



ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SISTEMA DE PROPULSIÓN DISTRIBUIDA DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA DE FUSELAJE INTEGRADO UTILIZADA EN AGRICULTURA DE PRECISIÓN

TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO

OÑA GRANDA MIGUEL ANGEL
miguel.ona@epn.edu.ec

DIRECTOR: Ing. VALENCIA TORRES ESTEBAN ALEJANDRO, Ph.D.
esteban.valencia@epn.edu.ec

CODIRECTOR: Ing. HIDALGO DÍAZ VÍCTOR HUGO, D.Sc.
victor.hidalgo@epn.edu.ec

Quito, enero 2020

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente trabajo fue desarrollado por **Miguel Angel Oña Granda**, bajo mi supervisión.

Ing. Esteban Alejandro Valencia Torres, PhD.

DIRECTOR DE PROYECTO

Ing. Víctor Hugo Hidalgo Díaz, DSc.

CO-DIRECTOR DE PROYECTO

DECLARACIÓN

Yo, **Miguel Angel Oña Granda**, declaro bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración cedo mis derechos de propiedad intelectual correspondiente a este trabajo, a la Escuela Politécnica Nacional, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normativa institucional vigente.

Miguel Angel Oña Granda

DEDICATORIA

A mis padres.

AGRADECIMIENTO

A mi madre Silvia por su amor incondicional, por ser mi sustento a lo largo de estos años de universidad.

A mi padre Miguel, por ser un ejemplo de esfuerzo y perseverancia siendo mi gran apoyo en todo lo que me he propuesto.

A mi Director, Dr. Esteban Valencia y mi Codirector, Dr. Víctor Hidalgo, por permitirme formar parte de su grupo de investigación, por compartir sus experiencias y enseñanzas que han permitido mi crecimiento y el desarrollo exitoso de este trabajo.

A los integrantes del grupo de investigación Darío y José Luis por abrirme las puertas del laboratorio de simulación y por su apoyo que ha permitido concluir este trabajo.

A los ingenieros Alex Oña y David Changoluisa por toda su colaboración con la parte eléctrica, electrónica y del control del UAV.

Finalmente, a mis amigos que han sabido estar cuando la hoja del examen estaba vacía y cuando está completa. ¡Gracias!

'If I have seen further, it is by standing upon the shoulders of giants.'

Isaac Newton.

ÍNDICE DE CONTENIDO

CERTIFICACIÓN.....	i
DECLARACIÓN.....	ii
DEDICATORIA.....	iii
AGRADECIMIENTO.....	iv
ÍNDICE DE FIGURAS.....	viii
ÍNDICE DE TABLAS.....	ix
RESUMEN.....	xi
ABSTRACT.....	xii
INTRODUCCIÓN.....	1
Objetivo general.....	2
Objetivos específicos.....	2
1. MARCO TEÓRICO.....	3
1.1. Antecedentes.....	3
1.2. Generalidades vehículos aéreos no tripulados.....	4
1.3. La Agricultura en el Ecuador.....	4
1.4. Agricultura de precisión.....	5
1.4.1. Aplicaciones de los UAVs en agricultura de precisión.....	6
1.5. El sistema de propulsión.....	7
1.5.1. Propelas.....	7
1.5.2. Motores.....	7
1.5.3. Controlador electrónico de velocidad (ESC).....	8
1.5.4. Baterías.....	8
1.6. El fuselaje integrado y elementos de control.....	9
1.6.1. Características del fuselaje integrado.....	9
1.6.2. Sistema de control.....	10
1.7. Sistemas de propulsión distribuida.....	10
1.8. Estabilidad estática longitudinal.....	12
1.8.1. Margen estático.....	12
1.9. Ensamblaje de la aeronave.....	13
1.10. Análisis de los UAVs de alas fijas disponibles en el mercado.....	14
2. METODOLOGÍA.....	16
2.1. Proceso de definición del UAV.....	17
2.1.1. Requerimientos del usuario.....	17
2.1.2. Desarrollo de la casa de la calidad.....	18
2.1.3. Especificaciones del UAV.....	19
2.2. Diseño Conceptual.....	19
2.2.1. Estructura funcional del aeronave.....	20

2.2.2. Definición de los módulos del UAV	21
2.2.3. Buscar y evaluar principios de solución	21
2.3. Diseño de materialización	21
2.3.1. Requerimientos limitadores	22
2.3.2. Dimensionamiento del módulo de propulsión	22
2.3.3. Selección de las propelas.....	26
2.3.4. Selección del motor	27
2.3.5. Baterías y control electrónico de velocidad.....	27
2.4. Rango y Autonomía	27
2.4.1. Peso de sistemas del UAV	28
2.5. Análisis de estabilidad	28
2.6. Dimensionamiento del módulo estructural	29
2.6.1. Selección de materiales	29
2.6.2. Diseño de los componentes del UAV	30
2.7. Diseño de detalle	30
2.8. Construcción y ensamblaje del UAV	30
3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN.....	31
3.1. Desarrollo de la casa de la calidad	31
3.1.1. Resultados de la casa de la calidad	32
3.1.2. Especificaciones para el UAV.....	33
3.2. Diseño Conceptual	33
3.2.1. Análisis funcional.....	34
3.2.2. Definición de los módulos.....	35
3.2.3. Principios de solución para el módulo estructural	36
3.2.4. Principios de solución para el módulo de propulsión	41
3.2.5. Principios de solución para el módulo de control	45
3.2.6. Diagrama morfológico de la solución para el UAV	48
3.2.7. Modelado del concepto del UAV obtenido	49
3.3. Diseño de materialización.....	50
3.3.1. Requerimientos limitadores	50
3.3.2. Dimensionamiento del módulo de propulsión	50
3.3.3. Selección de las propelas.....	52
3.3.4. Selección del motor ESC y baterías	56
3.3.5. Rango y Autonomía.....	57
3.3.6. Análisis de la estabilidad estática longitudinal	58
3.3.7. Selección de materiales del módulo estructural.....	59
3.3.8. Diseño del acople para propulsión distribuida.....	60
3.3.9. Diseño de los acoples de fijación de alas.	64
3.3.10. Diseño del acople para el motor.	66

3.4. Diseño de detalle	68
3.5. Pruebas en tierra	69
4. Conclusiones.....	72
4.1. Trabajos futuros.....	73
Referencias Bibliográficas	74
ANEXO I.....	81
ANEXO II.....	82
ANEXO III.....	83
ANEXO IV.....	85
ANEXO V.....	87
ANEXO VI.....	92
ANEXO VII.....	95
ANEXO VIII.....	98
ANEXO IX.....	101
ANEXO X.....	107

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1. Rangos de altura de cultivos representativos del Ecuador.....	5
Figura 1.2 Parámetros de la propela.....	7
Figura 1.3 Vista superior del Skywalker X8.....	9
Figura 1.4 (a) Sistema de propulsión convencional, (b) Sistema de propulsión distribuida.....	11
Figura 1.5. Equilibrio de las fuerzas de sustentación y peso.....	13
Figura 2.1 Metodología del diseño.....	16
Figura 2.2 Metodología del dimensionamiento del módulo de propulsión.....	20
Figura 2.3 Proceso de evaluación del módulo de propulsión.....	23
Figura 2.4 Algoritmo del código creado.....	23
Figura 2.5. Selección de las propelas.....	26
Figura 3.1. Casa de la calidad.....	31
Figura 3.2. Nivel cero de la estructura funcional.....	34
Figura 3.3. Nivel 1 de la estructura funcional.....	34
Figura 3.4. Nivel 2 de la estructura funcional.....	35
Figura 3.5. Estructura Modular.....	36
Figura 3.6. Alternativa 2 para el modulo estructural.....	40
Figura 3.7. Alternativa 3 para el módulo de propulsión.....	44
Figura 3.8. Concepto del UAV en línea base con propulsión convencional.....	49
Figura 3.9. Concepto del UAV con propulsión distribuida.....	49
Figura 3.10. Potencia Requerida y Disponible vs Altura.....	51
Figura 3.11. Empuje requerido para diferentes altitudes de vuelo.....	51
Figura 3.12. Eficiencia de las propelas propulsión convencional.....	53
Figura 3.13. Eficiencia de las propelas propulsión distribuida.....	54
Figura 3.14. Eficiencia de las propelas propulsión distribuida triple.....	55
Figura 3.15. Rango y Autonomía de las configuraciones línea base y eDP.....	58
Figura 3.16. Distribución de cargas a lo largo de la cuerda del UAV.....	59
Figura 3.17. Vista superior del acople eDP.....	61
Figura 3.18. Diagrama de cuerpo libre del elemento.....	61
Figura 3.19. Diagrama del cortante y momento.....	62
Figura 3.20. Modelo del elemento de sujeción.....	65
Figura 3.21. (a) Base de acople del motor, (b) Fuerzas resultantes.....	66
Figura 3.22. Corte de la sección transversal del acople para el motor.....	68
Figura 3.23. Empuje y Potencia Requerida vs RPM.....	71

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1. Especificaciones técnicas del Skywalker X8.	9
Tabla 1.2. Especificaciones técnicas del Event E386.....	14
Tabla 1.3. Especificaciones técnicas del UAV Wingtra	15
Tabla 1.4. Especificaciones técnicas del UAV UX11 Ag	15
Tabla 2.1. Voz del usuario	17
Tabla 2.2. Requerimientos técnicos	18
Tabla 2.3. Formato para detallar las especificaciones del UAV.....	19
Tabla 2.4. Condiciones de operación.....	24
Tabla 3.1 Especificaciones técnicas	33
Tabla 3.2. Alternativas de solución para el modulo estructural.....	37
Tabla 3.3. Evaluación del peso específico de cada criterio	38
Tabla 3.4. Evaluación del peso específico del criterio “Peso ligero”	38
Tabla 3.5. Evaluación del peso específico del criterio “Manufactura Rápida”	39
Tabla 3.6. Evaluación del peso específico del criterio “Precio”	39
Tabla 3.7. Evaluación del peso específico del criterio “Ensamblaje sencillo”	39
Tabla 3.8. Evaluación del peso específico del criterio “Seguridad”	39
Tabla 3.9. Evaluación de conclusiones del método ordinal de criterios ponderados ...	40
Tabla 3.10. Alternativas de solución para el módulo de propulsión.	41
Tabla 3.11. Evaluación del peso específico de cada criterio	42
Tabla 3.12. Evaluación del peso específico del criterio “Peso Ligero”	42
Tabla 3.13. Evaluación del peso específico del criterio “Operación Prolongada”	43
Tabla 3.14. Evaluación del peso específico del criterio “Precio”	43
Tabla 3.15. Evaluación del peso específico del criterio “Eficiencia”	43
Tabla 3.16. Evaluación del peso específico del criterio “Fiabilidad”	43
Tabla 3.17. Evaluación de conclusiones del método ordinal de criterios ponderados .	44
Tabla 3.18. Alternativas de solución para el módulo de control.....	45
Tabla 3.19. Evaluación del peso específico de cada criterio	46
Tabla 3.20. Evaluación del peso específico del criterio “Compacto”	46
Tabla 3.21. Evaluación del peso específico del criterio “Rango de control”	47
Tabla 3.22. Evaluación del peso específico del criterio “Control automático”	47
Tabla 3.23. Evaluación del peso específico del criterio “Fiabilidad”	47
Tabla 3.24. Evaluación del peso específico del criterio “Fácil de usar”	47
Tabla 3.25. Evaluación de conclusiones del método ordinal de criterios ponderados.	48
Tabla 3.26. Soluciones seleccionadas para el UAV	48

