una banda de uso libre según la regulación, que no interfieran en

operaciones de terceros, esto último con el fin de desarrollar aeronaves de bajo costo y facilidad de operación. En la Tabla 2.3 se analizan las ventajas y desventajas de las frecuencias óptimas para trabajar en enlaces de telemetría de larga distancia y especialmente en ambientes húmedos. [37].

Tabla 2.3. Análisis Comparativo Entre Frecuencias Para Telemetría. [37].

Frecuencia	Ventajas	Desventajas
433 MHz	Rango y penetración excelentes	Equipos muy grandes y de escasa disponibilidad en el mercado
915MHz	Rango muy bueno. Excelente penetración a través de obstáculos	Equipos de tamaño moderado. Ampliamente disponible en el mercado
1.2 GHz	Rango y penetración buenos. Ancho de banda bueno para transmitir video	Equipos de tamaño moderado. Video de calidad limitada. Produce gran interferencia con el 915 MHz y 2.4 GHz.
2.4GHz	Rangos moderados. Tamaño de equipos pequeños. No le afectan las condiciones climatológicas. Ancho de banda muy buenos para video.	En zonas de alta densidad poblacional puede causar interferencias.

Debido a que el enlace de telemetría es el principal en los UAV se debe elegir una frecuencia que no interfiera con otros dispositivos, caso contrario la aeronave estará en peligro sin poder controlarla. Por ello para este enlace se busca una frecuencia pequeña con el objetivo de conseguir mayor distancia o rango de comunicación y un ancho de banda pequeño puesto que los datos de las variables de vuelo no contienen gran cantidad de información. Con esto se puede deducir que la frecuencia que más se asemeja a lo requerido es la de 915 MHz, al ser de gran alcance, apta para climas húmedos, con una amplia gama de radios disponibles en el mercado, aptos para colocar en el UAV y libre de interferir con otros dispositivos. Las frecuencias entre 1.2 y 2.4 GHz también son recomendadas para este tipo de aplicaciones sin embargo se observa que la primera posee alta interferencia y la segunda de igual forma puede interferir con los radios de los controles manuales que tradicionalmente emplean para

manejar este tipo de naves. Este enlace para efectuar una comunicación rápida emplea un protocolo denominado “*MAVLink*” creado específicamente para comunicación de UAS para el intercambio de información.

2.2.1.2 Protocolo “*MAVLink*” (“*Micro Air Vehicle Link*”)

Es protocolo de mensajería ligero para sistemas UAV que permite la comunicación bidireccional entre la estación terrena y el vehículo. Hay 18 tipos de mensajes en el protocolo “*MAVLink*” los cuales establecen parámetros de codificación como los tipos de arquitectura, los ajustes de configuración y el tipo de mensaje de comando (por ejemplo, hardware del piloto automático, tipo de vehículo, comando para servo, etc.) designado por el ID del mensaje, por lo que el dispositivo receptor podrá decodificar correctamente la carga útil del mensaje. La trama del protocolo está conformada por el encabezado, ID del sistema, la ID del mensaje, “*payload*”, suma de verificación y una firma opcional como se puede apreciar en la Figura 2.23. El encabezado se utiliza para clasificar el mensaje como un paquete “*MAVLink*”. La ID del sistema identifica el sistema que envía el mensaje, mientras que la ID del mensaje identifica el tipo de mensaje que se envía. El “*payload*” es el contenido que se envía y puede contener campos el cómo tipo de vehículo, modo de vuelo, datos de posicionamiento o comandos para ejecutar. La cola consiste en un bloque de suma de verificación de errores CRC y una firma opcional. [38] [39].



Fig. 2.23 Trama de Protocolo “*MAVLink*”.

El protocolo puede tener una longitud mínima de 8 bytes como por ejemplo al enviar el acuse de recibido (ACK) sin carga o una longitud máxima de 273 “*bytes*” cuando su

“payload” está totalmente completo. Este protocolo cuenta con sub protocolos o micro servicios que ayudan a la transmisión de datos (parámetros, misiones, trayectorias, etc.) que pueden llegar a ser mucho más grandes que el mensaje definiendo la manera de cómo se dividen y se vuelven a ensamblar, y garantizando que se vuelvan a transmitir los datos perdidos, también son capaces de proporcionar reconocimiento de comandos e informe de errores. Los sub protocolos nombrados son: Protocolo de conexión, misión, parámetros, comando, destino de aterrizaje, planificación de ruta (interfaz de trayectoria), batería inteligente, entre otros [40].

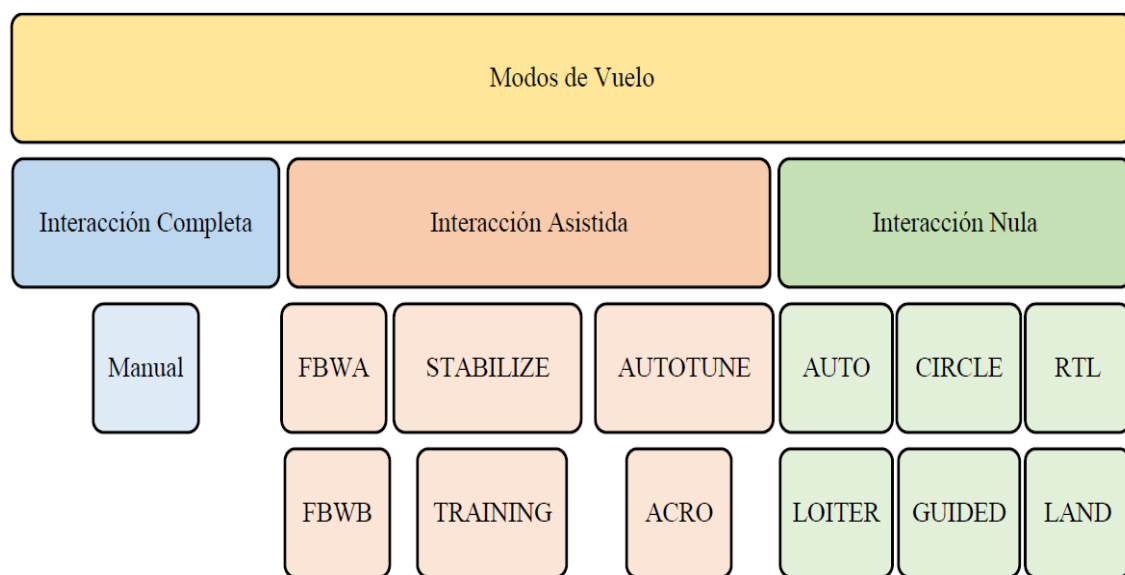


Fig. 2.24 Diagrama de la clasificación de modos de vuelo.

2.2.1.3 Modos de Vuelo

Este enlace es dedicado al control de la aeronave cuando se encuentra en el mando manual o también para seleccionar el modo de vuelo en la aeronave. En este tipo de enlaces se suelen utilizar por radio frecuencia. Los modos de vuelo consisten en un control importante dentro de la computadora de vuelo del UAV, ya que establece la manera en que el avión debe interactuar según las necesidades que requieran las misiones de operación y el grado de autonomía que presente el prototipo.

Estos modos son seleccionados por el piloto a través de interruptores o botones del transmisor de radio o comandos desde la estación terrena. Estos modos pueden ser clasificados según el grado de interacción del Piloto con la aeronave, tal como se puede observar en la Fig. 2.24. [41] [42]. Y en la Tabla 2.4 se explica a mayor detalle en que consiste cada uno de los modos de vuelo mencionados.

Tabla 2.4 Descripción De Modos De Vuelo. [42] [43].

MODO	USO DE GPS	DESCRIPCIÓN
MANUAL	No	El piloto tiene el control total de las interfaces, la aeronave no tiene restricciones de velocidad, altura o posición.
FBWA	No	El movimiento asistido de las interfaces Pitch y Roll presentan límites de libertad, el acelerador es controlado en su totalidad por el piloto.
FBWB	Si	El movimiento asistido de las interfaces Roll presentan límites de libertad, trabaja a una altura y velocidad automática.
STABILIZE	No	Nivela las interfaces de Pitch y Roll para un vuelo estable, con velocidad controlada por el piloto
AUTOTUNE	Si	Opera como FBWA pero utiliza cambios manuales para guardar valores en el control Pitch y Roll de la aeronave
TRAINING	Si	Control manual con asistencia en interfaces de control, especialmente utilizado para entrenamiento.
ACRO	Si	control manual de interfaces Pitch y Roll con velocidad automática
AUTO	Si	Segué Misiones programadas
LOITER	Si	La aeronave gira alrededor del punto en donde fue activado el modo
CIRCLE	No	Gira suavemente al avión
GUIDED	Si	La aeronave gira alrededor de un punto establecido en la estación terrena
return to launch (RTL)	Si	Regresa al punto de inicio y da círculos alrededor
LAND	Si	Fin de la misión permite un aterrizaje automático

2.3 Segmento Tierra

Corresponde a una estación de control ubicada en tierra encargada de complementar la instrumentación a bordo y capacidades de la aeronave, a través de una computadora con el “software”, “hardware”, el personal capacitado que define la misión que debe cumplir el UAV, la supervisión y el encargado de gestionar las funciones de navegación manual. Cabe destacar que existen otro tipo de acciones, especialmente de control que pueden ser ejecutadas tanto en el segmento aire como en tierra, estas pueden ser planificadas las nuevas rutas, ejecución de maniobras o la regulación de lazos de control que modifican el vuelo de la aeronave, siempre y cuando existan una buena comunicación entre los segmentos. [20]

2.3.1 Subsistema de Monitoreo

Este subsistema corresponde al software de monitoreo y planificación de misiones el cual permite definir la ruta de interés a través de puntos geográficos en un mapa virtual definiendo la velocidad y la altura que se desea tomar. Esta interfaz también se le denomina de control o estación terrena, ya que muestra los datos de telemetría enviados desde la UAV y permite configurar el vuelo cargando los comandos de misión y modificando parámetros. Es por esto que los softwares de este tipo se los conoce comúnmente como Estación de Control en Tierra – GCS (por sus siglas en inglés “Ground Control Station”). En el mercado existen varias aplicaciones que permiten la planificación y control de UAVs, los más utilizados son los enlistados a continuación:

“QGround Control”: Es una aplicación multiplataforma de código abierto disponible para el monitoreo y programación de vuelos de aeronaves no tripuladas. Es de fácil uso, siendo compatible con principiantes y al mismo tiempo ofrece soporte de funciones para usuarios experimentados. [45]

“Mission Planner”: Es la aplicación de estación de tierra de código abierto más utilizada debido a sus capacidades para la programación, control, monitoreo y futuro análisis de misiones en varios tipos de controladores de vuelo. Es compatible para varios sistemas operativos y no tiene una versión para dispositivos móviles. [44]

“DJI Ground Station”: Es un “software” desarrollado para el monitoreo y control de aeronaves DJI. Permite la programación y análisis de vuelos cuyos datos cuentan con una copia de seguridad en la nube enviada a cada miembro de la estación. Tiene una versión para computadores y otra para dispositivos móviles iOS. [46]

“UGCS”: Es una estación de control terrestre universal y de fácil uso desarrollada para principiantes y expertos, cuenta con la colaboración de varios proveedores de mapas, y logra la visualización en misiones en 3D, teniendo esto un especial uso para el análisis de alturas en una misión, además es capaz de comunicarse con varias aeronaves a la vez. Es un “software” de licencia pagada disponible para computadores. [47]

“Tower”: Es un “software” únicamente disponible para celulares o tabletas Android, de fácil uso desarrollada principalmente para principiantes y es de código abierto. Tiene la capacidad para la manipulación de cámaras instaladas en el UAV para tomar fotos en diferentes ángulos y la grabación de videos. [48].

CAPITULO III

DISEÑO DE LA AERONAVE PARA LIBERACIÓN DE BOYAS EN LA COSTA

3 Diseño de la Aeronave para liberación de boyas en la costa

Varios estudios informan sobre el uso de vehículos aéreos no tripulados para obtener mediciones oceánicas y atmosféricas [16], monitorear la proliferación de algas [17] e identificar la fauna marina [49]. La autonomía de los UAV es de 30 min a 7 h [16] [19] y el rango espacial de algunos puede alcanzar hasta 100 km. Sin embargo, son costosos mayores de 50 000 USD y su rango de autonomía es proporcional a su complejidad y carga útil [19]. La carga útil de la mayoría de los vehículos aéreos no tripulados comerciales es menor a 2 kg, que es suficiente para sensores atmosféricos, cámaras visibles e infrarrojas o sistemas de escaneo LIDAR portátiles [9].

3.1 Descripción de la Aeronave Empleada en el Proyecto

En este trabajo se presenta un UAV de diseño personalizado llamado UAV Mugin 3m-T-tail que supera las limitaciones de los enlaces de telemetría tradicionales, así como la optimización de su autonomía con un adecuado dimensionamiento de su carga útil, sistema de alimentación y capacidad de carga eléctrica.

3.1.1 Estructura Física

El armazón del UAV Mugin 3m se componen de tres partes fuselaje, alas y estabilizadores, cuyos materiales son fibra de vidrio y balsa. El ala tiene la capacidad de ser montada y desmontada del fuselaje, al igual que el estabilizador el cual se encuentra fijamente acoplado al mismo como se observa en la Fig. 3.1

3.1.1.1 Alas

El ala de la aeronave es de tipo fija con una forma rectangular de 3 m de envergadura, cuyo perfil alar posee una costilla como el de la Fig. 3.2, el cual permite principalmente tener una baja velocidad con el fin depositar las boyas en los sitios “waypoint” seleccionados por el investigador.

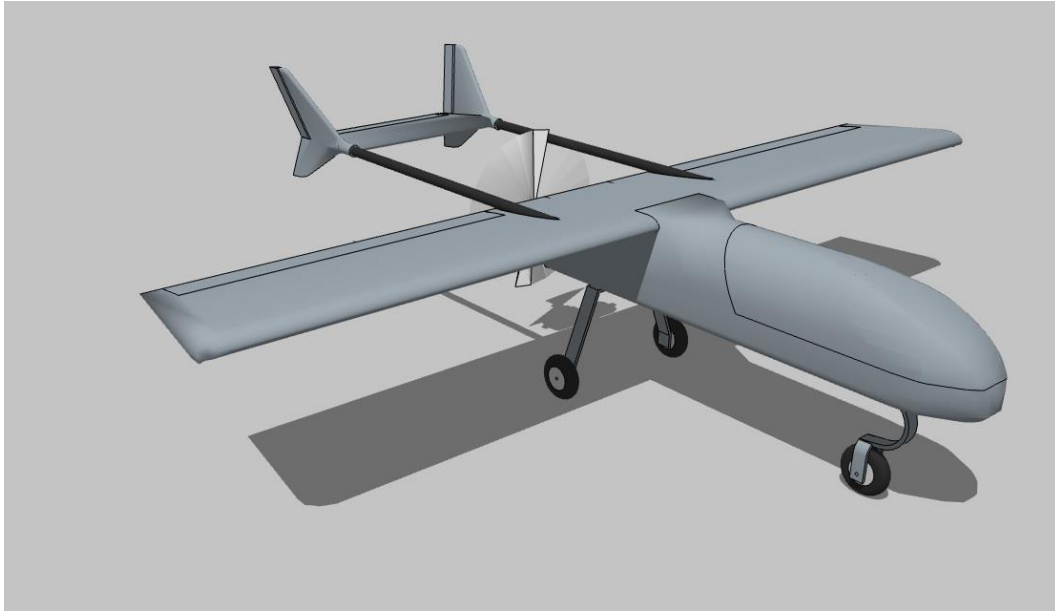


Fig. 3.1 UAV Mugin 3m utilizado en esta tesis.

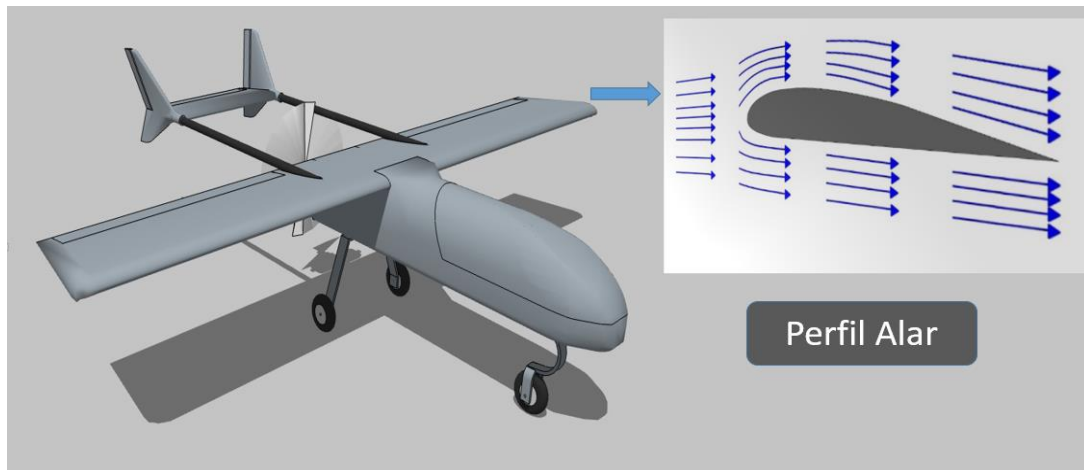


Fig. 3.2 Forma de costilla del ala.

3.1.1.2 Estabilizadores

Posee una forma tipo H como se puede observar en la Fig. 3.3 a su vez las superficies de control con las que cuenta el UAV son un alerón en cada extremo del ala, un timón en el estabilizador vertical y un elevador para el estabilizador horizontal, todas las superficies mencionadas son controladas por servomotores.

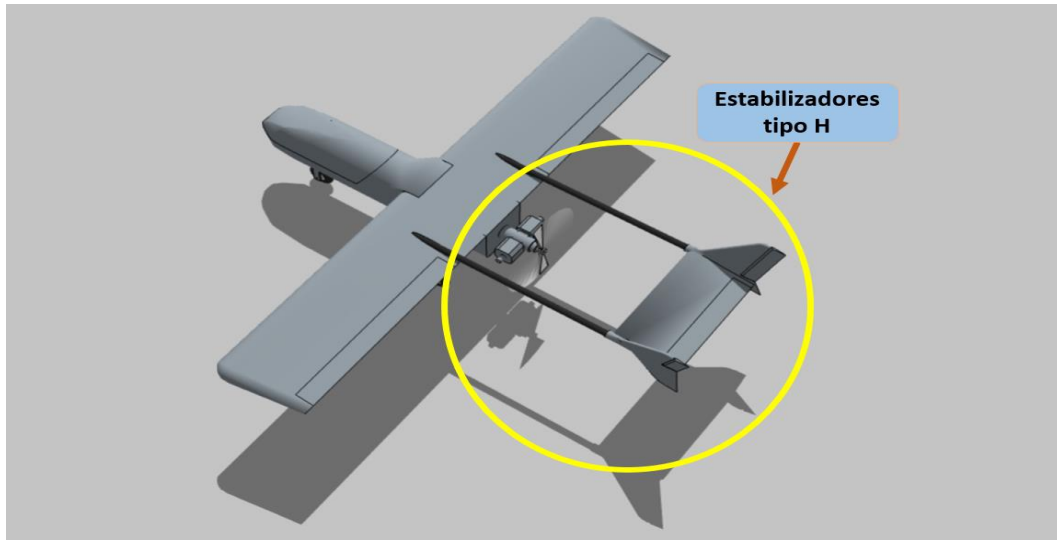


Fig. 3.3 Estabilizadores del UAV en forma de H.