Tabla 3.27. Opciones para selección de propelas Línea Base	53
Tabla 3.28. Opciones para selección de propelas para dos propulsores.....	54
Tabla 3.29. Opciones para selección de propelas para tres propulsores	55
Tabla 3.30. Selección de motores.....	56
Tabla 3.31. Selección de ESC y baterías.....	57
Tabla 3.32. Peso de componentes en configuración BL y EDP	57
Tabla 3.33. Peso y ubicación (X) de los equipos en la cuerda del aeronave.....	58
Tabla 3.34. Materiales empleados en la fabricación de UAVs.....	60
Tabla 3.35. Selección de materiales empleados en la fabricación de UAVs.	60
Tabla 3.36. Datos experimentales configuración en línea base.	69
Tabla 3.37. Datos experimentales eDP.....	70

RESUMEN

El presente trabajo tiene como objetivo diseñar e implementar un sistema de propulsión distribuida (eDP) para un aeronave de fuselaje integrado usada en agricultura de precisión. Dentro de este contexto, el trabajo fue realizado bajo las directrices del diseño concurrente.

El proceso de diseño e implementación inicia percibiendo las necesidades y deseos del usuario. Estos requerimientos se convirtieron en especificaciones técnicas utilizando la función calidad. Se desarrolló un análisis funcional que identifica un principio de solución para los módulos que comprenden la implementación del UAV que son: estructural, de propulsión y de control. Durante el diseño de materialización se define el sistema de propulsión en su configuración estándar empleada como línea base y en su configuración eDP. Por otro lado, después de definir el módulo estructural se obtienen dimensiones de los componentes adicionales que requiere el sistema de propulsión distribuida. Se seleccionan además los componentes de control necesarios para realizar misiones de agricultura de precisión. Finalmente se realiza el ensamblaje del aeronave y se realizan pruebas en tierra obteniendo datos experimentales del sistema de propulsión.

Palabras clave: Diseño, calidad, propulsión, agricultura, ensamblaje.

ABSTRACT

The aim of this work is to design and implement a distributed propulsion system (eDP) for an integrated fuselage aircraft used in precision agriculture. In this context, the work was carried out under the guidelines of the concurrent design methodology. The design process begins identifying the needs and wishes of the final user. Then, these requirements became technical specifications performing the quality function. A functional analysis was performed identifying a solution principle for the modules that comprise the implementation of the UAV which are: structural, propulsion and control. During the materialization design stage, the propulsion system is defined in its standard configuration used as a baseline for comparison and in its eDP configuration. On the other hand, after sizing the structural module, dimensions of the additional components required by the distributed propulsion system are defined. The control components necessary to perform precision agriculture missions are also selected. Finally, the aircraft is assembled and ground tests are carried out obtaining experimental data from the propulsion system.

Keywords: Design, quality, propulsion, agriculture, assembly.

DISEÑO E IMPLEMENTACION DE UN SISTEMA DE PROPULSIÓN DISTRIBUIDA DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA DE FUSELAJE INTEGRADO UTILIZADA EN AGRICULTURA DE PRECISIÓN

INTRODUCCIÓN

La agricultura ecuatoriana es una actividad económica que representa en 9% del producto interno bruto del Ecuador [1, 2]. El panorama agrícola no ha presentado mayores cambios en su estructura productiva en los últimos años [2]. La falta de cambio, interés e innovación en un sector que trabaja con cerca de la décima parte de la riqueza de los ecuatorianos ha generado una problemática social que ha llegado a generar una gran convulsión en el país [3, 4].

En este contexto se observan problemas constantes, como la baja productividad, la falta de políticas públicas de largo plazo y el escaso control en el cumplimiento de los acuerdos ministeriales sobre los precios [5]. En este sentido, la situación de la agricultura luce alarmante puesto que la juventud actual muestra muy poco interés en el sector con un 8.9% de productores jóvenes en contraste con el 63.8% de productores adultos y 27.3% de adultos mayores [6]. Bajo este panorama resulta muy conveniente analizar las soluciones que la tecnificación con UAVs es capaz de presentar considerando un futuro con menor gente en el sector agrícola ecuatoriano.

La tecnología siempre ha brindado soluciones a los grandes problemas a los que nos enfrentamos. La tecnificación y educación se presentan así como solución a los problemas que se presentan para la agricultura ecuatoriana [7]. Esto junto con la voluntad del gobierno de generar planes para la reactivación del sector con una fuerte inversión [8, 9] permiten que la introducción de nuevas tecnologías sea posible. El promedio actual de productividad agrícola del país es 5 toneladas métricas por hectárea debajo de Perú (7.5 tm/ ha) y de Uruguay (8.5 tm/ha) [2, 10]. La tecnificación con el uso de UAVs tiene el potencial de mejorar rendimientos y crear múltiples beneficios puesto que un UAV puede llegar a realizar en siete minutos el trabajo que una persona tarda entre cuatro a cinco horas [11]. En consecuencia, el presente trabajo pretende contribuir a el estudio y desarrollo de UAVs para ser implementados en el sector agrícola ecuatoriano. Proporcionando un prototipo dimensionado para el vuelo en altitudes sobre los 4000 m.s.n.m. que permita la implementación de sensores utilizados en agricultura de precisión.

Objetivo general

Diseñar e implementar un sistema de propulsión distribuida de una aeronave no tripulada de fuselaje integrado utilizada en agricultura de precisión.

Objetivos específicos

- Estudiar el estado del arte de propulsión distribuida, estabilidad y ensamblaje de UAVs.
- Adaptar y refinar los códigos para la evaluación del sistema de propulsión y estabilidad.
- Evaluar la configuración de propelas y arquitectura de propulsión distribuida óptima.
- Realizar el ensamblaje del aeronave no tripulada.

1. MARCO TEÓRICO

1.1. Antecedentes

Desde el año 2015 se realizan trabajos de investigación en la Escuela Politécnica Nacional acerca de vehículos aéreos no tripulados. El primer trabajo realizado por Valencia et al. [12], crea una metodología paramétrica para la evaluación del desempeño de un aeronave que emplea propulsión distribuida e ingestión de la capa límite. De igual manera con el trabajo [13], se realizó el estudio de tecnologías innovadoras para sistemas de propulsión en aeronaves.

El trabajo [14] realizado en 2016, elaboró el análisis teórico de puntos de diseño óptimos de un sistema de propulsión distribuida. El sistema evaluado presentaba la tecnología de ingestión de capa límite. Ya en 2017, el trabajo [15] investigó el modelado paramétrico de un UAV con el objetivo de dimensionarlo para la región andina. Dentro de este trabajo se diseñó una primera metodología que toma en cuenta las fuerzas aerodinámicas del aeronave en su condición crucero para evaluar el rendimiento de un UAV empleado en agricultura.

Es importante destacar la tesis [16], que en el año 2017 inicia el estudio mediante herramientas paramétricas computacionales de un aeronave para ser implementada en el sector agrícola de la región andina. Posteriormente en el año 2018 el trabajo [17] evalúa el diseño de sistemas de propulsión distribuida en un aeronave de fuselaje integrado.

Como consecuencia hasta el primer trimestre del 2018 todo el trabajo teórico realizado, no había sido evaluado de manera experimental. En este sentido con la finalidad de tener un aeronave prototipo que permita evaluar e implementar tecnologías innovadoras se realiza el trabajo [18]. En dicho trabajo empleando la metodología de criterios ponderados se llevó a cabo la selección del fuselaje con el que se cuenta para el presente trabajo.

En resumen, hasta el segundo trimestre del 2018 el fuselaje seleccionado había sido adquirido por parte del Proyecto PIS 16 20 y solamente empleado en dos trabajos teóricos [18, 19]. En este contexto, el presente trabajo pretende contribuir al estudio y desarrollo de sistemas aéreos no tripulados. Refinando las metodologías de diseño de sistemas de propulsión distribuida. Creando un método de dimensionamiento del sistema de propulsión adaptado para el fuselaje previamente seleccionado. Y finalmente ensamblando el UAV.

1.2. Generalidades vehículos aéreos no tripulados

Un UAV “Unmanned Aerial Vehicle” es un vehículo aéreo no tripulado definido por el departamento de defensa estadounidense [20] como: un vehículo aéreo que no transporta a un operador humano el cual usa fuerzas aerodinámicas para tener sustentación, el vehículo puede volar de manera autónoma o ser pilotado remotamente, puede ser desechable o recuperable y puede o no transportar cargas letales.

En 1918 se empieza a crear el concepto actual de UAVs cuando Charles Kattering desarrolla una aeronave controlada por un giroscopio que caía y explotaba después que la propela giraba un determinado número de veces [21]. Desde entonces, vehículos aéreos sin piloto se han utilizado en múltiples de contextos: se han utilizado en la práctica de tiro desde 1930, en la segunda guerra mundial se emplearon misiles; vehículos pilotados remotamente se usaron en Vietnam para reunir inteligencia [22] y actualmente se emplean en misiones de monitoreo y vigilancia con un gran futuro en las entregas de correspondencia [23].

El concepto de vehículos aéreos no tripulados de hoy inició con la idea de los drones de la década de los cincuenta [24] que pasaron a conocerse como vehículos pilotados remotamente en las décadas de los sesenta y setenta. Los vehículos aéreos no tripulados se clasifican principalmente en dos grupos: de ala fija y multicopteros. Los de ala fija constan fundamentalmente de un ala rígida con una superficie aerodinámica que genera sustentación [25]. Entre sus principales ventajas se tiene que poseen una estructura simplificada que necesita menor mantenimiento y reparación garantizando un desempeño aerodinámico más eficiente [26] presentando a la vez oportunidades concurrentes con tecnologías innovadoras como las de propulsión distribuida [17] y de empuje dirigido (Thrust Vectoring) [27].

1.3. La Agricultura en el Ecuador

El Ecuador geográficamente es muy diverso, la cordillera de los andes lo divide en dos ramales, oriental y occidental dejando un callejón interandino en el medio. En este sentido la región continental tiene lugares desde 0 a 6300 metros sobre el nivel del mar [28] todos estos factores, juntos y combinados, hacen que la región continental cuente con una flora y fauna mega diversas. La Figura 1.1. muestra un ejemplo de la biodiversidad de los cultivos Ecuatorianos. Se presenta una clasificación de cultivos más representativos y con potencial de exportación del Ecuador junto con el rango de altura óptima de cada cultivo.

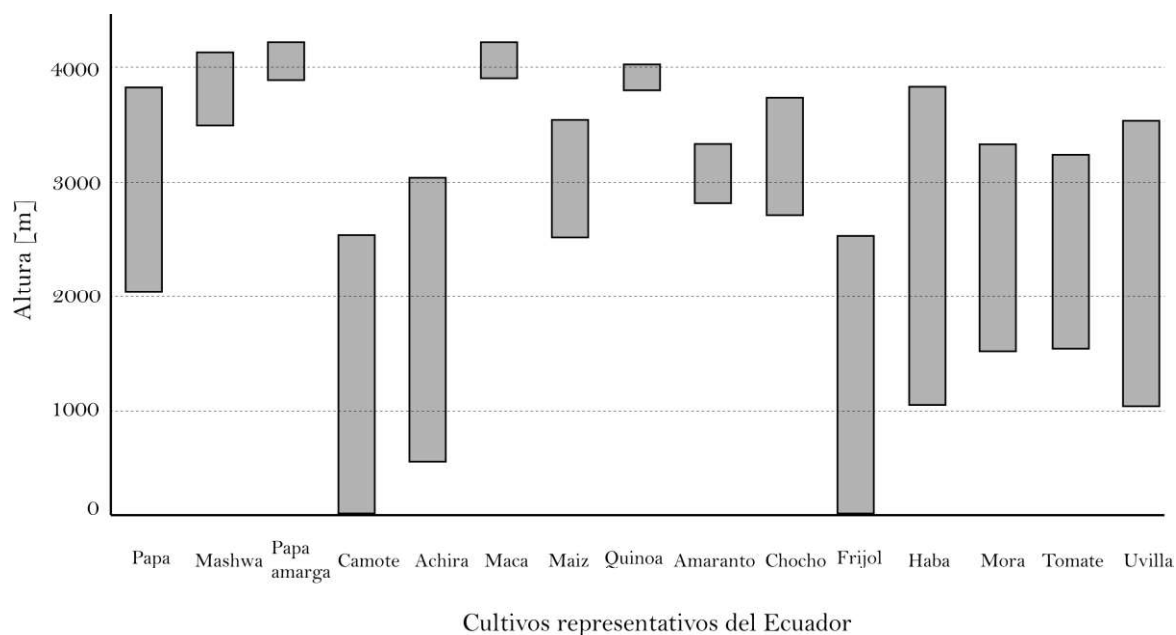


Figura 1.1. Rangos de altura de cultivos representativos del Ecuador.
(Fuente: [29])

Pese a tener un gran potencial, el panorama agrícola no ha presentado mayores cambios en su estructura productiva en los últimos años [2]. En este sentido en la superficie agrícola prevalecen los pastos cultivados y los naturales. La mayoría de áreas se destinan para la caña de azúcar, banano, palma africana, plátano, cacao y otros [6]. En este horizonte se observan problemas constantes, como la baja productividad, la falta de políticas públicas de largo plazo y el insuficiente control en el cumplimiento de los acuerdos ministeriales sobre los precios [5]. Los persistentes problemas tienen un gran impacto social en un sector que involucra gran una gran mano de obra y aporta el 9% del producto interno bruto del país [2]. La situación de la agricultura se presenta alarmante puesto que la juventud actual muestra muy poco interés en el agro con un 8.9 % de productores jóvenes en contraste con el 63.8% de productores adultos [6].

1.4. Agricultura de precisión

El concepto de agricultura de precisión (AP) nace junto con las primeras proyecciones que se dan en la década de los noventa sobre la creciente necesidad de un incremento del 56% de producción de alimentos para el 2050 [30]. De igual forma este aumento en la producción tendrá como consecuencia el tener que incluir una menor área de cultivo y una menor cantidad de agua puesto que hoy en día ya se emplea el 50% de la tierra con capacidad para la agricultura [30].

En este contexto surge el concepto de agricultura de precisión que se define como una estrategia ambiental amigable en la que los granjeros pueden tomar decisiones en cuanto a métodos de cultivo, aplicación de semillas, fertilizantes, agua e insumos para adaptarse a condiciones cambiantes de los cultivos y suelos en un campo [31].

Gebbers et al. [32] definen a la agricultura de precisión como un conjunto de tecnologías que armoniza sensores, sistemas de información y maquinaria para optimizar la producción teniendo en cuenta la variabilidad y las incertidumbres existentes dentro de los sistemas agrícolas. Por otra parte Pierce et al. [33] afirman que la agricultura de precisión es la aplicación de tecnologías para gestionar la variabilidad espacial y temporal asociada con todos los aspectos de la producción agrícola con el fin de mejorar el rendimiento del cultivo y la calidad ambiental. Las definiciones de la agricultura de precisión sugieren que existen tres elementos importantes para su implementación exitosa y estos son: la información, la tecnología y la gestión en toda la producción de cultivos [34].

1.4.1. Aplicaciones de los UAVs en agricultura de precisión

La capacidad de los UAVs de transportar una gran variedad de sensores para recolectar información los hace ideales para el uso en agricultura de precisión (AP), entre los sensores específicamente diseñados para estos equipos se tienen: cámaras multiespectrales, térmicas e hiperespectrales [35].

Los UAVS permiten obtener el Índice de vegetación de diferencia normalizada conocido como (NDVI) por sus siglas en inglés. Este es el indicador general que muestra de la salud de los cultivos [36]. Además entre las múltiples aplicaciones de los UAVs destacan el mapeo de campos y distribución de plagas [37], monitoreo de contenidos químicos y monitoreo de pérdidas de los cultivos [38]. Con toda esta información se realiza una evaluación de los impactos de la fertilización en el crecimiento de los cultivos [23], se elabora un plan de uso eficiente de productos químicos y pesticidas así como una mejor planificación futura del riego y drenaje [37].

Todos los potenciales beneficios de los UAVs contrastan con el estado actual de la agricultura ecuatoriana que presenta múltiples retos en cuanto a la tecnificación, puesto que solo el 5% de la producción está tecnificada en el país [2, 10]. La tecnificación con el uso de UAVs tiene el potencial de mejorar rendimientos y crear múltiples beneficios puesto que un UAV puede llegar a realizar en siete minutos el trabajo que una persona tarda entre cuatro a cinco horas fumigando una hectárea o inspeccionando en solo 45 minutos hasta 400 acres de cultivos [11].

1.5. El sistema de propulsión

El sistema de propulsión del UAV está formado por propelas, motores y controladores electrónicos de velocidad (ESC por sus siglas en inglés) alimentados por baterías. Este sistema es la parte más importante del UAV, por tanto, que determina los aspectos principales, como el tiempo de vuelo, la capacidad de carga útil y el tiempo de vuelo. Los componentes principales del sistema de propulsión de un UAV se presentan en los siguientes literales.

1.5.1. Propelas

Quan [39] describe a las propelas como dispositivos propulsores que generan impulso empleando el aire para generar empuje. Las propelas son el principal elemento impulsor del sistema de propulsión, donde la potencia del eje debe ser proporcionada por otro dispositivo en este caso un motor eléctrico. La Figura 1.2 muestra un esquema de una propela indicando su diámetro (d), la distancia (D) representa el avance de la propela en una revolución a una velocidad rotacional (c). Además, se indica la fórmula para determinar el paso de la hélice que es un importante factor que se indica en las propelas comerciales. El modelo de las propelas generalmente se describe en catálogos mediante un número de cuatro dígitos [39].

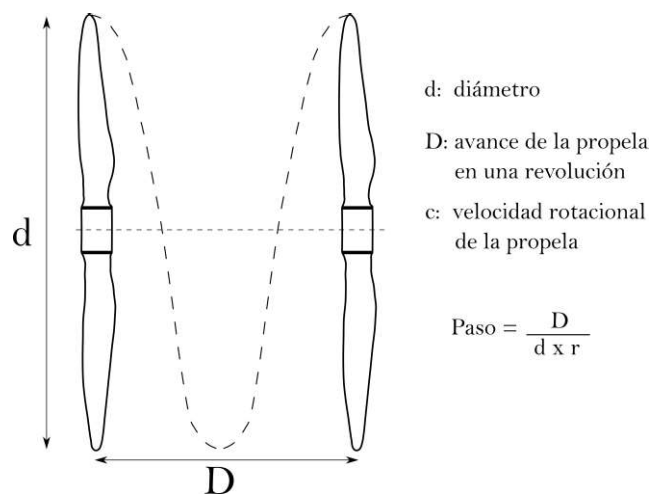


Figura 1.2 Parámetros de la propela.
(Fuente: Propia)

1.5.2. Motores

La elevada sensibilidad de la carga útil que lleva un UAV ante contaminantes de hidrocarburos es la principal justificación para usar propulsión eléctrica en lugar de motores de combustión [40]. Los motores eléctricos convierten la energía eléctrica almacenada en

energía mecánica para la propela. Los motores eléctricos generalmente se pueden clasificar según la ubicación de los imanes en el rotor teniendo dos clases: dentro del rotor y fuera del rotor. Los motores con imanes fuera del rotor son del tipo que proporcionan velocidades estables y elevados torques [20].