3.1.1.3 Especificaciones Mecánicas

A través de la Tabla 3.1 se detallan cada una de las características mecánicas con las que ha sido personalizado a nuestras condiciones. Dichas características son de gran importancia ya que a partir de ellas se procede a integrar la electrónica del UAV.

Tabla 3.1 Especificaciones Mecánicas Del UAV Del Proyecto.

Especificación	Característica
Envergadura	3m
Fuselaje	2.5m
Peso	20Kg
Velocidad	80 Km/Hr
Método de Despegue	Manual
Método de Aterrizaje	Manual
Carga útil	5 kg

3.2 Componentes del sistema de Avión No Tripulado

Cualquier UAV con un sistema de telemetría y monitoreo de las misiones efectuadas desde un “*software*”, entra en la categoría de Sistema de Avión No Tripulado como se mencionó en la fundamentación teórica, este sistema es conformado por varios segmentos ya que no basta con que el UAV se encuentre totalmente instrumentado, sino también es necesaria la participación de una estación de control en tierra con interfaces de comunicaciones para que en conjunto interactúan entre sí para llevar a cabo la misión en óptimas condiciones.

Los segmentos del UAV empleados para el proyecto se observan en la Fig. 3.4 donde el segmento aire corresponde a la aeronave tipo mugin 3m con toda su instrumentación para desarrollar vuelos manuales y automáticos, el segmento de comunicaciones corresponde a los enlaces de telemetría para el monitoreo, vigilancia del UAV y el segmento tierra que conforma los mecanismos para observación de la misión y ejecución de procesos de control.



Fig. 3.4 Esquema general del UAV

3.2.1 Segmento Aire

Los elementos requeridos en base a las especificaciones mecánicas del UAV son los que se detallan a continuación en la Tabla 3.2 y se esquematizan en la Fig. 3.5

Tabla 3.2 Componentes Del Segmento Aire Para La Aeronave Del Proyecto.

Elemento	Tipo
Controlador de vuelo o autopiloto	Microcontrolador (32bit STM32F427 Cortex-M4F)
Sensores	Posicionamiento (GPS)
	Velocidad (Tubo Pitot)
	Medidor de Batería
	Altura (MS5611 barómetro)
	Acelerómetro (MPU 6000 3 ejes)
	Giroscopio (L3GD20H 16 bit)
Actuadores	Magnetómetro (LSM303D 14 bit)
	Motor Eléctrico Brushless (Rotomax 50 CC)
	Servomotores (futaba S3003)



Fig. 3.5 Elementos del Segmento Aire.

3.2.2 Segmento Tierra

Corresponde a la computadora personal donde el usuario cuenta con una interfaz interactiva donde puede realizar procesos como la programación de misiones a la tarjeta de la computadora de vuelo para que esta realice la navegación automática y monitoreo donde pueda observar todos los datos de telemetría. Una parte importante de la estación terrena también es la del control RC donde en conjunto con las interfaces de comunicación pueden tomar el mando manual del UAV en cualquier momento, ya sea para despegar, aterrizar o realizar ciertas maniobras.

En la Fig. 3.6 se pueden visualizar los componentes que se requieren para la operación del segmento tierra.

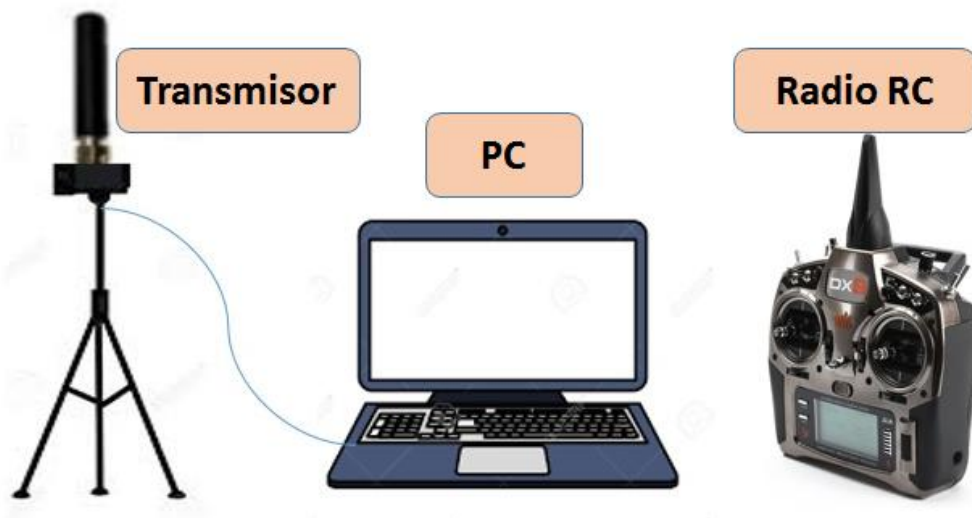


Fig. 3.6 Elementos del Segmento Tierra.

3.2.2.1 Comunicaciones

Nodo encargado de enviar los datos del controlador de vuelo hacia la estación terrena. Conformado por los enlaces de telemetría el sistema de navegación de datos ya sea en forma manual o automática. En la Fig. 3.7 se esquematiza dichos enlaces.

3.3 Selección de materiales

La presente sección consta de la selección del equipamiento requerido, para que el UAV cumpla con su misión de vuelo a larga distancia y que además libere las boyas en los lugares indicados por el investigador. Para ello se procede a describir la función con la que debe cumplir cada uno de los instrumentos, la metodología de elección de materiales es por comparar por medio de una tabla las marcas existentes en el mercado en base a parámetros de interés, finalmente se analizan los resultados de dicha tabla y se procede a la selección de la opción más adecuada.

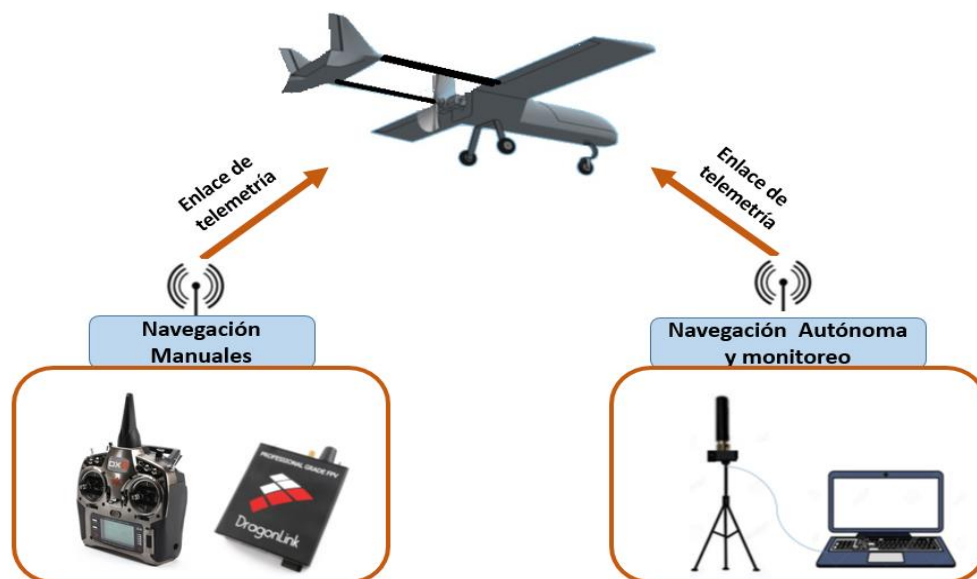


Fig. 3.7 Enlaces de telemetría en navegación manual y automática.

Para cumplir con lo planteado, de forma general los equipos necesarios son de control, comunicación y “software” para planificación de vuelo y monitoreo. El esquema de la Fig. 3.8 indica la distribución de cada uno de los componentes que intervienen en los segmentos del UAV. Al segmento aire le corresponde los quipos de control, propulsión y alimentación; al segmento tierra le corresponde el “software” y el radio control; y al segmento de comunicaciones la telemetría.

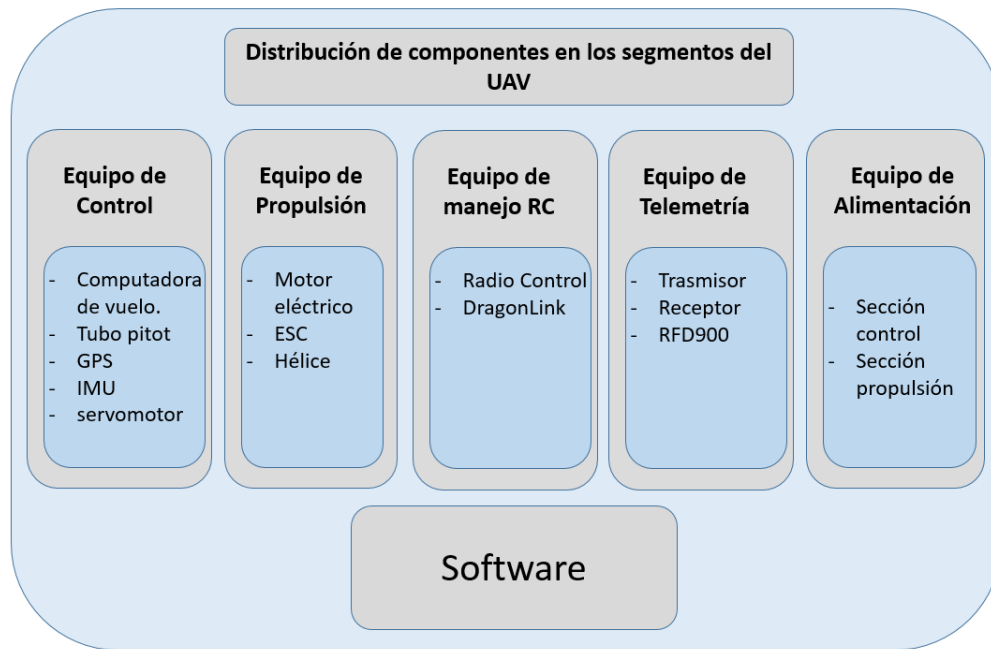


Fig. 3.8 Distribución para selección de equipos.

3.3.1 Equipos de Control

3.3.1.1 Computadora de vuelo

Esta computadora corresponde al cerebro del UAV por lo que en base a las necesidades del proyecto se requiere que cuente con un peso ligero, una IMU de alta velocidad, redundancia, arquitectura libre, compatibilidad con comunicación I2C y mínimo 4 salidas de PWM ya que la plataforma posee este número de interfaces de control.

Se realizó una comparación entre los dispositivos comerciales en tres diferentes gamas, para conocer cada una de sus capacidades y según el interés del proyecto, seleccionar el de mejores características.

Tabla 3.3 Parámetros de las computadoras de vuelo

		Gama Baja		Gama Media		Gama Alta	
	Marcas	FY-41AP Lite	NAZA3 2	Raspberry Pi + Navio2	Pixhawk V2	Vector	Veronte
Parámetros							
IMU	Acelerómetro	Si	Si	Si	Si	Si	Si
	Magnetómetro	No	Si	Si	Si	Si	Si
	Giroscopio	Si	Si	Si	Si	Si	Si
Redundancia de datos		Simple	Simple	Doble	Triple	Doble	Triple
Redundancia de alimentación		Simple	Doble	Triple	Triple	Doble	Doble
Procesador		No	32 Bits	64 Bits	32 bits	64 Bits	64 Bits
Salidas PWM		8	14	14	14	62	16
Peso(g)		20	8	85	75	180	190
Tamaño (cm)		6.1x3.9x1.4	3.5x3x1	9.5x6.3x3.5	9.5x3x3.1	4.5x6.8x7.4	6.3x3.9x6.7
Open Source		No	Si	Si	Si	No	No
Tipo de Control		PID	PID	PID	PID	PID/Lógica difusa	PID
Voltaje de Alimentación (V)		5 a 12	3 a 5	4.75 a 5.25	5	9 a 36	6.5 a 36
Consumo (W)		1	0.5	4	1.25	2.5	5
Plataformas		Solo ala Fija	Ala fija y multirotores	Ala fija y multirotores	Ala fija y multirotores	Ala fija y multirotores	Ala fija y multirotores
Precio (\$) Dlls		130	50	260	240	6000	5700

Como se aprecia en la Tabla 3.3 los dispositivos que mejor se adaptan al proyecto planteado en esta tesis son los de Gama Media y Gama Alta, por motivos de su alto precio estos últimos no serán considerados. Para el desarrollo del proyecto, se ha seleccionado las computadoras de vuelo “*Pixhawk*” V2 y “*Raspberry*” + “*Navio*” 2 como los dos dispositivos aptos para la aplicación a desarrollar, sin embargo según los requerimientos la primera tarjeta presenta mayor ventaja es aspectos como: peso ligero menor en 10 gramos, su longitud en ancho menor en 3 centímetros siendo perfecto para las dimensiones de la cabina del prototipo a utilizarse, además de

presentar una carcasa rígida evitando interferencias; otro parámetro que llevo a su selección es que su potencia de consumo es mucho menor por lo que alargará el tiempo de vuelo. Finalmente, una redundancia de datos mayor, mejorará el control de vuelo automático, al recibir y comparar los datos de 3 diferentes giroscopios, acelerómetros y magnetómetros. Cabe destacar que el creador de este dispositivo es la marca 3DR, conocida por ser desarrollador de controladores de vuelo para UAV, lo que presenta mayor confiabilidad en el desempeño de sus funciones, así como un extenso soporte en línea dado por expertos desarrolladores en UAV. En la Fig. 3.9 se observa el dispositivo seleccionado: “Pixhawk”. [50]



Fig. 3.9 computadora de vuelo “Pixhawk”

3.3.1.2 Sensor Tubo pitot

Uno de los principales requerimientos para desarrollar misiones en navegación autónoma es conocer la altitud del UAV para lo cual se hace uso de un dispositivo comercialmente conocido como Tubo Pitot que es el encargado de entregar dicha información al autopiloto para mejorar su control. Para la selección de este equipo se tomará las recomendaciones que propone el manual del controlador debido a su compatibilidad con el mismo. En la tabla 3.4 se muestran una comparativa con 3 sensores de tubo pitot.

Tabla 3.4 Parámetros de los tubos pitot en el mercado

Marcas	mRo Sensor MS4525DO	EagleTree Micro Sensor V3	Sensirion SDP31
Parámetros			
Sensor Digital	Si	Si	Si
Rango de Medición (psi)	1	0.5	0.751
Resolución	0.84 Pa	1 Kpa	2Kpa
ADC	24 bits	16 bits	16 bit
Interfaz I2C	Si	Si	Si
Kit Completo (tubo pitot, Manguera)	Si	Si	No
Peso (g)	3	7	3
Voltaje de alimentación (V)	3.3 a 5	4 a 16	2.7 a 5.5
Consumo (mW)	150	180	190
Precio (\$) Dlls	49	43	30

Al analizar los equipos recomendados por el manual de “Pixhawk”, se llegó a la conclusión que el sensor mRo MS4525DO es conveniente debido a que posee un mayor rango de medición y de mayor confiabilidad al conocerse todos sus datos técnicos. En la figura 3.10 se presenta el dispositivo seleccionado [52].



Fig. 3.10 tubo pitot mRo MS4525DO

3.3.1.3 Posicionamiento (GPS)

Este dispositivo sirve de gran ayuda al controlador de vuelo ya que le entrega datos de posicionamiento, altitud y velocidad que en conjunto de la IMU de la computadora de vuelo “Pixhawk” sirve para tener mayor precisión en los vuelos autónomos que esté realizando el UAV. Es por esto que se analizarán dispositivos GPS recomendados en el manual del controlador “Pixhawk”

En la tabla 3.3 se muestra la comparación de dispositivos que son recomendados por el manual del autopiloto y que se encuentran en disponibilidad en el mercado. El dispositivo UBLOX Neo-M8N de posicionamiento es seleccionado porque este equipo es fundamental que presente un case de protección ya que se ubicará en el exterior del UAV, porque presenta un reducido consumo de potencia, así como también menor tiempo para establecer conexión y su precisión se encuentra dentro del rango aceptable, además las dimensiones y peso son favorables [53]. En la figura 3.11 se muestra el dispositivo de posicionamiento seleccionado en para este trabajo y en la tabla 3.5 una comparativa de 3 módulos GPS.

Tabla 3.5 Parámetros GPS en el mercado

Marcas	Ublox Neo-M8N	Hero + M8P	Holybro Micro M8N
Parámetros			
Precisión de Velocidad(m/s)	0.1	0.1	0.1
Precisión posicional (m)	0.5	0.25	2.5
Sensibilidad de navegación(dBm)	-167	-160	-167
Ganancia de Antena (dBi)	2.5	1.5	2
Tiempo de conexión (Seg)	26	29	26
Altura máxima (Km)	50	50	50
Velocidad Máxima (m/s)	515	500	515
Integración de brújula	Si	Si	No
Soporte de sistemas GNSS	Si	Si	Si
Peso (g)	34	100	20.6
Diámetro (cm)	4.8	8	2
Consumo (W)	0.27	0.5	0.5
Case de Protección	Si	Si	No
Switch de seguridad	Si	Si	No
Precio (\$) Dlls	30	35	40



Fig. 3.11 Dispositivo de posicionamiento UBLOX Neo-M8N.

3.3.1.4 Servomotor

Este dispositivo es utilizado para el control de las partes móviles del aeromodelo, como son alerones, timón y elevador, para lo cual es necesario que su torque y velocidad de respuesta sean los adecuados para la aplicación deseada y sobretodo que respondan de manera efectiva a los mandos manual y automático cuando se estén realizando las pruebas de vuelo.

Comercialmente los servos para aplicaciones de aeromodelismo están disponibles en kits de cuatro unidades debido a que este es el número tradicional de interfaces de control que existen en un aeromodelo de ala fija.