Los motores empleados en UAVs son en su mayoría motores DC sin escobillas por sus accesibles costos y elevada eficiencia [41]. El hecho de no tener escobillas hace que estos motores (Brushless) requieran de un mínimo mantenimiento y presenten una mayor durabilidad que su contraparte que cuenta con escobillas que se desgastan o rompen.

1.5.3. Controlador electrónico de velocidad (ESC)

Es un dispositivo electrónico cuya función es variar la tensión que se aplica al motor, controlando así su la velocidad rotacional [42]. Un ESC traduce la información de nuestro centro de control principal proporcionando una señal adecuada para realizar el control del motor.

Estos dispositivos también incluyen un circuito supresor de batería (BEC por sus siglas en inglés) que elimina la necesidad de baterías adicionales para entregar energía eléctrica a otros circuitos [43]. En este sentido este circuito reduce el elevado voltaje de las baterías a un nivel adecuado para el receptor y los servomotores [44]. Por lo cual en la práctica el ESC es empleado como un sistema para distribuir la energía de las baterías a todos los sistemas de los UAVs.

1.5.4. Baterías

Las baterías son un dispositivo electroquímico que convierte la energía química almacenada en energía eléctrica durante la operación del UAV [39]. Existen diferentes parámetros para medir el rendimiento de las baterías de un UAV, como la energía específica, la velocidad de carga y el costo por kilovatio-hora [45]. Sin embargo, las principales restricciones que se evidencian en el mercado de baterías son la alta tasa de descarga, el alto costo y la baja capacidad de carga útil de los UAV [46].

Por otro lado el tamaño y peso de la batería tiene un impacto significativo en el peso del vehículo y el rango de vuelo posibilitando el lograr una alta eficiencia operativa [39]. Por lo que al buscar baterías para un UAV deberemos comparar: el voltaje nominal que se expresa en función del número de celdas unitarias (S), la capacidad que se expresa en miliamperios hora, la velocidad de descarga "C" que indica la corriente que descargará la batería en una hora y la densidad energética.

1.6. El fuselaje integrado y elementos de control

1.6.1. Características del fuselaje integrado

La Figura 1.3 presenta el fuselaje en su configuración base, el modelo es el ala voladora X8 de la compañía Skywalker Technology fabricado en China y hecho de poliuretano EPO Foam de alta densidad.

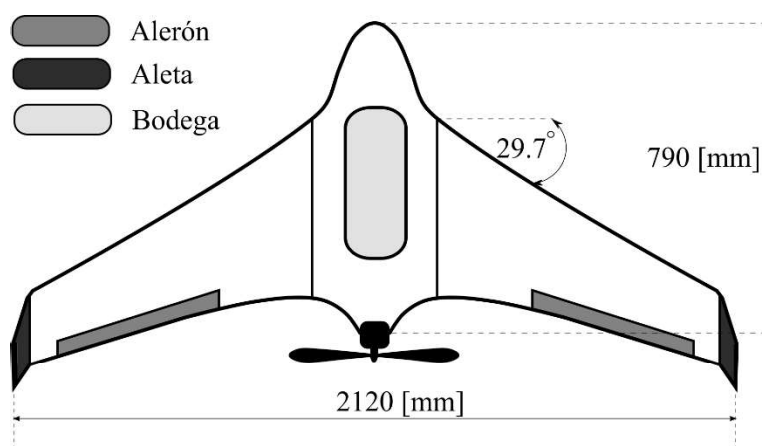


Figura 1.3 Vista superior del Skywalker X8.
(Fuente: Propia)

Las aletas en los extremos del fuselaje mejoran la maniobrabilidad del aeronave [47] y a la vez tienen la intención de reducir el arrastre recuperando la energía de vórtice que se genera en la punta del ala [48]. Las especificaciones técnicas y detalles geométricos del fuselaje en su configuración base se presentan en la Tabla 1.1 obtenidos directamente del fabricante.

Tabla 1.1. Especificaciones técnicas del Skywalker X8.

Especificaciones técnicas	
Envergadura del ala	2120 [mm]
Largo del fuselaje	790 [mm]
Área del ala	80 [dm ²]
Centro de gravedad	430-400 [mm]
Velocidad	65-70 [km/h]
Peso seco	880 [g]
Peso máximo	3500 [g]

(Fuente: [49])

1.6.2. Sistema de control

El sistema de control integra elementos de control como los servomotores además de sensores como GPS y acelerómetros integrados dentro de una interfaz controlada por una computadora que asisten durante el vuelo. Los sistemas de control permiten lograr vuelos autónomos o asistidos que le faciliten a cualquier usuario usar el UAV de manera intuitiva sin ser un piloto experto. En este sentido existen dos productos líderes en el mercado que se describen a continuación.

El primer sistema en ser analizado es el NAVIO2. Es un potente controlador de vuelo que cuenta con múltiples servicios de geolocalización. El controlador tiene acelerómetros, giroscopios y magnetómetros para poder orientarse. Además este controlador tiene un barómetro de alta resolución que puede medir variaciones de altura con 10 centímetros de resolución [50]. Con todo el equipamiento ya mencionado el Navio2 se acopla a cualquier Raspberry Pi lo que permite trabajar en un entorno Linux [51].

También es importante mencionar el controlador Pixhawk Cube que es uno de los sistemas de piloto automático abierto más avanzados del mundo [52], está diseñado para satisfacer las necesidades en ámbitos académicos e industriales. Tiene un sistema de triple redundancia con tres acelerómetros, giroscopios, magnetómetros y dos barómetros.

Utilizando software ArduPilot, el controlador convierte cualquier avión, helicóptero, barco o submarino a control remoto en un dron profesional con todas las funciones [52]. La mayoría de los kits de Pixhawk vienen con todo el hardware adicional requerido [53], como GPS, módulos de alimentación, etc.

1.7. Sistemas de propulsión distribuida

Un nuevo enfoque en el diseño de UAVs es el de distribuir la fuerza de una unidad de potencia central a dos o incluso más, ya sea por transmisión mecánica, neumática o eléctrica [54]. El objetivo principal de la propulsión distribuida es lograr beneficios a través de la integración de elementos aerodinámicos, propulsivos y estructurales [57, 58]. Otra característica principal que se está investigando en términos de este concepto es el posible beneficio debido a la ingestión de la capa límite del fuselaje en los propulsores y al llenado de la estela de la aeronave [12, 15]. Esto, en teoría, reduce la cantidad de pérdida de potencia en el campo de flujo debido a la disipación y por lo tanto mejora la eficiencia del vehículo [56].

La Figura 1.4. representa de forma esquemática las configuraciones de propulsión convencional (a) y propulsión distribuida (b) en el fuselaje del que se dispone. La

configuración convencional se referirá como línea base (BL) y la configuración con propulsión eléctrica distribuida (eDP).

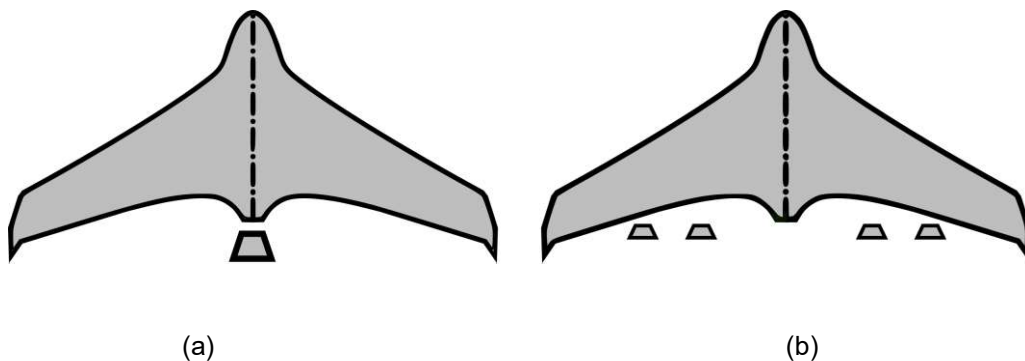


Figura 1.4 (a) Sistema de propulsión convencional, (b) Sistema de propulsión distribuida
(Fuente: Propia)

La propulsión eléctrica distribuida (eDP) es un sistema de propulsión donde las fuentes de energía eléctrica están conectadas a múltiples propulsores [44, 60]. Los propulsores pueden ser cualquier combinación de dispositivos que produzcan empuje. Las fuentes de energía pueden ser cualquier combinación de dispositivos de producción o almacenamiento de energía eléctrica. Cuando se emplean dispositivos eléctricos y sistemas de transmisión eficientes, se permite una gran flexibilidad en el diseño del UAV debido a la función desacoplada entre los dispositivos [44, 61].

Además, con la implementación de la propulsión distribuida, se puede lograr una mejor integración del sistema de propulsión con el fuselaje para reducir el ruido circundante. También se puede experimentar una eliminación de las superficies de control de la aeronave a través del uso del empuje vectorizado para los momentos de inclinación, balanceo y giro. Finalmente se tiene una facilidad de reemplazo de motores o propulsiones más pequeños y ligeros.

En la actualidad el concepto de propulsión eléctrica distribuida (eDP) se ha puesto en práctica en varios trabajos. Wei y Zhou [59] en 2012 estudiaron como la integración de la propulsión distribuida en un UAV de larga autonomía cambia su estabilidad al localizar múltiples propulsores en amplias alas del aeronave. Además, exploran como este cambio en la estabilidad junto con un ajuste preciso en el control de los propulsores lleva a mejorar la eficiencia del sistema y la calidad del vuelo.

En el año 2017 Baris y Landman [60] investigaron y pusieron a prueba los beneficios de la eDP en pequeños UAVs operando con bajos números de Reynolds. Los resultados mostraron que independientemente de la ubicación de los propulsores y a pesar de un posible incremento del peso del aeronave. La propulsión distribuida produce un mayor empuje, un mayor rango y autonomía.

Recientemente en 2019 Ma et al. [61] con el fin de explorar el efecto de los parámetros de montaje de la eDP en un UAV, utilizaron la dinámica de fluidos computacional (CFD), para probar que el efecto de ingestión de capa límite empleando eDP mejora significativamente el rendimiento aerodinámico y la eficiencia de propulsión en ángulos de ataque medios y pequeños. Sin embargo, advierten que una configuración mal lograda ejercerá efectos adversos sobre la eficiencia de propulsión y el momento de cabeceo.