Para el presente proyecto se decide emplear un kit de servomotores con piñones metálicos debido a la constante presión que el viento ejerce sobre dichas interfaces. Las marcas que brindan estas especificaciones en el mercado son “*Poder HD*”, “*Tower Pro*”, “*Futaba*” y “*Hi Tec*” cada uno con sus ventajas y desventajas vistas en la Tabla 3.6

Tabla 3.6 Parámetros del servomotor en el mercado

Marcas	Futaba S3003		Tower pro MG92B		Hi TEC HS-85MG	
Parámetros						
Torque máximo (Kg.cm)	3.9		3.5		3.5	
Tipo de electrónica	Digital		Digital		Digital	
Rango de voltaje (V)	4 a 6		5 a 6		4.8 a 6	
Velocidad de respuesta	4.8 V	0.16 seg/60°	5 V	0.18 seg/60°	4.8 V	0.16 seg/60°
	6 V	0.13 seg/60°	6 V	0.14 seg/60°	6 V	0.14 seg/60°
Giro	360°		50		50	
Tipo de piñón	Metálico		Metálico		Metálico	
Consumo	Corriente sin carga	240 mA	Corriente sin carga	240 mA	Corriente sin carga	240 mA
	Corriente de bloqueo	1400 mA	Corriente de bloqueo	1400 mA	Corriente de bloqueo	1400 mA
	Corriente de parada	5 mA	Corriente de parada	5 mA	Corriente de parada	5 mA
Peso	16 g		14 g		22.1 g	
Tamaño	22.8x12x29.4		22.8x12.2x31		23.8x12.8x31.8	
Precio (\$) Dlls	20		11		20	

Analizando la tabla 3.6 referente a las características de cada uno de las principales marcas en el mercado que ofrecen estos servomotores y que además satisfacen a las especificaciones del proyecto. Se identifica que servomotor “*Futaba*” S3003 supera el torque requerido, lo cual es una ventaja al tener constantes peso que afectaran al vuelo, de igual forma posee una rápida respuesta, peso y dimensiones adecuadas para la mecánica del UAV. En la figura 3.12 se presenta el servomotor utilizado en este proyecto [54].



Fig. 3.12 Servomotor “Futaba” S3003.

3.3.2 Equipos de Propulsión

3.3.2.1 Motor Eléctrico

Para la selección de este equipo se ha considerado únicamente motores de la marca comercial “Turnigy”, por ser una de las más utilizadas en aplicaciones de aeronaves no tripuladas y contar con una amplia gama de motores sin escobillas. Dentro de su catálogo los motores que poseen los requerimientos dimensionados son el Rotomax 50cc, Rotomax 80cc, Rotomax 100cc.

Sus especificaciones técnicas se encuentran detalladas en la Tabla 3.7. Una vez analizada y evaluada las características que poseen cada uno de los motores mencionados se identifica que el motor Rotomax 50cc satisface las necesidades en cuanto torque, potencia y rpm que se necesitan en el sistema de propulsión del UAV, por otro lado el peso del motor es menor por lo que ayuda considerablemente a que la aeronave consuma menos energía, además que su costo es menor. En la figura 3.13 se presenta el motor utilizado en este proyecto [55].

Tabla 3.7 Parámetros del motores eléctricos sin escobillas.

Marcas	Motor turnigy Rotomax 50cc	Motor turnigy Rotomax 80cc	Motor turnigy Rotomax 100cc
Parámetros			
Kv (rpm/v)	172	195	167
Peso (g)	1080	1916	2074
Corriente máxima (A)	120	150	170
Torque máximo (N.m)	1847	2030	2871
Resistencia (mh)	21	21	21
Máximo Voltaje (V)	44	52	44
Potencia máxima (W)	5300	6600	9800
Eje A (mm)	10	10	10
longitud B (mm)	102	110	114
Diámetro C (mm)	80	108	110
Longitud D (mm)	50	48	53
Longitud total E (mm)	142	142	150
Costo(\$) Dlls	194	266	334



Fig. 3.13 Motor Rotomax 50cc.

3.3.2.2 ESC controlador de velocidad

Este elemento se encuentra estrechamente relacionado con el motor elegido ya que es el encargado de modificar la velocidad del motor a través de una señal PWM. Para su dimensionamiento es importante tomar en cuenta un 30% de la corriente máxima del motor. La corriente al máxima de empuje del motor Rotomax 50cc es de 120 A. Por lo tanto tomando en cuenta el 30% extra para asegurar un buen funcionamiento tenemos que se requiere de un ESC de 156 A.

Para que exista compatibilidad con el motor a emplear se procede a elegir un ESC de la misma marca. El dispositivo disponible por el fabricante “*Turnigy*” y específico para el motor Rotomax 50cc, que cumple con los requerimientos es el YEP 180A HV (4 ~ 14S) como se muestra en la figura 3.14 y sus especificaciones técnicas se encuentran detalladas en la Tabla 3.8 [56].

Tabla 3.8 Parámetros del controlador de velocidad ESC

Marca	Turnigy YEP 180A HV	
Parámetros		
Corriente máxima (A)	180	
pico de corriente (burst current)	200A durante 10seg	
Velocidad máxima	240,000rpm	
Capacidad de salida del BEC	4S - 14S	
Alimentación (V)	14.8 a 51.8	
Peso (g)	240	
Dimensiones(mm)	107x53x30	
Respuesta de aceleración	Lineal	
Características de protección	Bajos voltajes, Sobrecalentamiento, perdida de señal de aceleración	
Costo(\$)	179 Dlls	

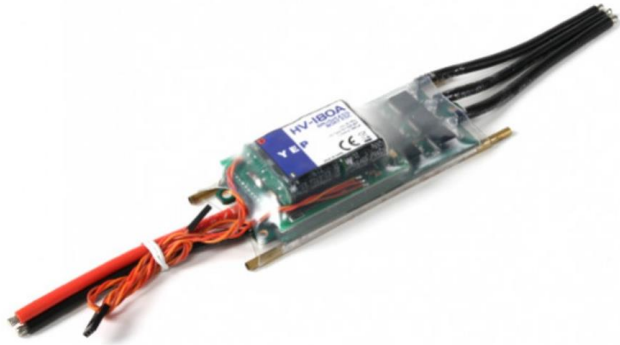


Fig. 3.14 ESC “Turnigy” YEP 180A HV

3.3.2.3 Hélice

Para dimensionar este elemento se debe tomar en cuenta las especificaciones del fabricante del motor, su paso y diámetro son importantes para conseguir el empuje adecuado sin consumir toda la potencia del motor. Para la presente aplicación se requiere una hélice que produzca mayor empuje a menor velocidad y esto se logra con hélices de gran diámetro y paso reducido. La recomendación del fabricante del motor Rotomax 50cc es elegir una hélice “Turnigy Ultra-Light” Madera de 24 pulgadas de diámetro y 12 pulgadas de paso (24x12) para alcanzar el empuje deseado. En la figura 3.15 se muestra la hélice utilizada en este proyecto.



Fig. 3.15 Hélice turnigy ultra-light de madera (24x12).

Están hechas de madera ultra ligera, fabricadas digitalmente por maquinas CNC y acabado a mano. La gama de propulsores “*Turnigy*” son fuertes, ligeras, barnizadas con laca dos veces para asegurar una vida larga con acabado brillante y suave que ayuda a reducir la fricción y el ruido. Para este elemento no se presenta una tabla de especificaciones técnicas [57].

3.3.3 Equipo de manejo Radio Control

3.3.3.1 Radio control

El equipo utilizado fue un Radio Control “*SPEKTRUM*” DX9 DSMX como se muestra en la figura 3.16 el cual cuenta con el sistema de transmisión bidireccional que trabaja en la banda de frecuencia de 2.4 GHz, sus características son:

- ✓ Navegación entre el menú de telemetría, el monitor y los menús principales sin necesidad de acceder a través del menú de ajustes.
- ✓ Navegación entre la lista de funciones y los ajustes del sistema sin la necesidad de tener que apagar la emisora.
- ✓ Alarmas por voz para telemetría, avisos y otras situaciones.
- ✓ El menú de selección de sonidos permite activar o inhibir los sonidos específicos de la DX9.
- ✓ Asigna hasta 5 modos de vuelo para aviones a cualquier combinación de hasta dos interruptores.
- ✓ Memoria virtualmente ilimitada de hasta 250 modelos.
- ✓ Asigne valores de ganancia del giróscopo a una de las palancas laterales, la ruleta derecha, o uno de los interruptores auxiliares en la parte superior de la emisora.
- ✓ Curva de paso para los modelos de tipo avión con pasos variables.
- ✓ Función entrenador sin cables.

Este sistema es de corto alcance, teniendo un rango de operación de hasta 2000 metros, el cual para los requerimientos del proyecto responden muy bien, ya que el mando manual de la aeronave únicamente se utilizará para el despegue y aterrizaje que son maniobras que se las realiza en la estación terrena. [58]



Fig. 3.16 Radio Control “SPEKTRUM” DX9 DSMX

Sin embargo en este proyecto se le ha agregado un accesorio para incrementar su alcance de radio control de 50 kilómetros llamado “*DragonLink*”. En su funcionamiento se basa en el salto de frecuencia, ignora las señales de interferencia y pasa a la siguiente frecuencia clara. Con capacidad de ser un radio módem bidireccional. Además admite todos los controladores de vuelo. Se puede conectar a cualquier computadora, totalmente configurable mediante software para PC. Como se observa en la figura 3.17. Sus características son las siguientes:

- ✓ Voltaje del módulo transmisor: 5-18 voltios (LiPo de 2-4 celdas)
- ✓ Voltaje del receptor: 5-9 voltios (BEC o LiPo de 2 celdas)
- ✓ Potencia de salida del transmisor: 1000 mW
- ✓ Frecuencia: 433 MHz - Salto de frecuencia en la banda ARS.
- ✓ Alcance típico: 50 km con las antenas suministradas.

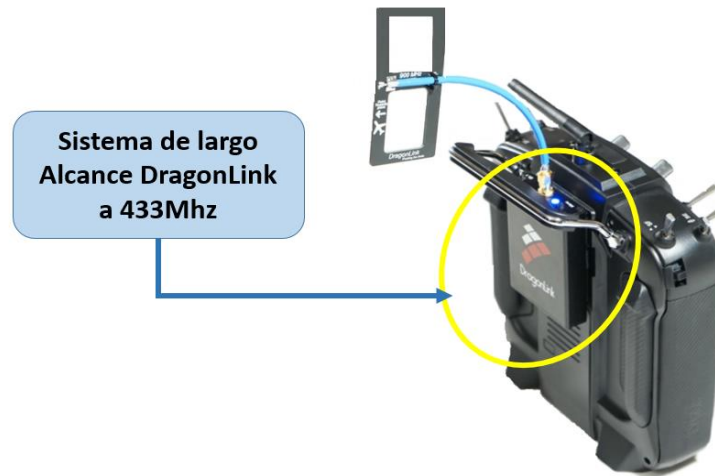


Fig. 3.17 Radio control “Spectrum” DX9 con el sistema “Dagonlink”.

Este sistema de “Dragonlink” puede ser utilizado en múltiples frecuencias dependiendo la frecuencia es para datos o video. Por ejemplo, las frecuencias de 433 Mhz y 915 Mhz se utiliza para envío de datos y para funcionar con sistemas de video las frecuencias son de 1.3 GHZ, 2.4 GHZ y 5.8 GHZ. En la tabla 3.9 se detallan las antenas que se utilizan para trabajar con frecuencias de 433 Mhz. y en la figura 3.18 se muestran las antenas, el receptor y transmisor. [59]

Tabla 3.9 Parametros de las antenas para el transmisor y receptor a 433 Mhz.

DragonLink	Transmisor	Receptor
Peso (g)	90	12
Largo (mm)	79	60
Ancho (mm)	60	22
Alto (mm)	15	15
Antena	Genuine Nagoya NA-771 High performance antenna	30 cm de cable coaxial y conector de SMA
Frecuencia	433 MHz	434 MHz



Fig. 3.18 Sistema de transmisor y receptor del “*DragonLink*”.

3.3.4 Equipo de telemetría.

3.3.4.1 Trasmisor y receptor de Telemetría.

Este equipo es de gran importancia para el proyecto, ya que es necesario que sea capaz de transmitir los datos de telemetría a larga distancia en el rango unas decenas de kilómetros y que además sea compatible con los puertos de telemetría que presenta la computadora de vuelo, además se requiere de un equipo de tamaño compacto, fácil instalación por el espacio limitado del UAV. Después de analizar los sistemas de comunicación disponibles en el mercado, afines con la computadora de vuelo “*Pixhawk*” y por recomendación de los aeromodelistas de la región, se llegó a conclusión de utilizar el módulo RFD900+ ya que presenta un enlace confiable, de largo alcance y con las mejores características de potencias de transmisión y recepción siendo unos de los parámetros importantes en los radioenlaces. Por otro lado, Mediante el hoja de datos del módulo seleccionado se pudo observar que las antenas tienen una mayor distancia de transmisión con las antenas dipolo de $\frac{1}{2}$ onda, las cuales tienen una ganancia de 6 dBi y trabajan a 900 MHz. En la tabla 3.10 se presentan las especificaciones detalladas del módulo de telemetría RFD900+ y en la figura 3.19 se muestra el módulo de telemetría, las antenas utilizadas para la transición y recepción de datos a larga distancia [60].

Tabla 3.10 Especificaciones del módulo de referencia RFD900+.

Marcas	RFD900+	
Parámetros		
Rango de frecuencia de operación (MHz)	902 - 928	
Distancia de operación (Km)	40	
Tasas de datos de RF admitidas	8,16,24,64,128,250	
Potencia de transmisión (dBm)	30	
Sensibilidad del Receptor (dBm)	-121	
Inmunidad de interferencia	FHSS	
Amplificador de bajo ruido LNA (dBm)	>20	
Opciones de antenas	Yagi, Dipolo de 1/2 onda y 1/4 de onda	
Topologías de red	Punto a punto y multipunto	
Voltaje (V)	5	
Corriente del transmisor/receptor (A/mA)	1/60	
compatibilidad con el Pixhawk	Si	
tamaño (mm)	30 x 57 x 12.8	
Peso (g)	14.5	
Costo (\$) Dlls	190	



Fig. 3.19 Modulo de transmisor y receptor del RFD900+.

3.3.5 Equipo de alimentación

Para aumentar la confiabilidad del sistema implementado, es conveniente dividir el sistema en secciones donde los elementos de datos, propulsión y control se alimenten con diferentes baterías y con diferente BEC (*"Battery Eliminating Circuit"*) esto con el fin de no saturar el suministro de energía y al mismo tiempo aislar los altos consumos derivado por el motor, servomotores y el sistema de comunicación asegurando de esta manera la integridad del UAV.

3.3.4.1 Alimentación de la sección de control

Para esta sección se ha considerado la alimentación de la computadora de vuelo, el sistema de telemetría y los servomotores equipado con baterías de polímero de litio de 7.4v a 1800mA. Se utilizan 3 dispositivos BEC para tener protección por consumos elevados por parte de los dispositivos electrónicos, también reducimos la cantidad de ruido eléctrico que llega a los componentes conectados. Por otro lado, se reduce la corriente de la batería para que pueda ser utilizada en varios dispositivos. Su función principal es eliminar la necesidad de tener una segunda batería haciendo de esta forma el UAV más ligero. En la figura 3.20 se muestra la conexión de los servomotores, la computadora de vuelo y el sistema de telemetría. En la tabla 3.11 se muestran los parámetros del BEC utilizado [61].

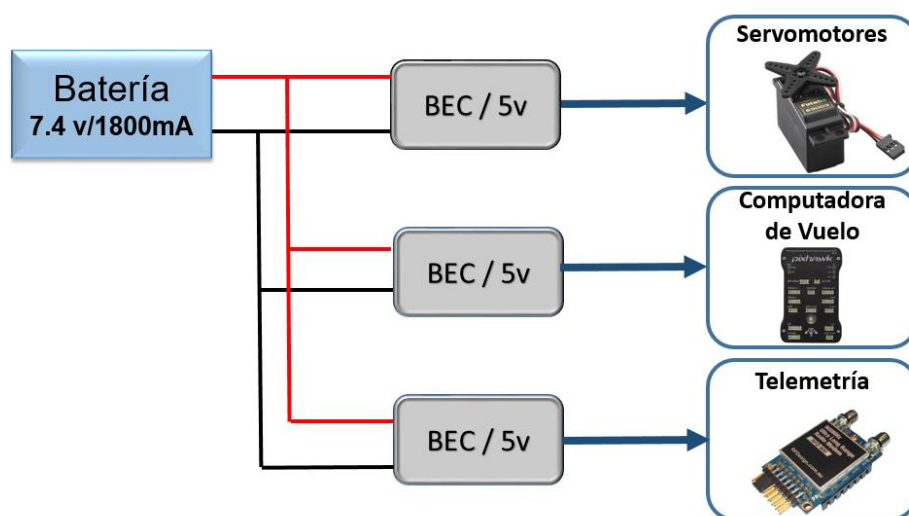


Fig. 3.20 Modulo de alimentación en la sección de control

Tabla 3.11 Especificaciones del dispositivo YEP 20A HV (2~12S) SBEC

Marcas	YEP 20A HV (2~12S) SBEC Selectable Voltage Output	
Parámetros		
Voltaje de entrada	2S/7.4v	
Capacidad (mA)	1800	
Descarga	25C / 50C	
Voltaje de salida (seleccionar con jumper)	5V/5.5V/6V/9V	
Dimensiones (mm)	100x7x35	
Peso (g)	103g	
Costo (\$) Dlls	16	

3.3.4.2 Alimentación de la sección de propulsión

Para esta sección se ha considerado la alimentación al sistema de propulsión equipada con baterías 6s de 6000mAh de polímero de litio [62], configuradas en arreglos en serie-paralelo para alcanzar 50.4V DC 18,000 mA y proporcionar de esta manera autonomía hasta de 1 hr de vuelo probado a distancia de 30 km en alta mar con la capacidad de operar en condiciones de viento de 10 nudos (20km/h).

En esta sección fue necesario realizar un cableado especial por la corriente que se está manejando en el UAV. Por otro lado, el dispositivo ESC YEP 180A HV (4 ~ 14S) se utilizó como protección y al mismo tiempo es el encargado de modificar la velocidad del motor a través de una señal PWM, este dispositivo es compatible ya que cumple con los requerimientos para el motor Rotomax 50cc. En la figura 3.21 se muestran las conexiones para el equipo de propulsión.

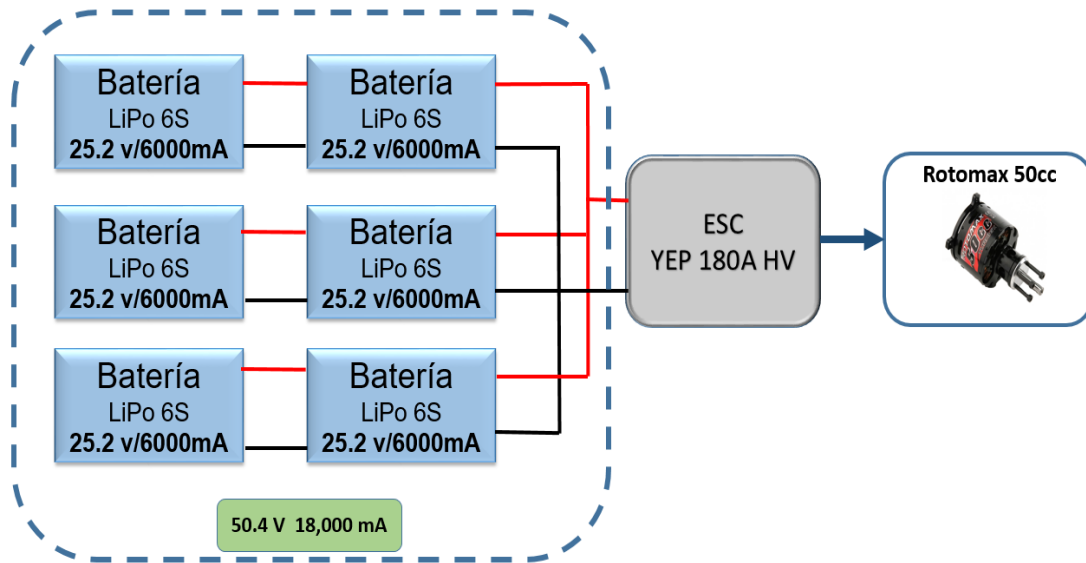


Fig. 3.21 Modulo de alimentación en la sección de control

3.3.5 “Software”

El software es una componente muy importante dentro de los UAV, ya que forma parte de la estación terrena a través una interfaz que monitorea y controla el UAV cuando se encuentra en una misión. Para la selección del software se considerarán diversos puntos, entre ellos la compatibilidad que tiene la computadora de vuelo, la disponibilidad en varios sistemas operativos, la experiencia particular de la región en tema de aeromodelismo y sobre todo la facilidad de uso.

De las experiencias de varios foros actuales dedicados a temas de aeromodelismo se fijaran algunos parámetros donde se compara cuantitativamente, siendo 1 la calificación más baja y 5 la más alta. [44] [45] [46] [47]

Tabla 3.12 Parámetros de los software para planificar misiones en UAV

	Marcas	Qground	UGCS	Mission Planer	DJI ground Station
	Parámetros				
	Compatible con MAVLink	Si	Si	Si	No
	Open Source	Si	No	Si	No
	compatible con Pixhawk	Si	Si	Si	No
	Sistema operativo compatible	Windows, linux, Mac OS Android	Windows, linux, Mac OS	Windows, linux, Mac OS	Windows, Mac OS
	Tutoriales e información	3	2	4	1
SETUP	Actualización del firmware	4	1	5	1
	Calibración de sensores	4	2	4	2
	configuración a prueba de fallas	2	1	5	1
	Configuración de modo de vuelo	4	2	4	3
	Chequeo de pre vuelo	5	2	4	1
	SUB-TOTAL	19	8	22	8
PLANIFICADOR	Edición del Waypoint	4	4	4	4
	Acciones en Waypoint	4	4	4	2
	Altura en Waypoint	3	3	5	1
	Duración del vuelo	2	1	4	2
	Mapas sin conexión a internet	4	3	4	1
	Mapas en 3D	1	4	1	1
	SUB-TOTAL	18	19	22	11
VUELO	Visualización de horizonte artificial	4	3	5	3
	Visualización de la ubicación actual	5	4	5	4
	Visualización de satélites	4	1	3	2
	Estado de altura y velocidad	3	2	5	2
	Botón de Armado/Desarmado	5	2	4	1
	Estado de enlace	4	3	2	3
	Estado de la batería	2	4	4	2
	Modo vuelo Actual	5	3	4	2
	Visualización de video	5	2	1	1
	Alertas auditivas	5	2	5	1
	SUB-TOTAL	43	26	38	21
	TOTAL	80	33	82	40

Observando la tabla 3.12 se toma en cuenta los parámetros de valores más votados que son los “softwares QGround Control” y “Mission Planner” de 80 y 82 puntos respectivamente encontrándose dentro del mismo rango, lo que indica que el uso de cualquiera de los 2 software sería propicio en la estación terrena. La decisión de software a utilizar es “Mission Planner” en primeramente por ser el más votado y en segunda por la experiencia en la región de los expertos en aeromodelismo que están más familiarizado con este tema. En la figura 3.22 se muestra la pantalla del “software Mission Planner”.



Fig. 3.22 Imagen del “software Mission Planner”.

CAPITULO IV

ANÁLISIS DE RESULTADOS

4. Análisis de Resultados

En esta sección se describen las pruebas realizadas con el prototipo instrumentado del UAV. Se demostrara la confiabilidad del sistema integrado por los subsistemas vistos en la sección anterior de componentes electrónicos, de propulsión, de la parte mecánica y cuerpo del UAV. El UAV tiene una autonomía para un recorrido de 32km, observando en tiempo real la distancia, velocidad, Tiempo de vuelo con la capacidad de operar en condiciones de viento de 10 nudos (20km/h) con un 70% del consumo de batería. La capacidad de carga es de 5 kilogramos la cual nos proporciona una herramienta útil para realizar el lanzamiento de las boyas instrumentadas.

Para verificar el objetivo de esta tesis se han realizado una serie de pruebas que se basan en el uso de la computadora de vuelo y la estación terrena a través del software “*Mission Planer*” para monitorear en tiempo real el estado del UAV que son pre establecidas por el usuario, de esta manera se pueden crear rutas de vuelo a través de un seguimiento o trayectorias puntos de “*Waypoints*” [63].

Al ejecutar la programación en la computadora de vuelo el UAV se vuelve totalmente autónomo, siguiendo trayectorias programadas y ejecutando tareas pre-definidas, además de proporcionar indicadores del estado del vuelo como son: medición del voltaje de la batería, corriente, la altura, seguimiento de la ruta establecida, orientación, velocidad del viento, entre otros.

Las pruebas realizadas al UAV son las siguientes:

- ✓ Pruebas en tierra de configuración y calibración del equipo.
- ✓ Pruebas de consumo de energía.
- ✓ Pruebas de comunicación RSSI
- ✓ Pruebas de lanzamiento de boyas

4.1 Pruebas en tierra de configuración y calibración del equipo

En la instalación y configuración de toda la aeronave se elaboraron pruebas básicas de funcionamiento en tierra como son: la comprobación de la transmisión de datos en los enlaces de telemetría y respuesta de actuadores ante las acciones del control manual. Es de suma importancia realizar estas pruebas en tierra para verificar su comportamiento todo ello con el fin de corregir errores y obtener un UAV de alta confiabilidad, apto para realizar misiones en los lanzamientos de boyas en la costa.

4.2 Instalación y configuración del UAV

Es importante efectuar una correcta colocación y centrado del ala, ya que de este proceso depende el buen desempeño de la UAV. El ala es colocada sobre la superficie designada en el fuselaje y se la sujeta con tornillos por ambos lados al igual que los estabilizadores como se muestra en la figura 4.1

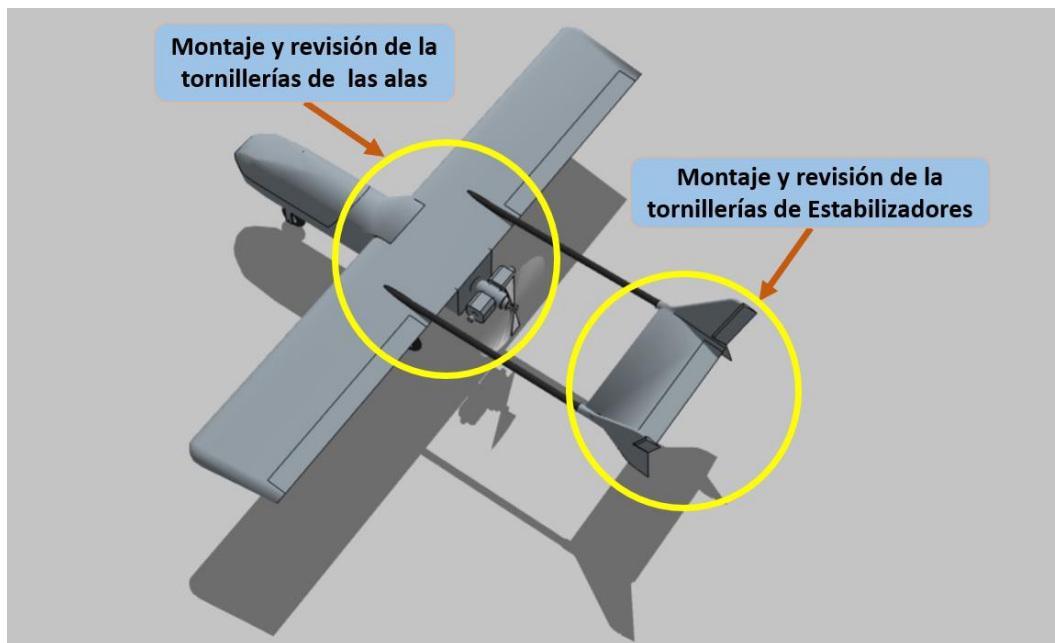


Fig. 4.1 Esquema del montaje y revisión de la tornillería del UAV.

Una vez instalado el esqueleto del UAV se realizan las pruebas en tierra de la calibración, funcionamiento del “software” con el sistema de comunicación y los sensores inerciales para que tengan buena respuesta a los movimientos del UAV en conjunto con los servomotores que se encuentran instalados en las alas y estabilizadores. En la figura 4.2 se muestra la secuencia de pasos para asegurar un buen funcionamiento del UAV.

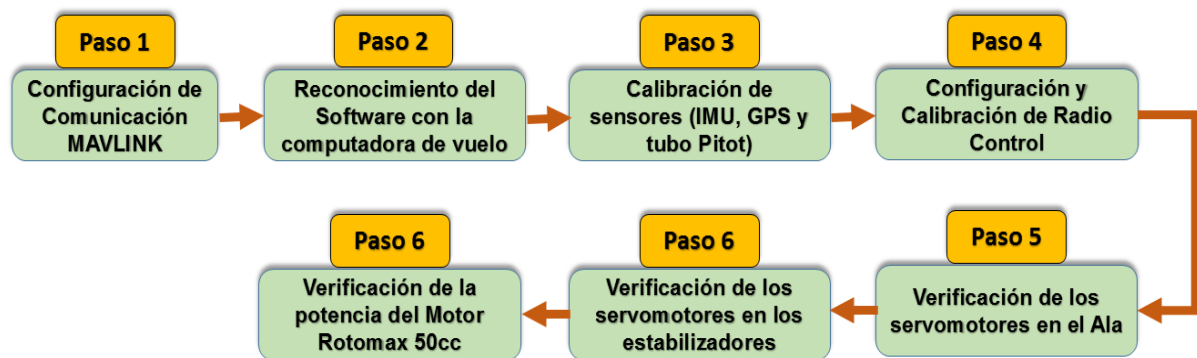


Fig. 4.2 Secuencia de pasos para asegurar un buen funcionamiento del UAV.

4.2.1 Configuración de Comunicación MAVLINK

Este protocolo de comunicación se utiliza para establecer un enlace inalámbrico entre el software “Mission Planner” y la computadora de vuelo. Se configuran los parámetros de cada uno de los módulos (TX y RX) de telemetría RFD900+ en base a los datos de la hoja técnica del fabricante que son [44] [60]:

- 1) Frecuencia mínima y máxima de 915 MHz y 928 MHz respectivamente.
- 2) Velocidad de transmisión por aire de 64Kbps. Se puede elegir dicho valor entre 4, 8, 16, 19, 24, 32, 48, 64, 96, 128, 192 y 250 Kbps, tomando en cuenta que a mayor velocidad se posee menor alcance y viceversa, sin embargo, no es recomendable en esta aplicación el uso de velocidades sumamente bajas

debido a la pérdida de información por interferencias. Por ello se recomienda emplear velocidades mayores al 50% de las vistas anteriormente.

- 3) Identificador de red o Net ID con un valor de 25. Corresponde a un parámetro de seguridad ante posibles interferencias de otros equipos de la misma frecuencia que se encuentre operando en la zona. Se puede elegir entre un rango de 0 a 499.
- 4) Potencia de Transmisión de 20dBm.

Para garantizar un buen enlace todos los parámetros modificados deben ser los mismos tanto en el módulo de Tx como de Rx. En la figura 4.3 se observa la forma de configurar los parametros del sistema de comunicación RFD900+ en el software “Mission planner”.



Fig. 4.3 Selección de parámetros en la comunicación “Mavlink” en “Mission Planner”,

4.2.2 Reconocimiento de “*Software Mission Planner*” con la computadora de vuelo

Al ser un “*software*” de código abierto contiene múltiples plataformas de tipos de UAVs, por ello es necesario instalar en la tarjeta de la computadora de vuelo el “*firmware*” (“*Software*” necesario para gestionar la información recibida desde el exterior, procesarla y transmitir órdenes a los actuadores de la aeronave) específico para plataformas tipo ala fija debido a UAV que estamos utilizando, como se observa en la figura 4.4.

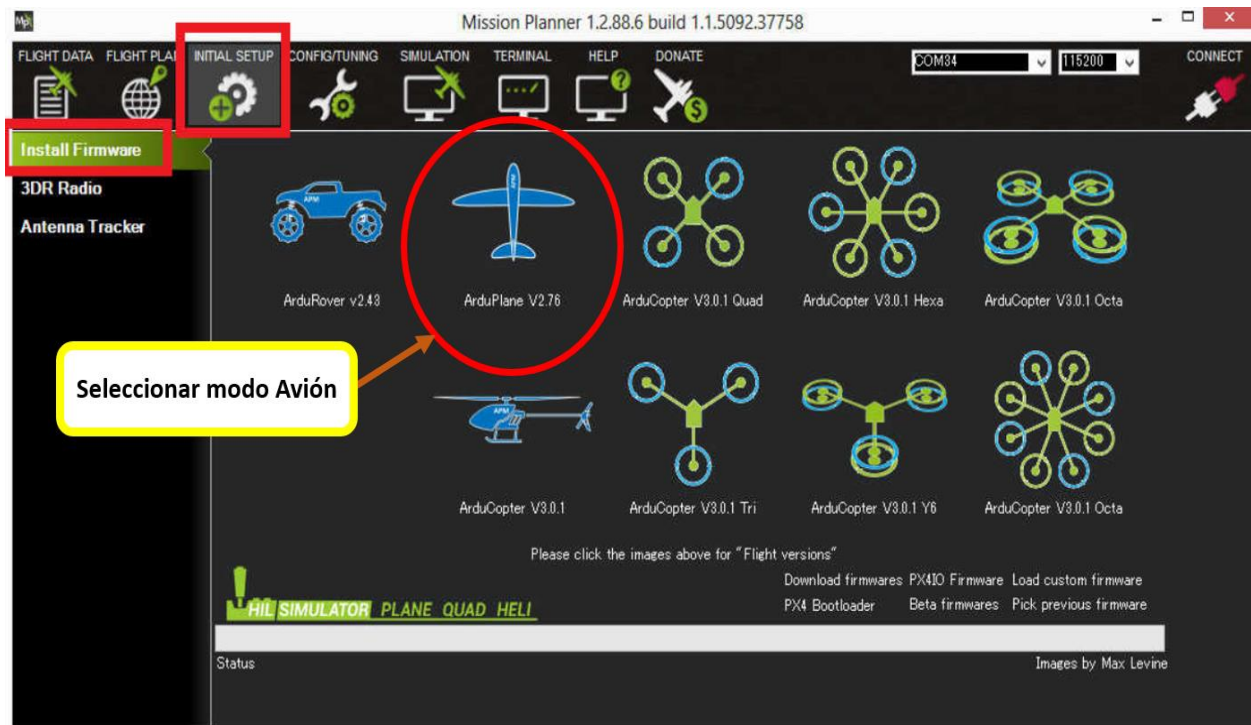


Fig. 4.4 Selección de “*firmware*” de ala fija para UAV.

4.2.3 Calibración de sensores IMU y GPS

Una vez que la computadora de vuelo se le ha instalado el “*firmware*” adecuado para nuestro UAV, se deben calibrar los sensores que llevara bordo, para ello se utiliza el “*software Mission Planner*” con el fin de almacenar la configuración en la memoria de

la tarjeta de la computadora de vuelo y asegurar de esta manera tener una buena precisión a la hora de hacer uso de los puntos “waypoint”. Los sensores a calibrar son el IMU y GPS. En la figura 4.5 se muestra la sección del “software” donde se realiza la calibración del UAV para el IMU y GPS.



Fig. 4.5 Sección del “software” donde se realiza la calibración del UAV para el IMU y GPS.

Para calibrar el IMU en la computadora de vuelo se deben de ejecutar una secuencia de movimientos que son: vehículo a la izquierda, derecha, nariz abajo, nariz arriba e invertido a su posición original. En la figura 4.6 se observan los movimientos ejecutarse.