1.8. Estabilidad estática longitudinal

Raymer [62] define en términos aeronáuticos, que la estabilidad estática longitudinal implica la generación de un momento restaurador (nariz abajo) en respuesta a un aumento en el ángulo de ataque, sin ninguna acción de control por parte del piloto.

De Castro [63] establece que en condiciones de crucero donde la mayor importancia es el movimiento longitudinal la teoría de estabilidad estática longitudinal es aplicable. Entonces en vuelo crucero un cuerpo en estará en equilibrio cuando las fuerzas resultantes y momentos que actúan sobre él son cero [64]. Por lo tanto, en una condición de crucero la fuerza de empuje se balanceará con la de arrastre en la región axial. Mientras que en la región normal el peso se balanceará con la fuerza de sustentación. Entonces la única variable a ser comprobada será el momento de giro alrededor del centro de gravedad (CG) que tendrá que ser mayor que cero [65].

Como consecuencia durante en la evaluación de la estabilidad estática longitudinal se requiere conocer el centro de gravedad de la aeronave de fuselaje integrado [17]. Para después evaluar la variación del centro de gravedad con relación a la adición de los sistemas de control y de propulsión. De esta manera un aeronave de fuselaje integrado sin cola horizontal que es el elemento que se encarga de controlar el movimiento de cabeceo en aeronaves convencionales; se diseña tomando en cuenta un momento de cabeceo positivo [66].

1.8.1. Margen estático

Anderson [67] indica que el margen estático cuantifica el margen de movimiento del centro de gravedad antes de alcanzar el límite de estabilidad; este margen es generalmente citado en porcentaje de la cuerda aerodinámica media. En este sentido Irving [68] postula que el margen estático (SM por sus siglas en inglés) es una medida de la estabilidad estática del avión con respecto a las perturbaciones. La Figura 1.5. permite apreciar la generación de

una sumatoria de momentos positiva alrededor del centro aerodinámico (AC) cuando el centro de gravedad está situado en frente.

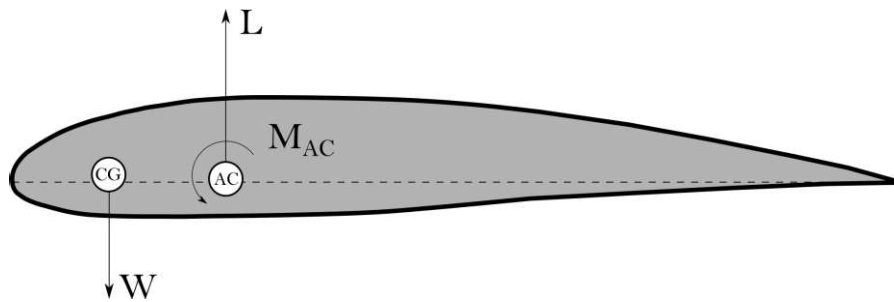


Figura 1.5. Equilibrio de las fuerzas de sustentación y peso.
(Fuente: Propia)

En el caso contrario cuando el CG está detrás del punto neutral, la aeronave es longitudinalmente inestable y se requieren acciones correctivas activas por parte de las superficies de control para mantener un vuelo estable. Sin embargo, existe una compensación de tener una aeronave con estabilidad reducida y esto es un aumento en la capacidad de respuesta a los comandos de control [69]. De hecho, un avión con un gran margen estático es muy estable, pero también es lento para responder a comandos [70] y por lo tanto es más propenso a saturar los comandos de control, debido a su efectividad reducida.

1.9. Ensamblaje de la aeronave

Keane [66] indica que el ensamblaje de la aeronave ocurre en tres fases. En la primera fase los componentes que difícilmente serán removidos son ensamblados en el fuselaje. En la segunda fase los componentes que son removidos tras su tiempo de servicio o falla como los servo motores, receptores y motores son ensamblados. Finalmente llega el turno de los componentes diseñados para ser separados para el almacenamiento y transporte. Por lo que en la mayoría de UAVs se sugiere no dejar las alas o cola unidos permanentemente al fuselaje.

En la comunidad Robotshop [71] se separa en las siguientes secciones el ensamblaje del UAV: sistema de propulsión, sistema de comunicación, y montaje final. La fase del montaje del sistema de propulsión incluye los motores, ESCs, controlador de vuelo y baterías, es importante mencionar que no se sugiere el montaje de las propelas en esta etapa. En la comunidad se indica que la conexión entre la batería y el sistema de distribución de energía

debería ser relativamente fácil si ambos tienen el mismo conector. En caso de que no tengan los mismos conectores se deberá buscar un adaptador.

Para finalizar, se deberá conectar el ESC al sistema de distribución de energía teniendo en cuenta que el número de divisiones de la batería y el número de ESC es igual al número de motores empleados en el UAV. Entonces los ESCs se deben conectar al controlador de vuelo según las pautas que se indiquen en el diagrama de conexión del controlador. La etapa final de ensamblaje consta del sistema de comunicación y del medio de transmisión.

1.10. Análisis de los UAVs de alas fijas disponibles en el mercado.

El primer referente analizado es el UAV Event E386 que es fabricado por la empresa estadounidense Event 38 Unmanned Systems. La Tabla 1.2. muestra un resumen de las principales especificaciones de este UAV mientras que las demás especificaciones técnicas provistas por el fabricante se muestran en el ANEXO II.

Tabla 1.2. Especificaciones técnicas del Event E386

Especificaciones técnicas del UAV Event E386			
			
(Fuente: [72])			
Dimensiones del Fuselaje	Envergadura: 190 cm Longitud: 130 cm	Rango	60 km
Peso	2.5 kg	Velocidad crucero	12 m/s
Precio	20 000 \$	Condiciones de operación	Altura: 3960 m

(Fuente: [72])

A continuación, se analiza el UAV fabricado por la empresa Suiza Wingtra que es una empresa que lidera la producción de drones para mapeo, inspección y minería. La Tabla 1.3. indica una síntesis de las principales especificaciones de este UAV y en el ANEXO III se adjunta la información que brinda el fabricante. Una de las características que hacen que este UAV sea líder en la industria es su capacidad de despegue vertical el cual lo hace más seguro dándole una gran versatilidad en la fase de despegue y aterrizaje.

Tabla 1.3. Especificaciones técnicas del UAV Wingtra

Especificaciones técnicas del UAV Wingtra



(Fuente: [73])

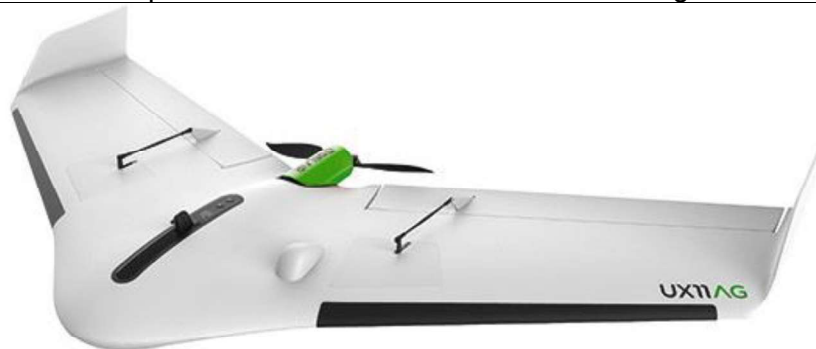
Dimensiones del Fuselaje	Envergadura: 125 cm Longitud: 68 cm	Tiempo de vuelo	55 minutos
Peso	3700 kg	Velocidad crucero	16 m/s
Precio	\$19900	Condiciones de operación	Altura: 3000 m

(Fuente: [73])

Finalmente se revisa el UAV UX11 Ag que es fabricado por la empresa Delair [74]. Su capacidad de tener un despegue y aterrizaje en espacios cortos con ángulos altos de inclinación [74], le permiten realizar operaciones en áreas problemáticas y con obstáculos. La Tabla 1.4 resume sus principales características técnicas y en el ANEXO IV se presentan las especificaciones provistas por el fabricante.

Tabla 1.4. Especificaciones técnicas del UAV UX11 Ag

Especificaciones técnicas del UAV UX11 Ag



(Fuente:[75])

Dimensiones del Fuselaje	Envergadura: 200 cm	Tiempo de vuelo	52 minutos
Peso	3500 g	Velocidad crucero	15 m/s
Precio	\$ 15995	Condiciones de operación	Altura: 4500 m

(Fuente:[75])

2. METODOLOGÍA

El diseño concurrente establece las principales directrices para la ejecución del presente trabajo. Como se puede apreciar en la Figura 2.1. se indica la metodología a seguir que se encuentra dividida en 5 etapas: Definición del UAV, diseño conceptual, diseño de materialización, diseño de detalle y finalmente el ensamblaje UAV con configuración de línea base (BL) y con propulsión distribuida (eDP).