Para calibrar el GPS en la computadora de vuelo se deben de ejecutar una secuencia de movimientos que son: Posicionar el vehículo a la izquierda, derecha, nariz abajo, nariz arriba, invertido a su posición original. Repetir los mismos movimientos incluyendo un giro de 360°. Como se observa en la figura 4.7

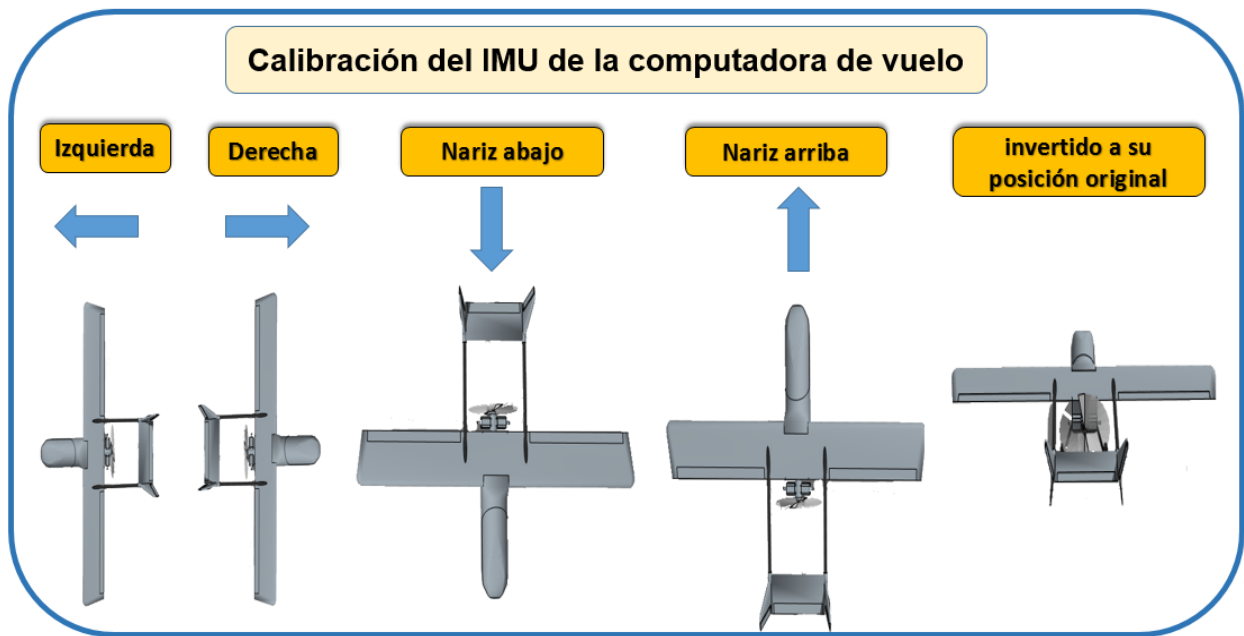


Fig. 4.6 Calibración del IMU en la plataforma del "Mission Planner".

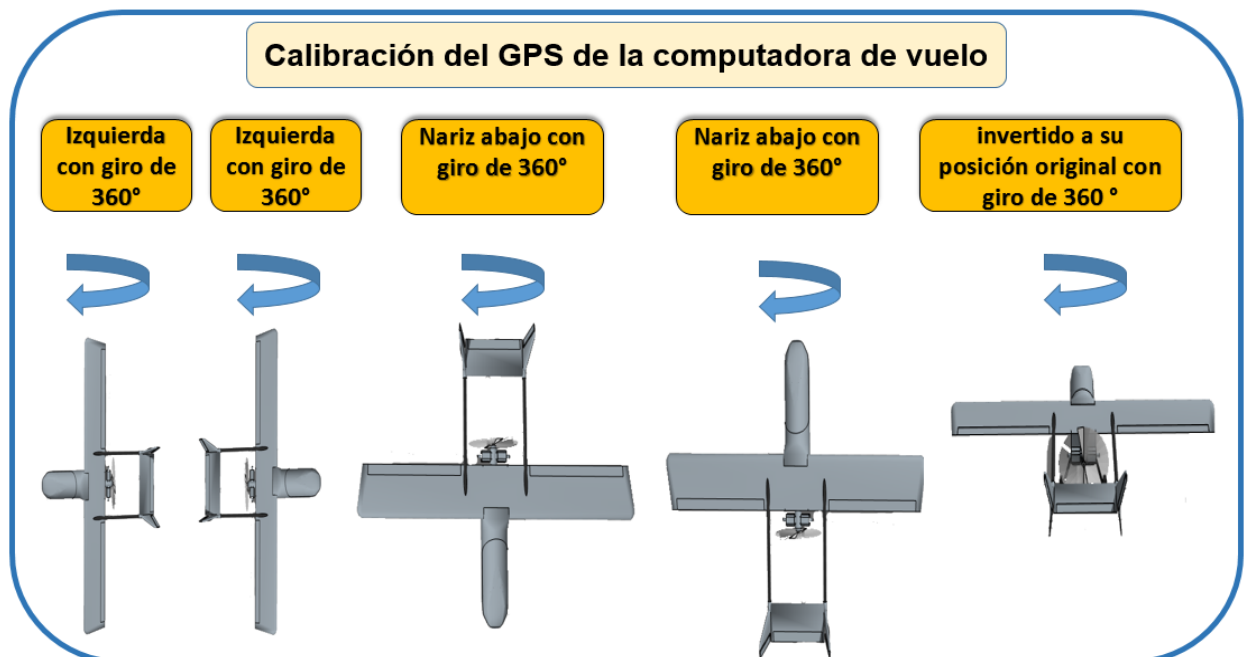


Fig. 4.7 Calibración del GPS en la plataforma del "Mission Planner".

4.2.4 Configuración y Calibración de Radio Control

La configuración del receptor con transmisor del radiocontrol solo se ejecuta la primera vez, de tal modo que el receptor reconoce el ID del radio y se guarda en la memoria interna, para que solo se sincronice con un radio de no ser por esta característica podríamos tener muchos problemas ya que el receptor se podría enlazar a otros radio.

Para llevar a cabo el proceso de sincronización debemos realizar los cuatro pasos siguientes:

1. Comenzaremos en proceso de sincronización o enlace, encendiendo la emisora. Además debemos puentear los pines “*BIND*” del receptor.
2. Pulsamos el botón de “*BIND*” que hay en el módulo de emisión de la emisora durante unos segundos.
3. Ahora alimentamos el receptor, y ya lo tenemos sincronizado.
4. Después de sincronizar debemos quitar la alimentación del receptor, después el puente de “*BIND*” y finalmente apagamos la emisora.

Una vez sincronizado el trasmisor con el receptor del radio se configura los elementos para el manejo de las interfaces de control y asignación de canales para el UAV empleado. En la figura 4.8 se muestra la asignación de canales para las interfaces de controlen el Radiocontrol “*Spectrum DX9*”.



Fig. 4.8 Asignación de canales para las interfaces de control.

En esta tesis se emplean los modos de vuelo Manual, RTL y Auto cuya función se describe en la Tabla 2.4 llamada descripción de modos de vuelo. Para agregar a cada uno de estos el canal del control correspondiente se procede a realizar la configuración en el “*software Mission Planner*”. Se verifica que el motor se encuentre sin hélice y que el transmisor de radiocontrol esté conectado a la placa de la computadora de vuelo donde aparecerá en pantalla de “*software*” unas barras de los canales programados en el control físico del “*Pitch, Yaw, Roll*” y del acelerador (“*Throttle*”).

Finalmente se procede a mover los botones en radio control “*spectrum DX9*” en todas sus direcciones (horizontal, vertical y en círculo) para que el programa capture los rangos máximos y mínimos de la modulación por ancho de pulsos (PWM) que se generan con los movimientos, es decir los rangos en los que operarán los servomotores que están instalados en los estabilizadores, timón, las alas y para el caso del motor Rotomax 50 cc la idea es variar su aceleración para conocer su potencia máxima como se observa en la figura 4.9.

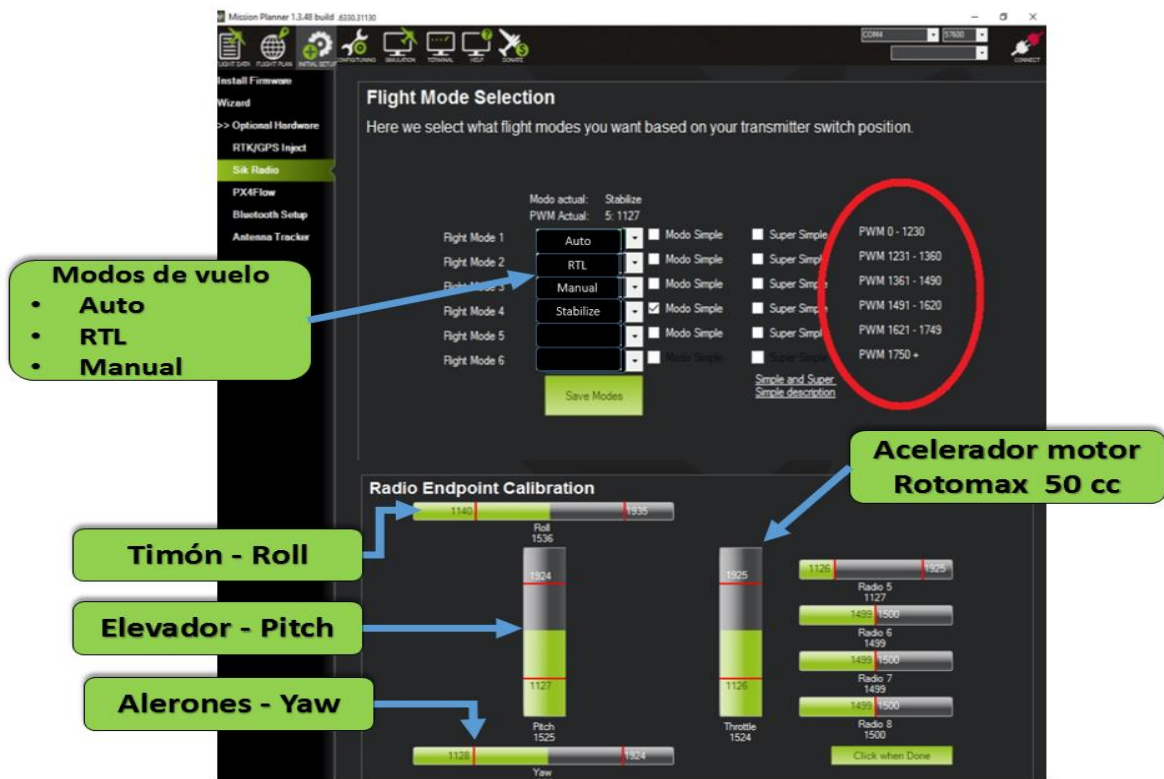


Fig. 4.9 Configuración de los canales de control el "software Mission Planner".

4.3 Pruebas de consumo de energía.

Con el fin de buscar una mayor autonomía y confiabilidad del UAV, se realizó un análisis de descarga de la batería durante seis vuelos con distancias de 5 a 30 km a intervalos de 5 km. En la tabla 1 se muestra los resultados agregando la velocidad del UAV, el tiempo de vuelo y las condiciones de velocidad del viento.

Tabla 4.1 Valores de descarga de la batería (%), distancia recorrida (km), tiempo transcurrido (minutos), velocidad del viento (nudos), velocidad de la aeronave (km / h) y carga útil (gr) durante 6 vuelos realizados para evaluar el comportamiento de las baterías.

Parámetros	Vuelo 1	Vuelo 2	Vuelo 3	Vuelo 4	Vuelo 5	Vuelo 6
Descarga de la Batería (%)	28	35	41	54	61	70
Distancia de Vuelo (Km)	5	10	15	20	25	30
Tiempo de vuelo (Min)	8	12	15	19	23	31
Velocidad del viento (Nudos)	5.5	6	5	5.2	6.1	4.9
Velocidad de Avión (Km/hr)				80		
Carga Útil (gr)				2700		

En el vuelo de 5 km se mantuvo a una velocidad de 80 km/hr con un tiempo aproximadamente de 8 min en su recorrido, mostrando un consumo de batería del 15%, mientras que el vuelo 4 de 20 Km de recorrido mostro un consumo de energía del 54%, finalmente para la máxima distancia recorrida de 30 km, en esta prueba al igual que las demás distancias se mantuvo la velocidad de 80Km/hr mostrando un consumo de alrededor del 70% de la carga de la batería y un tiempo de vuelo de 31 min. En la figura 4.10 se muestra la configuración manipulada por el usuario donde selecciona el recorrido de los puntos de latitud, longitud, altura, distancia y su lanzamiento. Por otro lado, se describe en forma visual la trayectoria programada que el UAV seguirá en el lanzamiento de los derivadores oceánicos.

Estos resultados mostraron una descarga lineal y nos dieron confianza al arreglo serie-paralelo que se hizo al conjunto de baterías dándonos de esta manera certeza de la seguridad del vuelo. En base a los resultados de estas pruebas se define la velocidad de crucero óptima que es de 80 Km/hr, encontrando el compromiso correcto entre la descarga, la carga útil y la distancia recorrida, teniendo en cuenta que la carga útil para estas pruebas fue de 2.5 kg simulando la incorporación de 6 boyas a bordo del UAV como se puede observar en la figura 4.11.

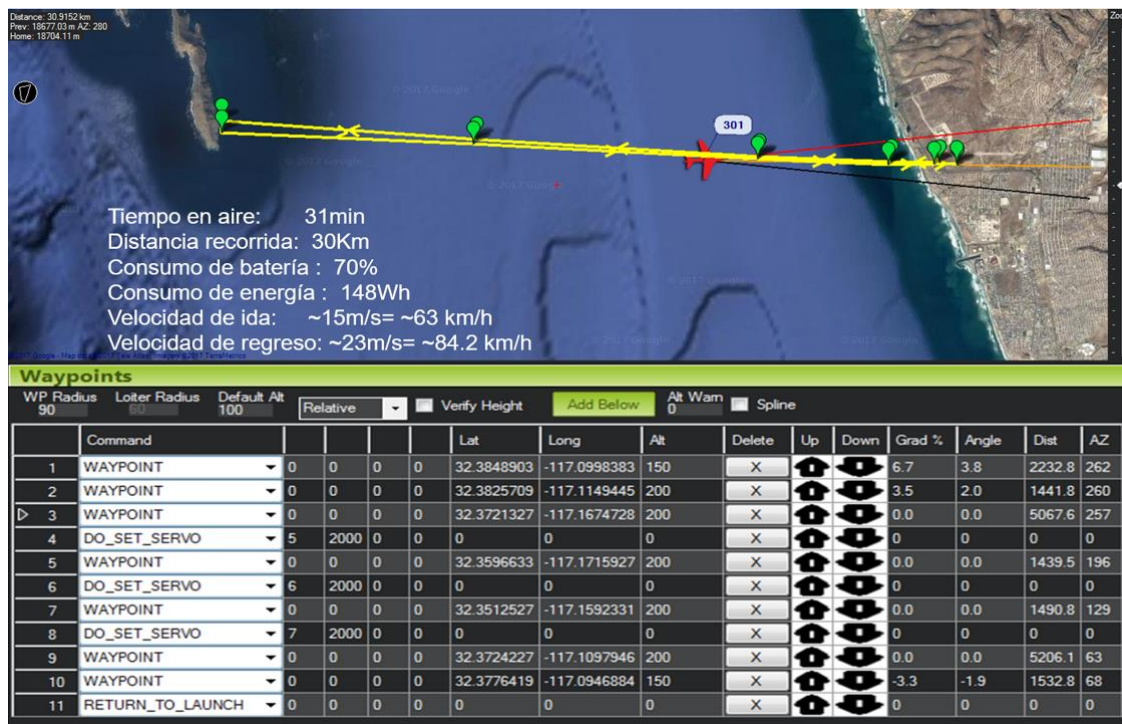


Fig. 4.10 Selección de los puntos de “waypoint” por el usuario y descripción visual de la trayectoria programa o ruta a una distancia recorrida de 30km.

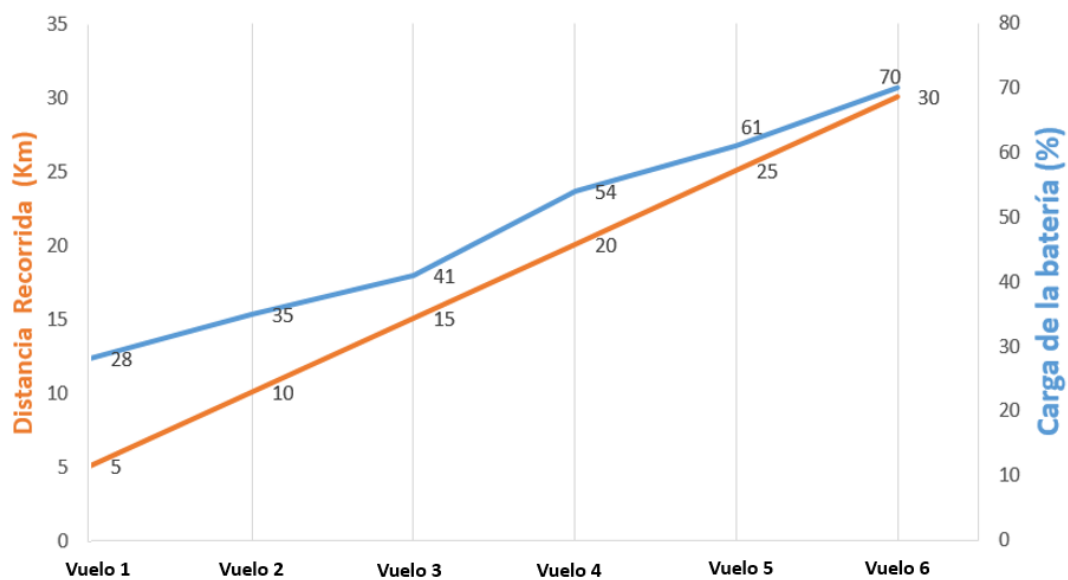


Fig. 4.11 Carga de la batería (línea azul) y distancia recorrida (línea naranja) en 6 pruebas de vuelo a 30 Km.

4.4 Pruebas de comunicación RSSI (indicador de intensidad de la señal recibida)

El rango de la radiocomunicación, depende de la pérdida o atenuación de la señal de radiofrecuencia que sufre acentuación debido al alejamiento o extensión de la trayectoria y se presenta en la medida en que se aleja el UAV del punto donde se ubica la estación terrena. Es de tal relevancia que, si se pierde la señal por completo debido a que se rebasaron los niveles de los parámetros de radiocomunicación, se presenta una condición de pérdida de enlace y es una condición difícil para recuperar el UAV.

En la estimación de la pérdida de trayectoria de señal de radio se consideran algunos parámetros del sistema de comunicaciones, en especial la Potencia Isotrópica Radiada Equivalente (PIRE). El PIRE es la suma logarítmica de las atenuaciones de señal presentes en la línea de transmisión, así como en los conectores y la ganancia de la antena. También se considera la altura y la geo posición tanto del UAV como del radiocontrol [64].

Después de numerosas pruebas en el laboratorio y experimentos de campo, se eligió el sistema de telemetría para evitar la interferencia de los otros dispositivos de control (por ejemplo, piloto automático, acelerómetros, reguladores de voltaje, baterías, etc.). El sistema de telemetría elegido fue un radio módem RFD900 de enlace UHF, que admite hasta 50 canales de salto en la banda ISM (industrial, científica, médica) de 900 MHz y tiene un control dinámico de potencia entre 100 mW y 1000 mW.