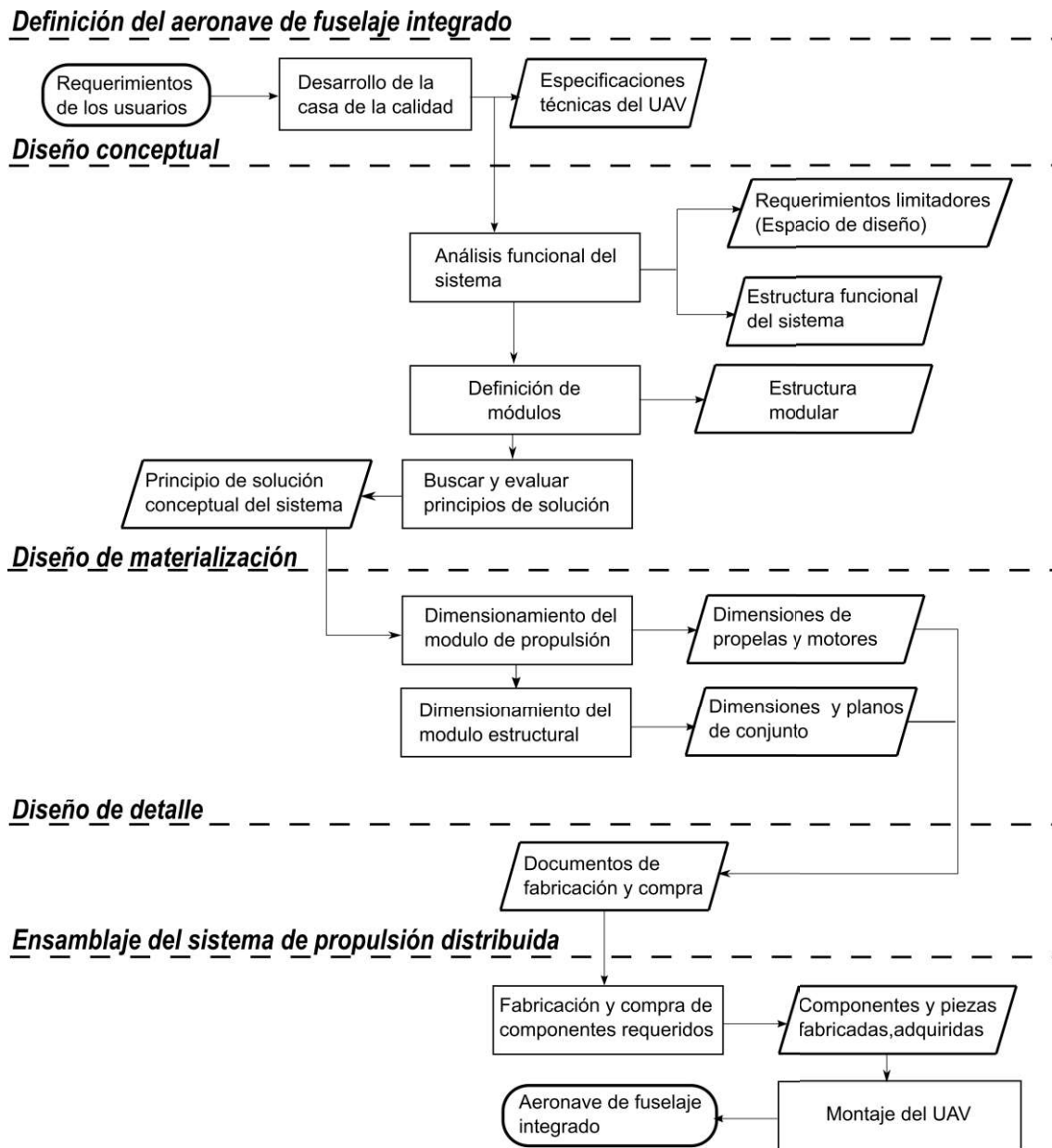


Figura 2.1 Metodología del diseño
(Fuente: Propia)

2.1. Proceso de definición del UAV

Dentro de esta etapa de diseño se tiene como finalidad determinar las características del aeronave donde se muestren todas las especificaciones de los componentes para la implementación del UAV como lo son: el sistema de propulsión, el sistema de estructural y de control. En este sentido la herramienta que permite considerar los requerimientos de los usuarios se conoce como casa de la calidad y garantiza que se considere la voz del usuario en la definición de un nuevo producto.

2.1.1. Requerimientos del usuario

Los deseos y necesidades que los usuarios quieren satisfacer son tomados en cuenta en esta sección. Para este trabajo la voz del usuario en consideración es la del Grupo de investigación ATA de la facultad de Ingeniería Mecánica de la Escuela Politécnica Nacional donde se recopilaron los requerimientos que se muestran en la Tabla 2.1.

Según la percepción del usuario las demandas pueden ser de los siguientes tipos: básicas, unidimensionales o estimulantes. Riba [76] indica que Las demandas básicas por lo general se suelen considerar obvias y de no cumplirse causan insatisfacción en el usuario. Las demandas unidimensionales aumentan la satisfacción del usuario conforme estas mejoran. En el caso de las demandas estimulantes estas diferencian un producto de otro y en el caso de no llevarse a cabo producen gran insatisfacción en el usuario.

Tabla 2.1. Voz del usuario

Requerimientos para aeronave de fuselaje integrado
Que sea capaz de trabajar en una elevada altura
Que sea capaz de trabajar en bajas temperaturas
Que tenga buena maniobrabilidad
Que el sistema de propulsión tenga facilidad de ensamblaje
Que el sistema de propulsión sea ligero
Que sea capaz de transportar sensores y cámaras
Que el aeronave sea robusta y resistente
Que se protejan motores y hélices durante despegue y aterrizaje
Que sea capaz de volar por un tiempo prolongado
Que el sistema sea de sencilla manufactura
Que sea capaz de acoplarse a una amplia variedad de motores y hélices
Que sea capaz de realizar misiones autónomas
Que tenga un bajo costo

(Fuente: Propia)

2.1.2. Desarrollo de la casa de la calidad

La presente sección describe el desarrollo de la casa de la calidad la cual es una matriz que convierte los requerimientos formulados por el usuario en especificaciones técnicas. El desarrollo de la casa de la calidad sigue los siguientes pasos:

1. **La voz del usuario:** Escucha y detalla las demandas de los usuarios que se formularon previamente en la sección 2.1.1.
2. **Análisis de competitividad:** Representa el grado de satisfacción que proporcionan los productos o servicios al usuario de la empresa respecto a los de la competencia.
3. **La voz del ingeniero:** Detalla los requerimientos técnicos que deberán formarse para satisfacer las necesidades de los usuarios.

Tabla 2.2. Requerimientos técnicos

Características técnicas	Unidades	Características técnicas	Unidades
Altura de operación	[m.s.n.m]	Disposición de equipos	-
Temperatura de operación	[°C]	Tiempo de vuelo	[min]
Grados de libertad	-	Disponibilidad del material	-
Tiempo de ensamblaje	[min]	Dimensionamiento preciso	-
Peso del sistema de propulsión	[Kg]	Operación autónoma	-
Peso del carga de pago	[Kg]	Costo de ciclo de vida	[\$]
Rango de vuelo	[km]		

(Fuente: Propia)

4. **Correlaciones:** Indica las relaciones existentes entre la voz de los usuarios y la voz del ingeniero.
5. **Comparación técnica:** Compara el producto de la empresa con los de la competencia que existen en el mercado.
6. **Compromisos técnicos:** Fija los compromisos potenciales entre las distintas características técnicas del producto.

2.1.3. Especificaciones del UAV

Las especificaciones del aeronave no tripulada de fuselaje integrado y su sistema de propulsión convencional y distribuida son el conjunto de características técnicas obtenidas como resultado del desarrollo de la casa de la calidad. En la Tabla 2.3 se muestra el formato utilizado para presentar estas especificaciones que guiarán el proceso de diseño e implementación del UAV.

Tabla 2.3. Formato para detallar las especificaciones del UAV

Empresa	Producto	Fecha inicial:		
		Última Revisión:		
Especificación				
Concepto	Fecha	Propone	R/D	Descripción
Función	Fecha-1	C	R	Descripción de la función-1
Dimensiones	Fecha-2	M	D	Descripción de la función-2
Movimientos	Fecha-3	D+C	MR	Modificación de la función-1
Etc	Etc	Etc	Etc	Etc

C= Cliente, I= ingeniería, M=Marketing

R= Requerimiento, MR= Modificar Requerimientos, NR= Nuevo requerimiento, D=Deseo

(Fuente: [76])

2.2. Diseño Conceptual

En esta fase del diseño iniciamos con la especificación del producto, generando diversas alternativas de principio de solución para posteriormente evaluarlas y elegir la más conveniente generalmente renegociando algún requerimiento [76]. De manera adicional en esta sección se plantea la metodología conceptual alrededor de la cual se llevará a cabo el diseño e implementación del aeronave.

En este sentido se emplea la metodología que se expone en la Figura 2.2. donde se indica que al emplear como punto de partida las características aerodinámicas del aeronave de fuselaje integrado y sus condiciones de operación. De esta forma se obtiene una primera evaluación aerodinámica que nos entrega datos concretos que nos permiten proceder a una evaluación del módulo de propulsión.

No obstante, para evaluar la configuración del UAV con propulsión distribuida se toma como referencia a la configuración base del mismo que solo cuenta con una sola propela

y un motor. El propósito de realizar esta diferenciación dentro de la metodología es el de realizar una evaluación teórica que permita comparar los dos rendimientos. Y de este modo a continuación seguir con la implementación del aeronave y con pruebas en tierra que finalmente entreguen datos experimentales.

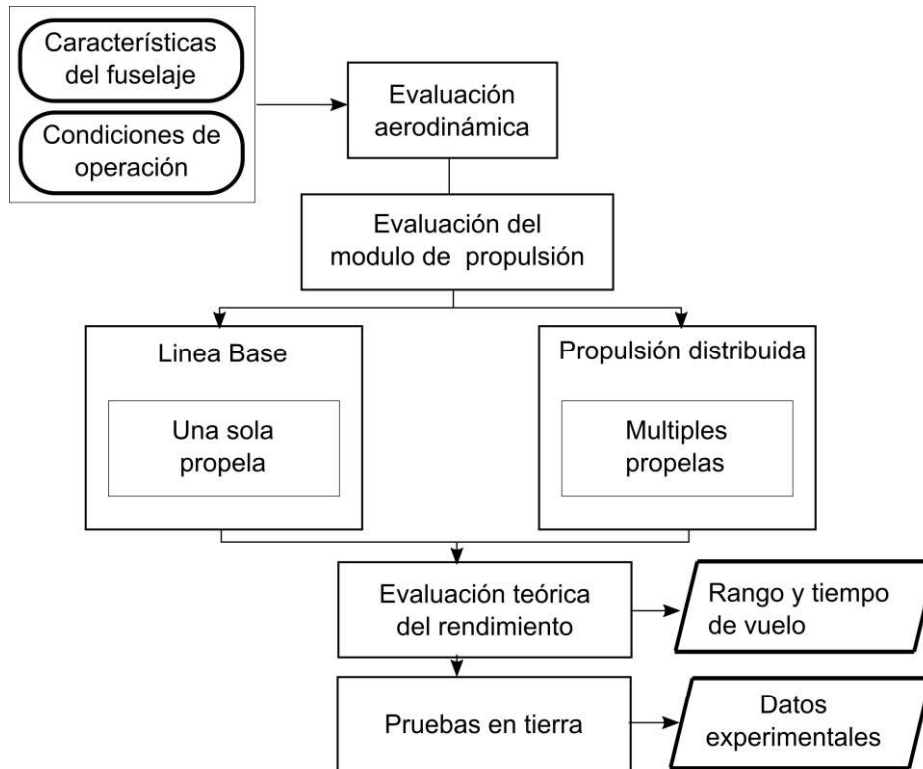


Figura 2.2 Metodología del dimensionamiento del módulo de propulsión.
(Fuente: Propia)

2.2.1. Estructura funcional del aeronave

La estructura funcional consiste en desarrollar las funciones que el aeronave de fuselaje integrado debería realizar para una misión específica. En función del grado de desarrollo de las funciones el análisis funcional puede llegar a dividirse en 3 niveles: nivel 0, nivel 1 y nivel 2.