Por lo tanto, la potencia de transmisión se puede reducir para ahorrar energía y reducir el ruido (dependiendo de la longitud del enlace). La característica más importante es que el módem puede implementar una topología de tipo punto a punto usando los comandos Hayes AT o usando una interfaz gráfica de usuario (GUI) para cambiar los parámetros del módem RFD900 durante el vuelo, lo que le da al usuario la capacidad para recuperar la comunicación si el enlace se pierde durante una misión. Este módulo, posee un estimador de la calidad del enlace RSSI (indicador de intensidad

de la señal recibida) para medir el nivel de potencia de las señales recibidas por un dispositivo en las redes inalámbricas. Como el UAV empleara parte del espectro electromagnético es necesario observar las disposiciones oficiales, en este caso la Norma Oficial Mexicana NOM-121-SCT1-2009. Esta norma establece las condiciones técnicas de operación que deberán tener un sistema de radiocomunicación para que utilice el espectro radioeléctrico en la banda de frecuencias libre de uso industrial, científico, y médico en el rango de 902-928 MHz. Se establece que la potencia máxima de transmisión entregada a las antenas de los sistemas no deberá exceder de 1 W, pudiéndose utilizar antenas de transmisión con ganancia direccional máxima de 6 dBi, mismas que cumplimos con la norma en este proyecto [64].

Para vuelos a más de 10 km de la costa, se hizo un compromiso entre la altura de la antena de la estación terrestre y la altitud de la aeronave para mantener la fuerza del enlace de telemetría. Un factor importante a considerar es la curvatura de la tierra ya este se presenta dependiendo de la altura donde se encuentre la estación terrena. Por ejemplo si la estación terrena se encuentra al borde de la costa a una altura de 1m los efectos de la curvatura de la tierra se empiezan a notar aproximadamente a los 3600 metros. Para entender mejor este efecto vamos a tomar como la distancia del radio de la Tierra que es 6 371 kilómetros. El horizonte de la Tierra, es la línea que limita la visión lejana. Esta línea parece separar el cielo de la tierra o del mar. La línea circular del horizonte no se encuentra a una distancia infinita por el contrario, es muy cerca, pero la distancia varía dependiendo de la altura de la observación. La línea de visión del horizonte es tangente a la superficie de la Tierra y limita lo que se puede observarse debido a su propia posición.

El horizonte toma en cuenta la curvatura de la Tierra como se observa en la figura 4.12. Para determinar esta curvatura vamos a aplicar el teorema de Pitágoras debido al triángulo rectángulo que se forma entre la estación terrena y el objeto a observar que es el UAV. [65]

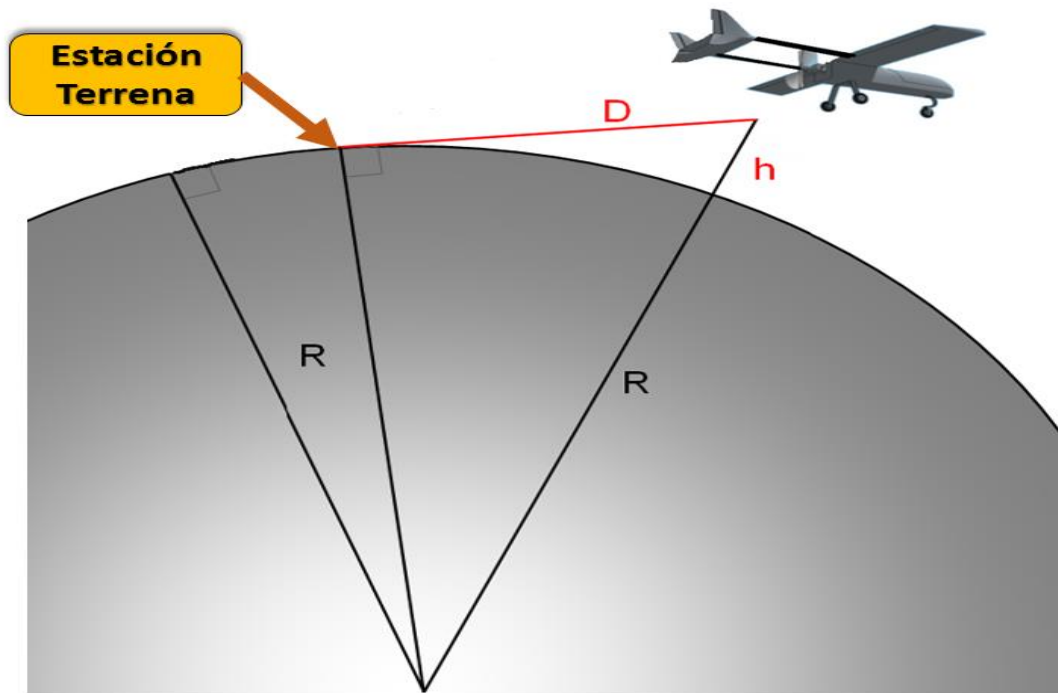


Fig. 4.12 Calculando la distancia entre la estación terrena y el UAV

Partiendo del teorema de Pitágoras tenemos que:

$$D^2 + R^2 = (R + h)^2$$

$$D^2 + R^2 = R^2 + 2hR + h^2$$

$$D^2 = 2hR + h^2$$

$$D = \sqrt{(2hR + h^2)} \dots\dots\dots \text{Ec. 4}$$

$$h = \sqrt{(D^2 + R^2)} + R \dots\dots\dots \text{Ec. 5}$$

Donde

D = Distancia del horizonte

R = Radiode la tierra(6,371,000 m)

h = Altura de la observación

Aplicando la ecuación 5 podemos conocer la altura ideal que debe estar el UAV para garantizar tener una comunicación en línea de vista segura, con respecto a la distancia que este recorre. Por ejemplo para una distancia recorrida de 16 kilómetros que altura debe estar el UAV?

Aplicando la ecuación 5 tenemos que

$$h = \sqrt{(16,000^2 + 6,371,000^2)} - 6,371,000$$

$$h = 51 \text{ m}$$

Levantar la antena de telemetría terrestre no fue una solución práctica debido a la logística de instalar antenas a una altura de 50 a 70 m. Por tanto, se incrementó la altitud de la aeronave.

Las antenas que utilizamos en este proyecto presentan una ganancia de 3dBi suficiente para permitir efectuar radioenlaces un rango de 30 km. En la trayectoria del enlace no hay obstrucciones considerables a la línea de vista, si bien la antena del radiocontrol se encontraba a nivel del suelo, el UAV se sustentaba a una altitud de 500 m sobre el nivel del mar por lo tanto, no representa un problema si se desea implementar este enlace.

Partiendo de los cálculos de pérdidas de propagación, nivel de intensidad de la señal de recepción, margen de desvanecimiento, el criterio de un margen por condiciones topográficas y meteorológicas se establece que el radioenlace punto a punto de frecuencia de operación de 900 MHz se tiene el nivel de señal adecuado para garantizar la demodulación en el equipo de recepción, manteniendo una comunicación segura y confiable como se muestran los datos recibidos por la computadora de vuelo para un 68% de Indicación mínima de la intensidad de la señal recibida (RSSI) a 16 km de distancia como se muestra en la tabla 4.2 y en la figura 4.13 se muestra una gráfica de los valores de RSSI, altitud del vehículo vs distancia. [64]

Tabla 4.2 Indicación mínima de la intensidad de la señal recibida (RSSI) a 16 km de distancia

Distancia (Km)	RSSI	Altura (m)
0	216	0
1	162	100
2	138	150
3	124	200
4	140	300
5	121	360
6	123	395
7	128	420
8	123	440
9	124	470
10	117	490
11	117	490
12	113	486
13	98	495
14	88	501
15	80	498
16	68	495

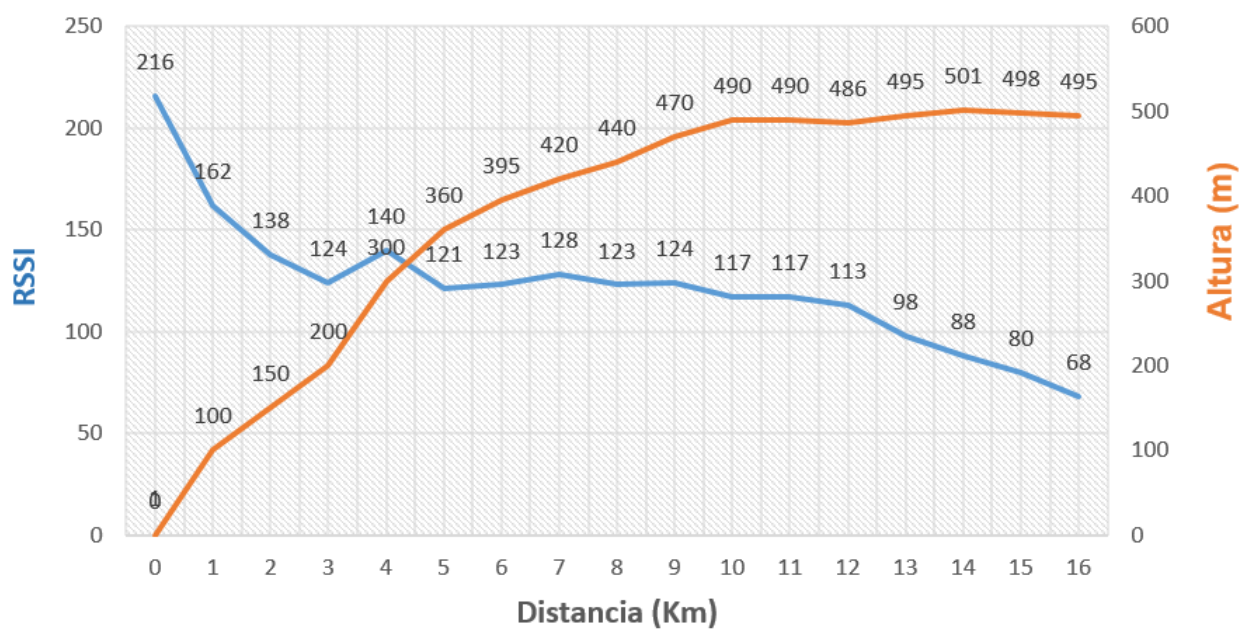


Fig. 4.13 Grafica de los valores de RSSI, altitud del vehículo vs distancia

4.5 Pruebas de lanzamiento de boyas.

El objetivo principal en esta tesis es diseñar un UAV capaz de transportar y liberar derivadores oceánicos manteniendo una trayectoria autónoma en unas cuantas decenas de kilómetros, por ello en esta sección se mostraran los resultados obtenidos en las pruebas de campo que nos permitieron mejorar el despegue, el aterrizaje, la base de liberación para las boyas, la velocidad de crucero, su autonomía y la altitud para liberar las boyas de manera segura.

4.5.1 Derivadores Oceánicos

Los derivadores oceánicos se utilizan ampliamente para medir las trayectorias de Lagrange y recopilar datos ambientales. Algunas instituciones y empresas por ejemplo *Pacificgyre Inc.*, *Lagrangian Drifter Laboratory de la Universidad de California en San Diego*, *Albatros Marine Technologies*. Desarrollan, usan y venden derivadores, en su mayoría boyas, con diámetros entre 4 y 13 pulgadas con autonomía desde 120 hr hasta 2 años. Algunos derivadores oceánicos pueden incluir sensores adicionales para las olas, de temperatura, de salinidad, presión atmosférica y viento. Las boyas flotantes pueden ser muy pequeñas 4 pulgadas de diámetro pero con autonomía limitada menores a 5 días y algunas incluso están hechas de materiales biodegradables. Los precios de los derivadores oceánicos comerciales oscilan entre 1,100 y 5,000 USD, sin incluir sensores adicionales y telemetría satelital. [66]. Para este estudio utilizamos derivadores oceánicos hechos a la medida, desarrollados por el Laboratorio de Radio Oceanografía en el Instituto de Investigaciones Oceanográficas (IIO) de la Universidad Autónoma de Baja California (UABC). Estos derivadores fueron diseñados especialmente para ser lo más pequeños posible y lo suficientemente resistentes como para ser liberados a 500 m de altitud del UAV. Los derivadores oceánicos estaban equipados con un sistema de posicionamiento global (GPS) con una precisión de menos de 3 metros, sensores de temperatura digitales de 12 bits con precisión de 0.1 °C y dos módulos de telemetría ("*Iridium-Satellite y Cellular*")-GSM). El costo de los derivadores oceánicos elaborados por la universidad

está por debajo de los 800 USD. El “software” es personalizado y ha sido programado de tal manera que si está presente la red celular “*Global System for Mobile Communications*” (GSM) lo toma como prioridad para transmitir los datos a un servidor en línea, mientras que altamar donde no hay señal celular utiliza un sistema de telemetría satelital llamado “*Iridium*”. También se puede programar el intervalo de tiempo de las mediciones que van tomar, que van desde los 5 min hasta las 24 h. Las mediciones se pueden almacenar localmente en una tarjeta SD o de forma remota en un servidor en línea para ser visualizadas en tiempo real su trayectoria. Cuando se utiliza una tarjeta SD, es posible establecer frecuencias de muestreo más altas (1–10 Hz) para medir las corrientes del agua en la costa y del mar abierto.

Su diseño compacto de 4 pulgadas con un peso aproximadamente de 450 gramos permiten ser liberados rápidamente desde un UAV. Su estructura está compuesto por ácido poliláctico (PLA), que es un polímero termoplástico compuesto por ácido láctico biodegradable y están equipados con paneles solares que dotan de energía a los sensores y módulos de telemetría de tal manera que cuentan con autonomía durante varias semanas o incluso meses, según período de muestreo y condiciones meteorológicas como se muestra en la figura 4.14.



Fig. 4.14 La parte izquierda muestra un derivador oceánico sobre la mano derecha

con su paracaídas bajo el agua de color amarillo. La parte superior derecha muestra un derivador con su paracaídas durante un lanzamiento con un UAV. Abajo a la derecha se muestra un derivador en el agua, sus paneles solares se pueden ver en el interior.

El derivador tiene un paracaídas subterráneo como el que se muestra en la figura 4.15 hecho de una tela de bambú que es biodegradable y amigable con la vida marina. La relación del área de arrastre del paracaídas fue 4:1, lo que resulta en 0,6 cm / s de deslizamiento a favor con vientos de 10 m / s. Una vez en el agua, el derivador envía datos en tiempo real a un servidor en línea (<https://oorco.ens.uabc.mx>).

Donde un “software” de ejecución automática realiza el primer control de calidad, elimina los valores marcados incorrectamente y traza el resultado para mostrar una primera visión de los datos.

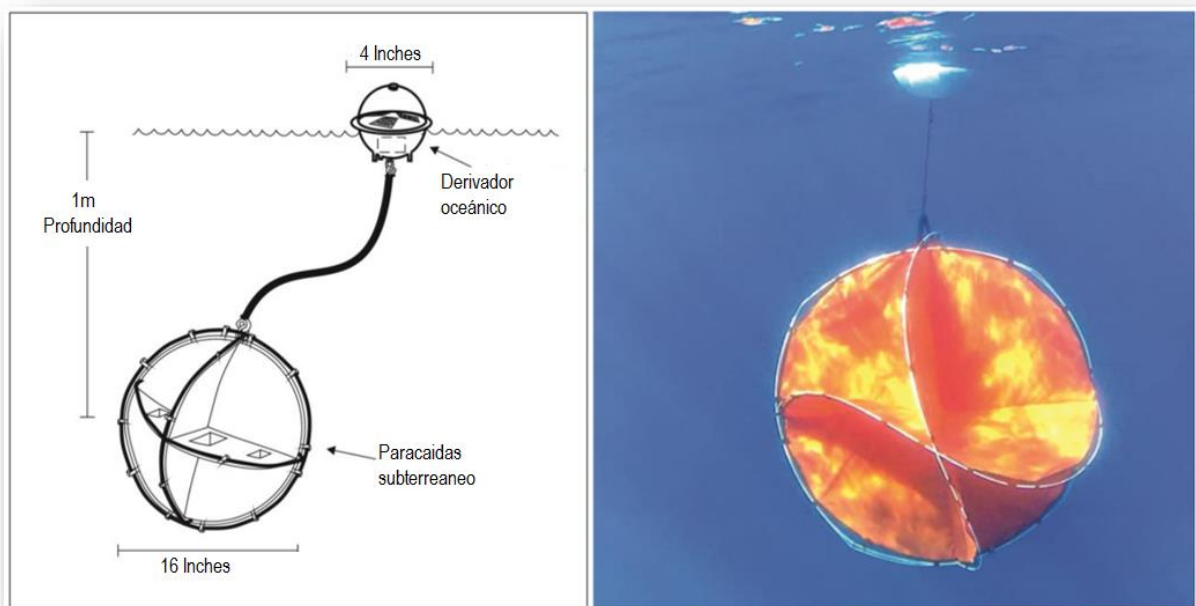


Fig. 4.15 En la parte izquierda se describe de un derivador oceánico con su embudo para asegurar la influencia de la corriente de agua. En la parte derecha es una fotografía real del sistema del paracaídas por debajo del agua.

4.5.2 Túnel de Liberación para derivadores oceánicos

Algunas empresas por ejemplo, Zipline inc y Wing Aviation LLC utilizan UAV personalizados para transportar productos, centrándose en el transporte de medicamentos y materiales quirúrgicos en áreas de difícil acceso. Usan plataformas de ala fija con un compartimiento ubicado en el fuselaje, justo debajo del centro de gravedad y el sistema de disparo está equipado con puertas servo controladas, sin embargo, estos se limitan a una versión por vuelo.

En este proyecto presentamos un UAV capaz de liberar hasta 3 derivadores oceánicos en un solo vuelo. Para liberar a los derivadores oceánicos sin dañar el UAV o los derivadores oceánicos durante la caída libre, se construyó un túnel de liberación en la estructura del UAV como se observa en la figura 4.16.

Los derivadores son cargados en el túnel y asegurados con un servo motor que se abre cuando el UAV alcanza el punto “waypoint” previamente programado. El derivador oceánico cuenta con un paracaídas que se abre tan pronto como el derivador abandona el UAV como se muestra en la parte superior derecho de la figura 4.14 para reducir la velocidad durante la caída libre y evitar daños cuando golpea la superficie del agua. El derivador oceánico tiene su paracaídas subterráneo asegurado con cinta de papel que se abre cuando entra en contacto con el agua rompiendo la cinta cuando está mojado. La distancia desde el túnel donde se depositan los derivadores hasta la hélice se seleccionó cuidadosamente para evitar que el paracaídas que lleva a bordo del derivador oceánico se enrede o dañe el UAV cuando sale disparado del túnel de liberación. El tamaño del paracaídas garantiza que el derivador se colocará suavemente en el agua sin dañar sus componentes internos. Cabe mencionar que el paracaídas está hecho de papel orgánico, por lo que se degrada cuando se moja y se desintegra, dejando solo al derivador y su paracaídas en el agua.



Fig. 4.16. La parte superior muestra los túneles de liberación vacíos. La parte central muestra a los derivadores oceánicos que se cargan en los túneles de liberación y la parte inferior muestra los túneles con dos derivadores listos para ser liberados.

4.5.3 Resultados del lanzamiento de derivadores oceánicos

Se realizaron más de 50 vuelos entre enero de 2017 y octubre de 2019, logrando vuelos con rangos de 5 a 32 km y con diferentes cargas útiles. Todos los vuelos se realizaron en Baja California, México, liberando alrededor de 30 derivadores

oceánicos durante las pruebas. En los siguientes resultados, evaluamos la integridad del derivador oceánico después del despliegue del paracaídas, el alcance máximo de la entrega, la capacidad de entregas simultáneas en un solo vuelo y la precisión de la entrega.

En este trabajo configuramos los derivadores oceánicos con frecuencias de muestreo de 1 hr para despliegues de larga duración y de 10 min para capturar variabilidad a pequeña escala, enviando datos a nuestro servidor online a través de sistema satelital “*Iridium*” y la red GSM, respectivamente.

La Figura 4.17 muestra la trayectoria del derivador oceánico de aproximadamente 3 meses con un muestreo de cada hora. El derivador oceánico fue lanzado a 6 km de la costa a 200 m de altitud. Después de su culminación en la costa, el derivador envió datos de su posición a través de GSM durante aproximadamente 5 días, posteriormente se perdió la comunicación a través de GSM y comenzó a enviar datos a través de sistema satelital “*Iridium*”, lo que resultó en más de 2000 mensajes. El GPS que se encuentra a bordo del derivador devolvió su posición (Latitud y Longitud) con éxito, mostrando la conocida deriva hacia el sur de la costa de Baja California [68]. Por otro lado la temperatura de la superficie se registró simultáneamente con el sensor a bordo, mostrando aguas más frías en el norte y aguas relativamente más cálidas a medida que se desplazaban hacia el sur, lo que también coincidía con la oceanografía regional en el área.

La parte inferior de la figura 4.17 muestra que los paneles solares cargaron las baterías con éxito, mostrando una serie temporal del voltaje con una tendencia insignificante durante los 3 meses de mediciones. Unos días antes del 21 de noviembre del 2018, las condiciones nubladas provocaron una leve descarga de las baterías; esto nos permitió confirmar la robustez del conjunto de la batería con el panel solar, que pudo manejar las condiciones nubladas, recuperando el nivel de la batería a valores seguros cuando se tuvo una condición soleada.

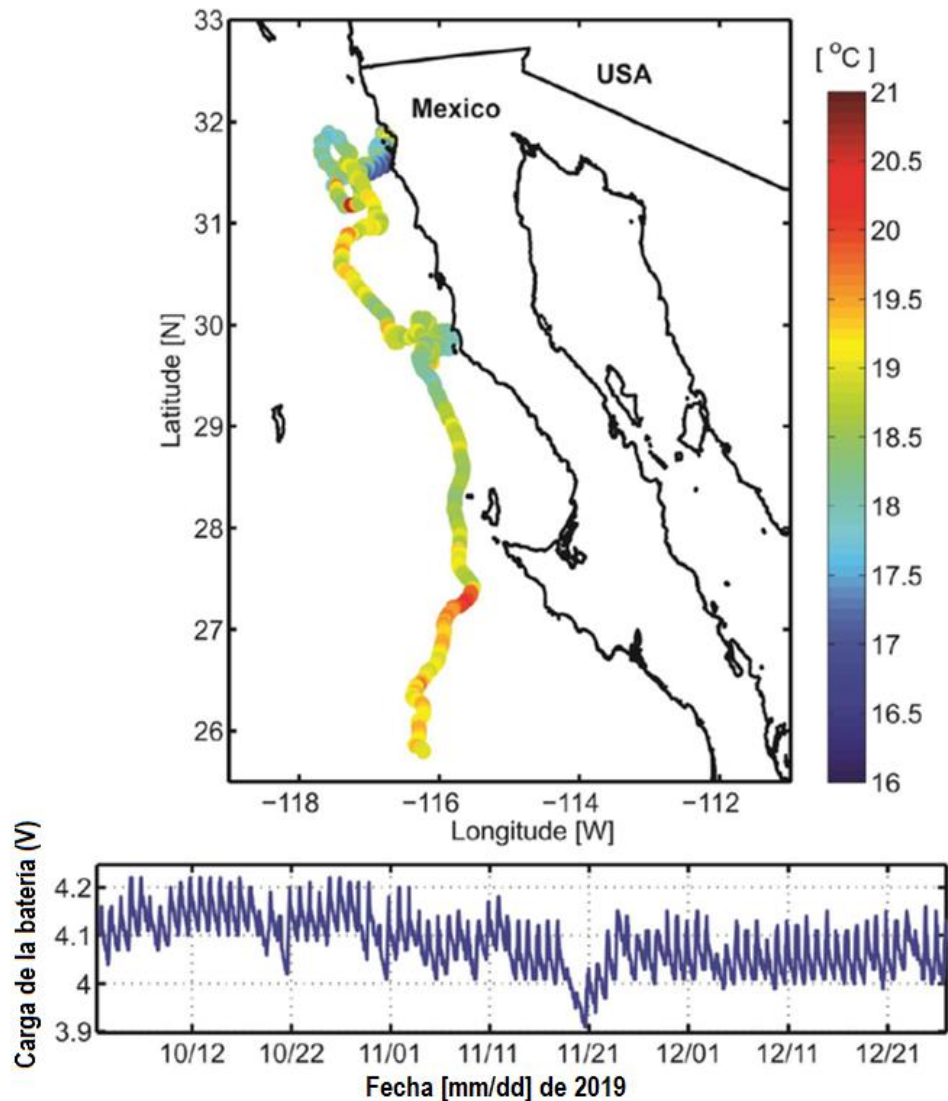


Fig. 4.17. La parte superior muestra una trayectoria de tres meses realizada por uno de derivadores oceánicos lanzados del UAV equipados con GPS y sensor de temperatura, mostrados con colores de la trayectoria. La parte inferior muestra el voltaje de la batería durante toda la misión.

La Figura 4.18 muestra datos de seis derivadores oceánicos programados para tomar medidas cada 10 minutos. Se instalan en el túnel de liberación del UAV para evaluar la capacidad y realizar entregas simultáneas a más de 10 km de la costa. La trayectoria de vuelo se programó para que fuera perpendicular a la costa y para liberar los derivadores oceánicos cada 2 km, hasta 12 km con una altitud del UAV de 500

metros. Las boyas se desplazaron hacia el sur en consonancia con las corrientes de agua típicas de la zona y se enviaron los datos en tiempo real durante 5 días que fueron capturados por los sensores que lleva a bordo los derivadores oceánicos. Las trayectorias que se muestran en la figura 4.16(a) cubrieron solo un día de mediciones para compararlas con un mapa derivado de la temperatura de la superficie del mar por satélite obtenido de “OSTIA - EU Copernicus Marine Environment Monitoring Service – CMEMS” [67]. La figura 4.18 (b) muestra las temperaturas registradas por los derivadores oceánicos interpoladas sobre una cuadrícula cartesiana, que concuerda con la superficie del mar derivada del satélite 4.18 (c) Ambas figuras 4.18 (b) y 4.18 (c) confirman la capacidad de los derivadores propuestos para medir parámetros oceánicos adicionales además de las trayectorias, lo que demuestra el potencial de la herramienta presentada en los resultados.

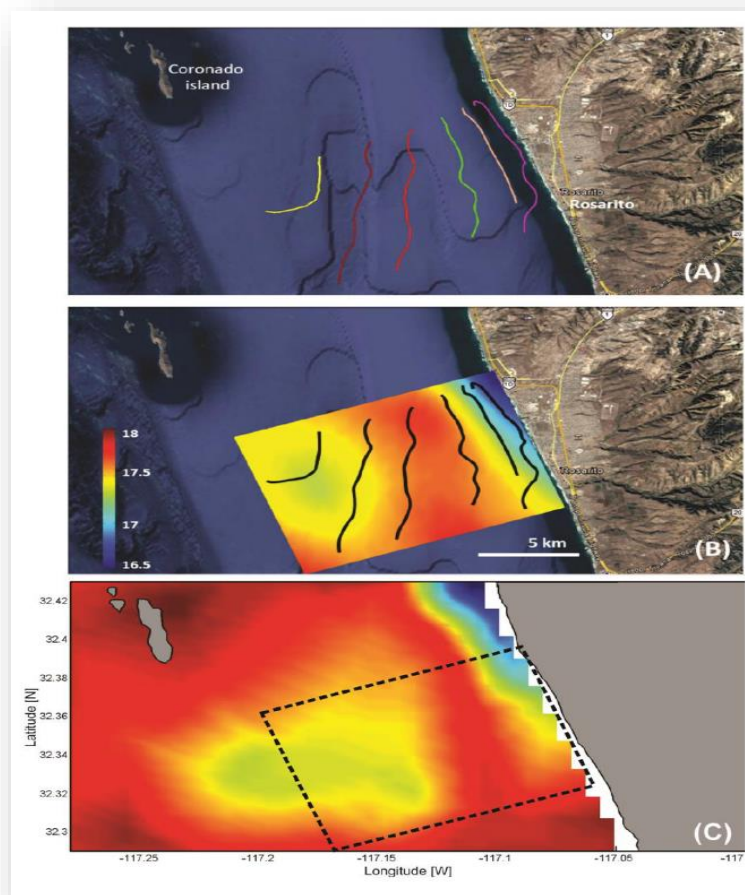


Fig. 4.18 Datos de 6 derivadores lanzados a 500 m de altitud. Se muestra temperatura y posición. [67]

Otro punto a evaluar en los resultados fue mostrar el desplazamiento que se genera por la acción de liberar la el derivador oceánico durante el vuelo y el momento en que llega a la superficie del agua. Por lo tanto, fue necesario estimar la exactitud de la distancia recorrida del derivador oceánico hasta su destino final. Por ello, se realizaron tres pruebas, primero aumentando la distancia a la costa durante cada lanzamiento ejecutado y en segundo la altura se incrementa de esta forma conoceremos que tanto le afecta liberar las boyas en distintas alturas.

La Figura 4.19 muestra una sola liberación realizada a aproximadamente 3 km a una altitud de 70 metros. La línea punteada azul es la trayectoria del UAV mientras que la línea roja y la estrella rosa son la trayectoria del derivador oceánico, una vez sobre la superficie del agua y el punto de liberación, respectivamente. La distancia horizontal entre el punto de liberación durante el vuelo en el aire y los primeros datos tomados por el derivador oceánico en el agua fue de aproximadamente 167 metros.

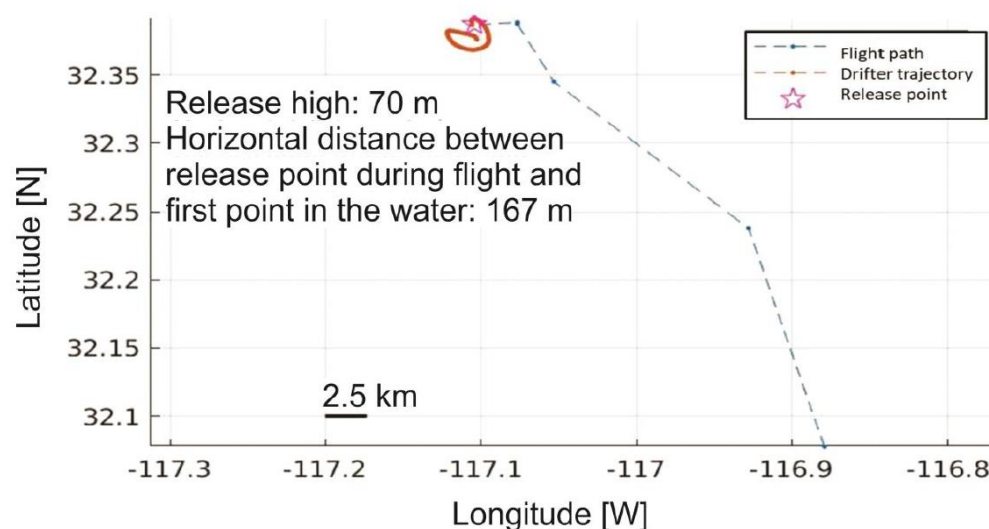


Fig. 4.19 Trayectoria del UAV (línea discontinua azul) durante una misión de 3 km y trayectoria del derivador oceánico (línea discontinua roja) después de ser liberado a 70 metros sobre el nivel del mar. La estrella rosa muestra las coordenadas de liberación.

La Figura 4.20 muestra una liberación realizada a aproximadamente 6 km y 150 m de altitud. La distancia horizontal entre la liberación en el aire y los primeros datos en el agua fue aproximadamente 172 m.

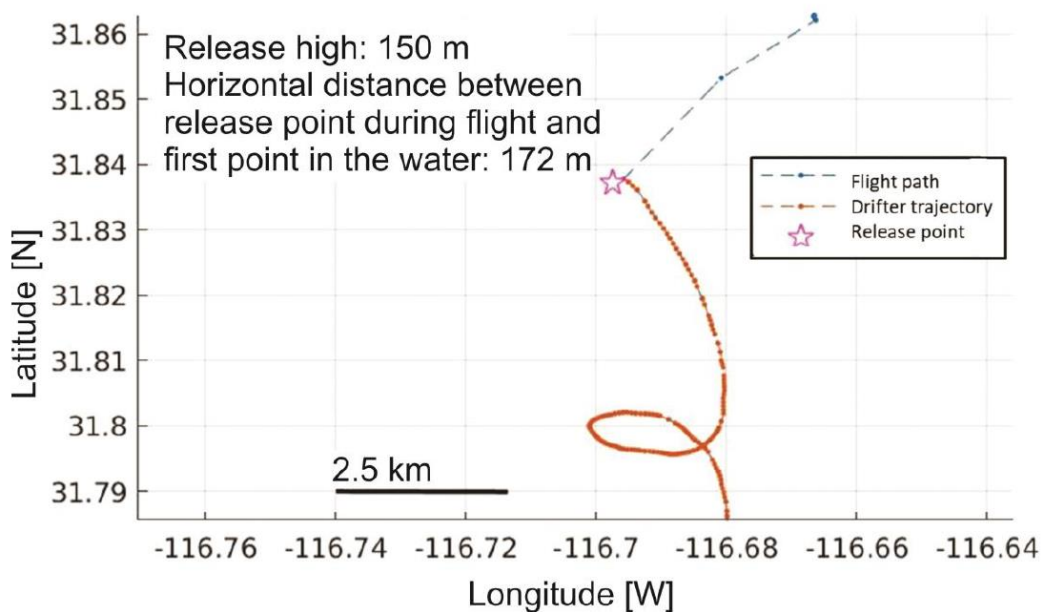


Fig. 4.20 Trayectoria del UAV (línea discontinua azul) durante una misión de 6 km y trayectoria del derivador oceánico (línea discontinua roja), luego de ser liberado a 150 m sobre el nivel del mar. La estrella rosa muestra las coordenadas de liberación.

Finalmente, la liberación más lejana probada se muestra en la figura 4.21. Este vuelo fue de aproximadamente 16 km con una altitud de liberación de 418 metros, y nuevamente la distancia horizontal entre el punto de liberación y los primeros datos en el agua fue aproximadamente 160 m.

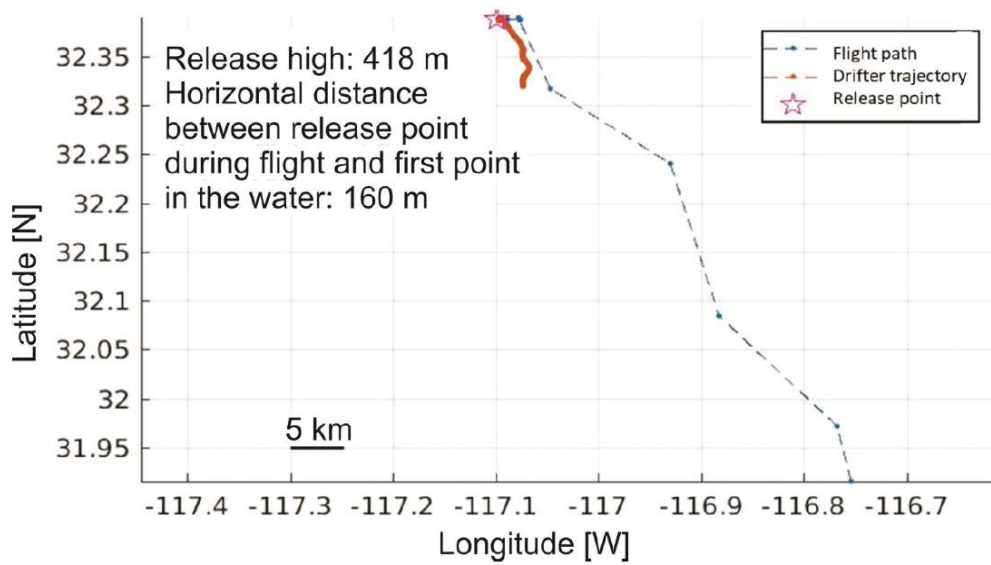


Fig. 4.21 Trayectoria del UAV (línea discontinua azul) durante una misión de 16 km, y trayectoria del derivador oceánico (línea discontinua roja), después de ser liberado a 400 m sobre el nivel del mar. La estrella rosa muestra las coordenadas de liberación.

De este análisis se muestra que para los 3 experimentos realizados en condiciones de viento moderado de menores a 10 nudos (20km/h). La distancia entre el punto de liberación en el aire y los primeros datos tomados sobre la superficie del agua fue menor de 180 m, lo que nos da una estimación de la precisión de nuestro tiro.

CAPITULO IV

CONCLUSIONES.

5.1 Conclusiones

En este trabajo se muestra la construcción e implementación de una herramienta, lista para usar y de código abierto capaz de liberar derivadores oceánicos con fines de investigación oceanográfica o de respuesta rápida en determinadas situaciones como: derrames de petróleo, mareas rojas, operaciones de búsqueda y rescate o cualquier fenómeno de peligro oceánico que requiera velocidad de respuesta

La herramienta consiste en un UAV modificado con una autonomía de aproximadamente de 1 hr y una carga útil de cercana a los 5 kg, que pudo transportar derivadores oceánicos más allá de los 10 km de la costa. Las misiones se programaron utilizando un software de código abierto que permite al usuario definir misiones y puntos de liberación para los derivadores. El piloto automático incorporado puede realizar la misión pre programada con un mínimo de asistencia humana y alta precisión. Los derivadores oceánicos están equipados con un paracaídas para garantizar la seguridad en caída libre. El túnel de liberación incorporado en el UAV se instaló correctamente para evitar la colisión entre los derivadores oceánicos y cualquier parte del UAV al abandonar el avión.