Nivel 0: Dentro de este nivel se describe la misión principal que se realizará con el equipo que se diseña.

Nivel 1: Dentro del nivel 1 se realizará el primer desarrollo de la función global a partir de la cual se obtienen las subfunciones.

Nivel 2: Dentro del nivel 2 se convierten las subfunciones del nivel 1 en tareas sencillas que permitirán cumplir la misión principal del sistema.

2.2.2. Definición de los módulos del UAV

A partir de la estructura funcional se construye la estructura modular, donde las funciones son organizadas en múltiples bloques constructivos posibilitando la composición del sistema de propulsión convencional y distribuida. Las funciones podrán ser organizadas en múltiples módulos: módulo estructural, módulo de propulsión y módulo de control.

2.2.3. Buscar y evaluar principios de solución

Tomando como punto de partida la estructura modular del sistema de propulsión se buscan múltiples ideas con la capacidad de realizar las funciones preestablecidas. Después cada idea se evalúa mediante el método ordinal de criterios ponderados que tiene las siguientes fases:

1) Formulación de criterios de evaluación: fase en la cual se crean criterios cualitativos con la finalidad de evaluar objetivamente cada solución.

2) Evaluación específica de cada criterio: fase con asignación de criterios cuantitativos ponderados que comparando cada alternativa de solución con los siguientes valores:

1 Si el criterio de las filas es superior (o mejor; $>$) que el de las columnas.

0,5 Si el criterio de las filas es equivalente ($=$) al de las columnas.

0 Si el criterio de las filas es inferior (o peor; $<$) que el de las columnas.

3) Evaluación del peso específico de cada criterio en las soluciones: Se sigue el procedimiento anteriormente descrito considerando cual es el principio de solución que desempeña de mejor forma el criterio que se está en evaluación.

4) Evaluación final y selección de una solución de diseño: Después de sumar los valores asignados para cada criterio en la evaluación final de cada módulo se escoge el principio de solución que muestre la puntuación más alta, conectando al final las soluciones conseguidas a través de un diagrama morfológico.

2.3. Diseño de materialización

Iniciando con el modelo obtenido en la etapa de diseño conceptual la finalidad de la etapa de diseño de materialización es que el producto sea presentado por medio de un conjunto

organizado de piezas, componentes y uniones [76]. El resultado de esta etapa detalla claramente dimensiones y especificaciones de los componentes del sistema.

2.3.1. Requerimientos limitadores

Iniciando con las especificaciones técnicas que se desarrollan en la etapa de definición del UAV se obtienen los requerimientos limitadores que conforman el espacio de diseño para el sistema los cuales son:

RL1) Altura de operación [m]

RL2) Peso máximo al despegue [g]

RL3) Autonomía de vuelo [min]

2.3.2. Dimensionamiento del módulo de propulsión

El dimensionamiento del módulo de propulsión es el tema primordial de este trabajo y se basa en una metodología que se ha estado desarrollando en conjunto dentro del grupo de investigación ATA de la Escuela Politécnica Nacional. Esta metodología inicia con la publicación [77] que conforma un capítulo de un libro y se ha mejorado en la publicación [78]. Con el fin de realizar el dimensionamiento del módulo de propulsión es necesario detallar el proceso que lleva a cabo cada uno de sus procesos internos (módulos).

En cuanto al módulo de evaluación de propulsión este permite obtener características que definen tanto al UAV en sus configuraciones BL y eDP. El proceso de evaluación es llevado a cabo por el este módulo como se indica en la Figura 2.3 donde a partir del empuje requerido y velocidad de crucero que se obtienen del módulo de evaluación aerodinámica se procede con una evaluación de las características de propelas que se encuentran en la base de datos experimental del líder en la industria APC Propellers [79]; llegando a definir por completo las mismas. Posteriormente con los datos de la eficiencia y empuje de las propelas se dimensiona el motor eléctrico con una búsqueda entre los mejores proveedores.

Ya para finalizar conociendo los parámetros de funcionamiento del motor como su voltaje y corriente se determinan las especificaciones del controlador electrónico de velocidad "ESC". Finalmente, las especificaciones del ESC elegido dictaminan el número de celdas de las baterías con las que puede trabajar.

Evaluación del módulo de propulsión

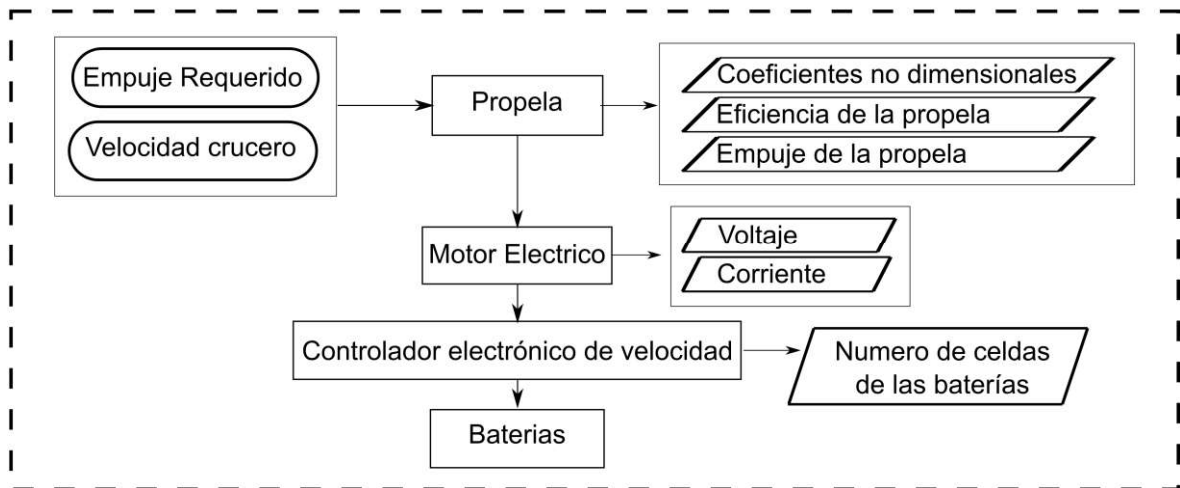


Figura 2.3 Proceso de evaluación del módulo de propulsión.
(Fuente: Propia)

Dentro del análisis de la metodología del dimensionamiento del módulo de propulsión hace falta detallar el módulo de evaluación aerodinámica y el de evaluación teórica del rendimiento. Estos módulos se fundamentan en un código creado en Python que es capaz de evaluar el sistema de propulsión y la estabilidad estática longitudinal del aeronave adaptando y refinando trabajos previos [16]–[18]. En este sentido el algoritmo que sigue el código se ilustra en la Figura 2.4.

Metodología del código de Potencia Requerida y Evaluación del desempeño - Python

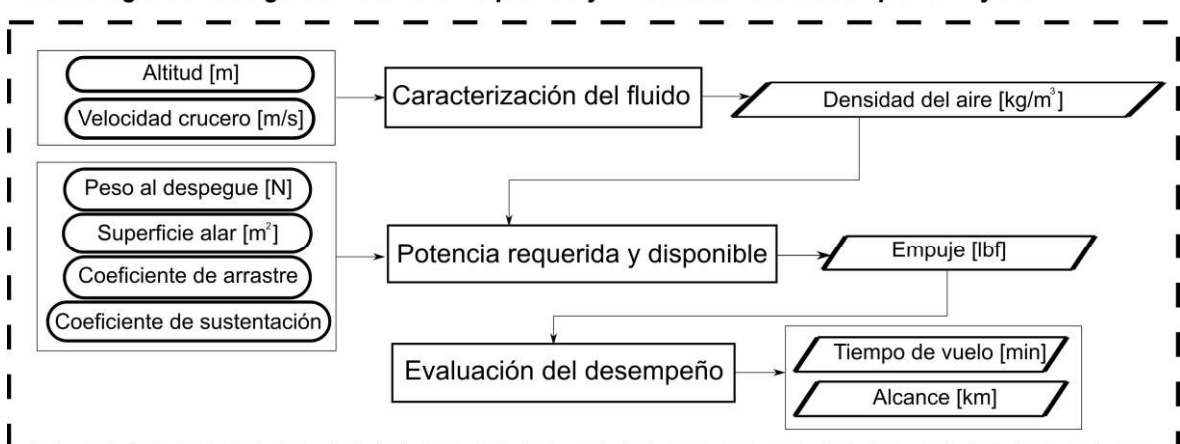


Figura 2.4 Algoritmo del código creado.
(Fuente: Propia)

El algoritmo tiene como datos iniciales las condiciones de operación y características aerodinámicas del fuselaje; caracterizando así el fluido para una misión específica permitiendo encontrar la potencia requerida y disponible tanto para la línea base como para la configuración con propulsión distribuida. De este modo es posible evaluar teóricamente el desempeño del UAV en sus dos configuraciones obteniendo datos teóricos del tiempo

de vuelo y del rango del UAV. Es necesario mencionar que todo el proceso que sigue el código se fundamenta en las ecuaciones que se presentan en secciones posteriores.

2.3.2.1 Condiciones de operación

La caracterización de las condiciones de operación del aeronave se dan con relación a los requerimientos del usuario y se realiza tomando en cuenta las características geográficas del lugar de operación y características técnicas del aeronave. Los parámetros de la velocidad crucero (V_c), el peso neto al despegue (W_{TO}) y el área de referencia del ala (S) se obtienen a partir de los datos del fabricante del fuselaje. La Tabla 2.4 resume las condiciones de operación establecidas para el presente trabajo.