Una vez en el agua, los derivadores pudieron medir la temperatura del océano y su posición con alta precisión (~ 0.1 °C y ~ 3 m, respectivamente). Los derivadores pre programados con una frecuencia de muestreo de 1 hr registraron 3 meses de datos, mientras que los derivadores con tasas de muestreo más rápidas de 10 min registraron una semana de datos. Por lo tanto, su autonomía muestra la capacidad de medir la variabilidad a pequeña escala cerca de la costa menores a los 10 km, con un costo bajo por menos de 2 USD por semana usando GSM para telemetría en tiempo real, y una mayor variabilidad a escala regional varios kilómetros más allá de 10 km de la costa, la frecuencia de muestreo de 1 h usando la telemetría satelital “*Iridium*” cuesta alrededor de 30 USD por mes. La temperatura de la superficie del mar se extrajo y se recuperó con éxito del sensor de temperatura, mostrando una buena concordancia general con los productos satelitales y de los datos de cartografía de referencia.

5.2 Trabajos a futuro

El sistema UAV desarrollado posee tecnología que permite ampliar las aplicaciones de nuevos proyectos de investigación como, por ejemplo:

Un control Gimball para manipular una cámara multiespectral y de esta forma medir en parcelas de agua la temperatura de las costas como se los hacen las imágenes satelitales un tema de mucho interés en la oceanografía.

Diseñar una interfaz gráfica personalizada para el UAV, usando un software de diseño que le permita al usuario ingresar la posición del lanzamiento de boyas y que muestre en tiempo real el comportamiento de los sensores del UAV, su recorrido.

Experimentar con un sistema de levantamiento vertical del UAV (VTOL) ya que estos no necesitan grandes pistas de aterrizaje y pueden despegar y aterrizar en lugares reducidos o de difícil acceso. Mismo podrían lanzarse desde fuera del laboratorio del instituto de investigaciones oceanográfica.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] "Observatorio Oceanográfico Regional Costero", [En línea]
<http://gaceta.uabc.mx/notas/academia/activan-portal-del-observatorio-oceanografico-regional-costero>.
- [2] Fingas, M. and C.E. Brown, 2011: "*Oil Spill Remote Sensing: A Review*", Chapter 6, in *Oil Spill Sci. Techn.*, M. Fingas, Editor, Gulf Publishing Company, NY, NY, 111, 2011.
<https://doi.org/10.1016/B978-1-85617-943-0.10006-1>
- [3] Hu, C., B. Murch, B. B. Barnes, M. Wang, J. P. Maréchal, J. Franks, D. Johnson, B. Lapointe, D. S. Goodwin, J. M. Schell, and A. N. S. Siuda, 2016: "*Sargassum watch warns of incoming seaweed*", *Eos*,
<https://doi.org/10.1029/2016EO058355>.
- [4] Dohan, K., and N. Maximenko, 2010: "*Monitoring ocean currents with satellite sensors*". *Oceanography* 23(4):94–103, <https://doi.org/10.5670/oceanog.2010.08>
- [5] Dohan, K., 2017: "*Ocean surface currents from satellite data*". *J. Geophys. Res. Oceans*, 122, 2647–2651, <https://doi.org/10.1002/2017JC012961>
- [6] Kaplan D.M., J. Largier and L.W. Botsford, 2005: "*HF radar observations of surface circulation off Bodega Bay (northern California, USA)*". *J. Phys. Ocean.*, DOI:10.1029/2005JC002959 <https://doi.org/10.1029/2005JC002959>
- [7] Paduan J.D., and L. Washburn, 2013: "*High-Frequency Radar Observations of Ocean Surface Currents*". *Annu. Rev. Mar. Sci.* 5:115–36,
<https://doi.org/10.1146/annurev-marine-121211-172315>
- [8] Díaz Méndez G. M., M. C. Haller, B. Raubenheimer, S. Elgar, D.A. Honegger, 2015: "*Radar Remote Sensing Estimates of Waves and Wave Forcing at a Tidal Inlet*". *J. Atmos. Oceanic Technol.*,
<https://doi.org/10.1175/JTECH-D-14-00215.1>
- [9] Reineman, B. D., L. Lenain, D. Castel and W. K. Melville, 2009: "*A portable airborne scanning lidar system for ocean and coastal applications*". *J. Atmos. Oceanic Technol.*, 26, 2626–2641,
<https://doi.org/10.1175/2009JTECHO703.1>
- [10] Mateos Farfán, E., S.G. Marinone Moschetto and M.F. Lavín Peregrina, 2013: "*Numerical modeling of the coastal circulation off northern Baja California and southern California*". *Continental Shelf Research*, 58, 50-66, <https://doi.org/10.1016/j.csr.2013.02.008>.
- [11] Grodsky, S.A., R. Lumpkin and J. A. Carton, 2011: "*Spurious trends in global surface drifter currents*". *Geophys. Res. Letters*, <https://doi.org/10.1029/2011GL047393>
- [12] Miron, P., F.J. Beron Vera, H.J. Olascoaga, G. Froyland, J. Sheinbaum Pardo and P. Pérez Brunius, 2019: "*Lagrangian Geography of the Deep Gulf of Mexico*". *J. Phys. Ocean.*, 49(1), 269-290,
<https://doi.org/10.1175/JPO-D-18-0073.1>
- [13] De Sousa J.B., P. McGuillivray, J. Vicente, M. Nunes Bento, J. A. P. Morgado, M. Madruga Matos, R. A. Gomes Bencatel and P. Mónica de Oliveira, 2015: "*Unmanned Aircraft Systems for Maritime Operations*". In: Valavanis K., Vachtsevanos G. (eds) *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Springer, Dordrecht. Online ISBN 978-90-481-9707-1. https://doi.org/10.1007/978-90-481-9707-1_75
- [14] Valente, J., D. Sanz, A. Barrientos, J. del Cerro, A. Ribeiro, and C. Rossi, 2011: "*Air- Ground*

Wireless Sensor Network for Crop Monitoring”. *Sensors* vol.11, pp. 6088–6108. <https://doi.org/10.3390/s110606088>

[15] Ventura, D., A. Bonifazi, M. F. Gravina and G. D. Ardizzone, 2017: “*Unmanned Aerial Systems (UASs) for Environmental Monitoring: A Review with Applications in Coastal Habitats*”. *Aerial Robots - Aerodynamics, Control and Applications*, DOI: 10.5772/intechopen.69598

[16] Reineman, B. D., L. Lenain and W. K. Melville, 2016: “*The Use of Ship-Launched Fixed-Wing UAVs for Measuring the Marine Atmospheric Boundary Layer and Ocean Surface Processes*”. *J. Atmos. Oceanic Technol.*, <https://doi.org/10.1175/JTECH-D-15-0019.1>

[17] Klimkowska, A., I. Lee and K. Choi, 2016: “*Possibilities of UAS for maritime monitoring*”. *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Prague, Czech Republic, DOI: 10.5194/isprsarchives-XLI-B1-885-2016.

[18] Trasviña-Moreno C.A., R. Blasco, A. Marco, R. Casas and A. Trasviña-Castro, 2017: “*Unmanned Aerial Vehicle Based Wireless Sensor Network for Marine-Coastal Environment Monitoring*”. *Sensors*, vol. 17, 2017, pp. 1-22. <https://doi.org/10.3390/s17030460>

[19] Skrzypietz, T., 2012: “*Unmanned aircraft systems for civilian mission*”. Brandenburg Institute for Society and Security (BIGS) Policy Paper. ISSN: 2194-2412

[20] A. Barrietos, J. Del Cerro, P. Gutiérrez, R. San Martín, A. Martínez y C. Rossi, “*Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones*”, Grupo de Robótica y Cibernética. Universidad Politécnica de Madrid, s.f.. [En línea].

https://www.researchgate.net/publication/266245324_Vehiculos_aereos_no_tripulados_para_uso_civil_Tecnologia_y_aplicaciones.

[21] E. E. Santana Cruz, “*Propuesta de sistema multi-UAV para aplicaciones de cobertura aérea*”, Universidad Autónoma de Barcelona. Tesis doctoral en telecomunicación e ingeniería de sistemas., 2017.

[En línea]. <https://www.tdx.cat/bitstream/handle/10803/456309/eesc1de1.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

[22] I. García, “*Estudio sobre vehículos aéreos no tripulados y sus aplicaciones*”, Universidad de Valladolid. Tesis en la escuela de Ingenierías Industriales, 2017. [En línea] <http://uvadoc.uva.es/handle/10324/23021>

[23] Reg Austin, “*Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*”, ed. Wiley, 2010. ISBN: 978-0-470-05819-0, p. 372.

[24] Andrew J. Keane, Andrés Sóbester, James P. Scanlan. “*Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design: A Practical Approach*”, Reino Unido: Wiley, 2017. ISBN: 9781119406297, p. 447.

[25] L. A. Santamaría Padilla, “*Desarrollo de un sistema inteligente difuso para apoyar el despegue de aviones no tripulados*”, Universidad Nacional Autónoma de México. Tesis. Facultad de Ingeniería División Mecánica e Industrial., 2014. [En línea].

<http://www.ptolomeo.unam.mx:8080/xmlui/bitstream/handle/132.248.52.100/3724/TESIS.pdf?sequence=1>

[26] Ignacio Da Riva De La Cavada “*Manual Aerodinámica*” Universitaria de Investigación y desarrollo. <http://www.udi.edu.co/images/biblioteca/aeronautica/aerodinamica.pdf>

[27] P. Ruipérez Martín, “*Diseño y fabricación de un UAV*”, Universidad Politécnica de Valencia. Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño. Proyecto final de grado [En línea]. <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/73170/RUIP%C3%89REZ%20->

[%20Dise%C3%B1o%20y%20fabricaci%C3%B3n%20de%20un%20UAV%20mediante%20impresi%C3%B3n%203D.pdf?sequence=5](#).

[28] J. A. Benito Carrasco, “Integración de un UAV en la plataforma robótica ARGOS”, Universidad Autónoma de Madrid. Departamento de Tecnología Electrónica y de las Comunicaciones. Proyecto Fin de Carrera, 2015.

<https://repositorio.uam.es/handle/10486/665076>

[29] E. Villanueva, “Tipos de Baterías”, Seminario de Electrónica Industrial. Universidad Técnica Federico Santa María, [En línea].

<http://www2.elo.utfsm.cl/~elo383/apuntes/PresentacionBaterias.pdf>

[30] G. Crespo, “Sistema de Enlace Robusto para la Tele operación de un UAV en la plataforma Robótica ARGOS”, Universidad Autónoma de Madrid, 2014.

<https://repositorio.uam.es/handle/10486/663682>

[31] D. Campo C, A. Benjumea G y C. Vélez S, “Estudio de pilotos automáticos enfocados en la configuración de ala volante para vehículos aéreos no tripulados”, Universidad EAFIT. Departamento de Ciencias Básicas. [En línea].

<https://core.ac.uk/download/pdf/47245374.pdf>

[32] E. J. Carletti, “Web Robots Argentina”, Servo Características, 5 11 2018. [En línea]. <http://robots-argentina.com.ar/didactica/servos-caracteristicas-basicas/> . [Último acceso: 07 2019].

[33] A. Barrietos, J. Del Cerro, P. Gutiérrez, R. San Martín, A. Martínez y C. Rossi, “Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones”, Grupo de Robótica y Cibernética. Universidad Politécnica de Madrid, [En línea].

https://www.researchgate.net/publication/266245324_Vehiculos_aereos_no_tripulados_para_uso_civil_Tecnologia_y_aplicaciones

[34] D. Cornejo y J. Tintin, “Diseño, construcción e implementación de un sistema de telemetría utilizando tecnología GSM”, Universidad Politécnica Salesiana. Facultad de Ingenierías, 2010.

<http://dspace.ups.edu.ec/handle/123456789/1114>

[35] Kamesh Namuduri, Serge Chaumette, Jae H. Kim, James P. G. Sterbenz, “UAV Networks and Communications”, Cambridge: Cambridge University Press, 2017. P. 262. ISBN 9781316335765,

<https://doi.org/10.1017/9781316335765>.

[36] Wayne Tomasi, “Sistemas de Comunicaciones Electrónicas”, vol. 4, México: Pearson Educación, 2003, p. 967. ISBN: 970-26-0316-1 [En línea].

<http://fernandoarciniega.com/books/sistemas-de-comunicaciones-electronicas-tomasi-4ta-edicion.pdf>

[37] Cayo Guamushig, Santiago Olmedo, Changoluisa Caiza, Iván David, “Sistema de seguimiento de un UAV para establecer comunicación con una estación de monitoreo en Tierra”, 2018. [En línea].

<http://bibdigital.epn.edu.ec/handle/15000/19755>.

[38] “Introduction. MAVLink Developer Guide”, [En línea]. <https://mavlink.io/en/>.

[39] Sukhrob Atoev; Ki-Ryong Kwon; Suk-Hwan Lee; Kwang-Seok Moon, “Data Analysis of the MAVLink Communication”, International Conference on Information Science and Communications Technologies (ICISCT), vol. 1, pp. 1-3, 2017.

<https://ieeexplore.ieee.org/document/8188563>

[40] “MAVLink Microservices”, [En línea]. <https://mavlink.io/en/services/>.

[41] G. Tipantuña y F. Ramón, “Intelligent Flight in Indoor UAVes”, Distributed Computing and Artificial

Intelligence, vol. 15ª Conferencia Internacional, pp. 247-254, 2018. http://link-springer-com-443.webvpn.fjmu.edu.cn/chapter/10.1007%2F978-3-319-94649-8_30

[42] Ardupilot, “Flight Modes”, [En línea]. <http://ardupilot.org/plane/index.html>.

[43] PX4 Autopilot, “Fligths Modes”, [En línea].
https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_modes/.

[44] “Mission Planner”, [En línea]. <http://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-overview.html>.

[45] “QGroundControl User Guide”, [En línea]. <https://docs.qgroundcontrol.com/en/>.

[46] “DJI Ground Station”, [En línea]. <https://www.dji.com/pc-ground-station>.

[47] “UGCS”, [En línea]. <https://www.ugcs.com/>.

[48] “Tower”, [En línea]. <http://ardupilot.org/copter/docs/common-choosing-a-ground-station.html>.

[49] Verfuss, U.K., A. S. Aniceto, D. V. Harris, D. Gillespie, S. Fielding, G. Jiménez, P. Johnston, R. R. Sinclair, A. Sivertsen, S. A. Solb, R. Storvold, M. Biuw and R. Wyatt, 2019: “A review of unmanned vehicles for the detection and monitoring of marine fauna”. *Mar. Pollut. Bull.*,
<https://doi.org/10.1016/j.marpolbul.2019.01.009>.

[50] “Pixhawk Overview”, [En línea].
<https://ardupilot.org/copter/docs/common-pixhawk-overview.html>

[51] “Sensor mRo MS4525DO”, [En línea]. <https://store.mrobotics.io/mRo-I2C-Airspeed-Sensor-JST-GH-p/mro-classy-arspd-mr.htm>

[52] “tubo pitot mRo MS4525DO”, [En línea]. <https://store.mrobotics.io/mRo-I2C-Airspeed-Sensor-JST-GH-p/mro-classy-arspd-mr.htm>.

[53] “GPS UBLOX Neo-M8N”, [En línea]. <https://www.u-blox.com/en/product/neo-m8-series>

[54] “Servomotor Futaba S3003”, [En línea].
<https://www.rc.futaba.co.jp/english/servo/products/s3003.html>

[55] “Motor Rotomax 50cc”, [En línea]. https://hobbyking.com/es_es/turnigy-rotomax-50cc-size-brushless-outrunner-motor.html

[56] “ESC controlador de velocidad”, [En línea]. https://hobbyking.com/es_es/yep-180a-hv-4-14s-brushless-speed-controller-opto.html

[57] “Hélice turnigy ultra-light de madera (24x12)”, [En línea]. https://hobbyking.com/es_es/turnigy-ultra-light-wood-propeller-24x12-1pc.html

[58] “Radio control SPEKTRUM DX9 DSMX 2.4Ghz”, [En línea].
<https://www.spektrumrc.com/Products/Default.aspx?ProdID=SPMR9910>

[59] “Sistema de transmisor y receptor del DragonLink”, [En línea].
<http://www.dragonlinkrc.com/>

[60] “módulo de telemetría RFD900+”, [En línea].
<https://irlock.com/collections/telemetry/products/rfd900-telemetry-bundle>

[61] “Modulo de alimentación en la sección de control BEC”, [En línea].

https://hobbyking.com/es_es/yep-20a-hv-2-12s-sbec-w-selectable-voltage-output.html

[62] “Baterías 6s LiPo de 6000mAh Zippy”, [En línea].
https://hobbyking.com/es_es/zipy-compact-6200mah-6s-40c-lipo-pack-xt90-1.html?queryID=140621eab445dd6bffd61292eb4fecfa&objectID=71640&indexName=hbk_live_magen_to_es_es_products

[63] Elisa Capello, Giorgio Guglieri, Fulvia Quagliotti, 2013: “A Waypoint-Based Guidance Algorithm for mini UAVs”. 2nd IFAC Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems, <https://doi.org/10.3182/20131120-3-FR-4045.00005>

[64] Antonio Gómez Roa, Andrés Calvillo Téllez, José Cruz Núñez Pérez, 2018 “Predicción de la pérdida de la señal por trayectoria de UAV”, Investigación Básica y Aplicada. ISSN 2007-9478, Vol.6, Núm. 12.
<http://fcqi.tij.uabc.mx/usuarios/revistaaristas/numeros/N12/articulos/194-197.pdf>

[65] “Distancia del horizonte”, [En línea].
<http://www.astronoo.com/es/articulos/horizonte.html>

[66] Novelli G., C. M. Guigand, C. Cousin, E. H. Ryan, N. J. M. Laxague, H. Dai, B. K. Haus, T. M. Özgökmen, 2017: “A Biodegradable Surface Drifter for Ocean Sampling on a Massive Scale”. *J. Atmos. Oceanic Technol.*, 34 (11): 2509–2532. <https://doi.org/10.1175/JTECH-D-17-0055.1>

[67] Donlon, C.J., M. Martin, J. Stark, J. Roberts-Jones, E. Fiedler and W. Wimmer, 2012: The Operational Sea Surface Temperature and Sea Ice Analysis (OSTIA) system. *Remote Sensing of the Environment*. doi: 10.1016/j.rse.2010.10.017 2011
<http://eprints.soton.ac.uk/id/eprint/208499>.

[68] Durazo, R., 2015: Seasonality of the transitional region of the California Current System off Baja California, *J. Geophys. Res. Oceans*, 120, 1173–1196, doi: 10.1002/2014JC010405.