Tabla 2.4. Condiciones de operación

	Parámetro	Valor de análisis
Requerimientos de diseño conceptual	Velocidad crucero (V_c)	20 [m/s]
Datos del aeronave	Área superficial del ala (S)	0.8 [m ²]
	Peso neto al despegue (W_{TO})	3500 [N]
	Coeficiente de arrastre	0.0187
	Coeficiente de sustentación	0.0545

(Fuente: Propia)

De manera conjunta dentro de las condiciones de operación se toman en cuenta los coeficientes de sustentación (C_L), arrastre (C_D) que se han obtenido en trabajos previos [18], [80], [81] donde se simula el desempeño de la aeronave en el estado de vuelo crucero tomando en consideración que en este estado la fuerza de empuje (T) es igual a la fuerza de arrastre (D) ecuación (2.1) y la fuerza de sustentación (L) es igual al peso de la aeronave (W) ecuación (2.2) .

$$L = W \quad (2.1)$$

$$T = D \quad (2.2)$$

2.3.2.2 Caracterización del fluido

Con el fin de adaptar y refinar el código para esta aplicación, el cálculo de la caracterización del fluido incluye un rango de alturas que abarcan a todos los cultivos representativos del ecuador. El incremento de la altura de operación del aeronave resulta en una disminución

de la densidad del aire afectando la cantidad de empuje generado por cada propulsor. Por lo que para llevar a cabo esta evaluación se utiliza la ecuación (2.3) del modelo de Atmósfera Internacional Estándar (ISA) donde ρ es la densidad del aire a la altura de operación, ρ_o es la densidad del aire a nivel del mar y h es la altura de operación.

$$\rho = \rho_o \cdot \left(1 - 0,0065 \frac{h}{288,15}\right)^{5,2561-1} \quad (2.3)$$

2.3.2.3 Potencia requerida y disponible

La potencia requerida (P_R) representa la potencia requerida para realizar un vuelo en condición crucero y es calculada con la ecuación (2.4) [67], [82] donde ρ_{alt} es la densidad del aire a la altitud deseada, S es el área superficial del ala, W_{TO} es el peso neto al despegue, C_D y C_L son los coeficientes de arrastre y sustentación.

Cabe recalcar que el W_{TO} y la superficie del ala son definidas previamente y los coeficientes de arrastre y sustentación se obtienen de la sección 2.3.2.1. Sin embargo, la potencia disponible (P_A) deberá ser mayor que la potencia requerida (P_R) para tomar en consideración condiciones de vuelo más demandantes que la fase de vuelo crucero como la fase de despegue. Esta mayor potencia disponible se relaciona con el ritmo de ascenso (R_C) como se muestra en la ecuación (2.5).

$$P_R = \sqrt{\frac{2}{\rho_{alt} \cdot S}} (W_{TO}^{3/2}) \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}}\right) \quad (2.4)$$

$$P_A = P_R + R_C \times W_{TO} \quad (2.5)$$

La potencia disponible (P_A) que depende de la propela, el motor y las características de la batería tiene un valor mayor que la (P_R) lo que garantiza que la aeronave alcanzara la altitud absoluta de techo con el ritmo de ascenso deseado (R_C). Es necesario notar que la potencia requerida (P_R) será menor en la fase de vuelo crucero puesto que el aeronave no está ascendiendo por lo que la potencia adicional es de cero. Adicionalmente cabe recalcar que la batería deberá proveer una potencia mayor que la potencia disponible teniendo así en consideración las pérdidas de energía como se muestra en la ecuación (2.6), donde η_{prop} es la eficiencia de la propela, η_e es la eficiencia del sistema de propulsión y P_{bat} es la potencia entregada por la batería.

$$P_A = \eta_{prop} \eta_e P_{bat} \quad (2.6)$$

2.3.2.4 Empuje requerido

El empuje requerido se obtiene dividiendo la potencia requerida (P_R) para el valor deseado de velocidad de vuelo crucero como se indica en la ecuación (2.7). Es necesario mencionar que cuando el sistema de propulsión posee más de un propulsor como en el caso de propulsión distribuida el empuje ($T_{req,d}$) se determina como una división entre el empuje y la velocidad de vuelo en crucero y el número de propelas instaladas (np).

$$T_{req} = P_R / V \quad (2.7)$$

$$T_{req,d} = P_R / (V \cdot np) \quad (2.8)$$

2.3.3. Selección de las propelas

Las propelas adecuadas son seleccionadas como se indica esquemáticamente en la Figura 2.5. tomando en cuenta la velocidad del UAV en crucero (V), el diámetro de la propela (D) y su velocidad rotacional (n). Se tomó especial atención para garantizar que las propelas consideradas se acoplen dentro del espacio disponible y al mismo tiempo generen el empuje requerido con una condición de arrastre mínimo y máxima eficiencia. Por consiguiente, para cada configuración de propulsión tanto para la BL como para la eDP; una gran cantidad de datos como, la eficiencia, torque y empuje generado se extrajeron de una base de datos experimental en las condiciones de operación deseadas [79].

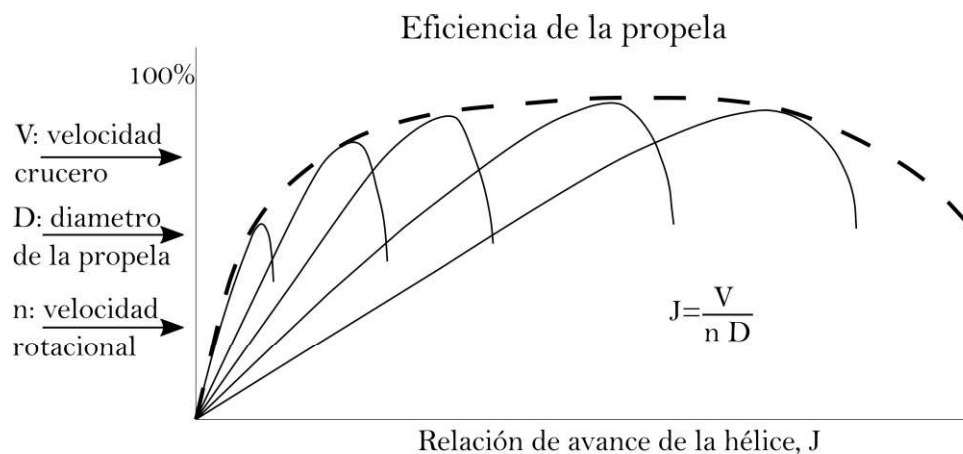


Figura 2.5. Selección de las propelas.
(Fuente: Propia)

Cabe notar que un gran número de relaciones se observan en la base de datos donde además se puede observar que ante una reducción del tamaño de la propela, la velocidad de rotación deberá incrementarse para entregar un mismo empuje requerido. También se

observa el caso de la reducción de la eficiencia de la propela para un menor diámetro. Requiriendo así en consecuencia se una mayor potencia por parte del sistema de baterías instalado.

2.3.4. Selección del motor

La selección de motores tanto para la línea base como para el sistema de propulsión distribuida se basa en una búsqueda en múltiples catálogos de fabricantes. Los parámetros claves para la realizar el emparejamiento entre motores y propelas fueron el número de revoluciones por minuto (RPM), la potencia del eje y la constante de voltaje. La constante de voltaje se correlaciona con las revoluciones por minuto y el voltaje de la batería. Adicionalmente una vez que se determina el set de motor y propela se realiza una verificación con los valores recomendados por los fabricantes.

2.3.5. Baterías y control electrónico de velocidad

La selección del control electrónico de velocidad inicia a partir de las características del motor donde el fabricante establece las especificaciones que deberá tener el controlador electrónico de velocidad (ESC). En consecuencia, las baterías se dimensionan de acuerdo con el número de celdas de las baterías que el ESC admite, del espacio disponible en el aeronave y del perfil de la misión que se requiere realizar.

2.4. Rango y Autonomía

Para el estudio del rango y autonomía del aeronave se realiza una evaluación con el método descrito en [83] por lo que el rango (R) se determina con la ecuación (2.9), donde (E) es la energía específica, (η_{total}) es la eficiencia total del sistema, ($m_{battery}$) la masa de la batería, (g) es la gravedad, (L) es la fuerza de sustentación, (D) es la fuerza de arrastre y (m) es la masa total del aeronave.

$$R = E \cdot \eta_{total} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{m_{battery}}{m} \quad (2.9)$$

Cave recalcar que la capacidad de energía específica varía para cada configuración dependiendo de las fuentes de energía, siendo la misma en este caso para la línea base y la configuración de configuración distribuida pudiendo aumentar en el caso de agregar paneles solares. Finalmente, con los resultados del alcance expresados en metros, se

procede a estimar la autonomía del avión (E) en minutos dividiendo el alcance entre la velocidad de crucero (V_{crucero}) como se muestra en la ecuación (2.10).

$$E = \frac{R}{V_{\text{crucero}}} \quad (2.10)$$

2.4.1. Peso de sistemas del UAV

El peso del sistema de propulsión se evalúa de manera manual con una balanza tomando en consideración cada componente interno del UAV y realizando un análisis considerando los siguientes grupos de pesos:

Sistema de propulsión: constando de los acoples del motor; de un motor en el caso de propulsión en la configuración de línea base y de dos motores o más en la configuración de propulsión distribuida, analizando la reducción o incremento de peso.

Sistema estructural: integra el peso del fuselaje, los soportes internos, las alas y superficies de control ensambladas considerando los servomotores y su cableado eléctrico.

Fuentes de energía: donde se consideran las baterías, además considerando los controladores electrónicos de velocidad y el cableado.

Acoples y conexiones adicionales: considerando los acoples adicionales que se requieran para el sistema de propulsión distribuida tomando en cuenta que en la configuración de línea base no se requieren de acoples adicionales.

2.5. Análisis de estabilidad

El análisis de estabilidad se realiza en el código de Python tomando en cuenta el peso individual de cada elemento y su ubicación espacial en el aeronave, todo el análisis se realiza con relación del centro de gravedad indicado por el fabricante, realizando un estudio del momento generado por cada elemento del sistema en la dirección axial, teniendo en cuenta que el momento total se dirija en la dirección del vuelo para así lograr una configuración estable como se investigó en el marco teórico.

Es necesario mencionar que el código realiza el producto de la sumatoria de todos los momentos a partir de inicio del fuselaje. A continuación, realiza el cociente del producto obtenido con la sumatoria de pesos. Obteniendo de esta manera el centro de gravedad (X_{cg}). Finalmente se calcula el margen estático teniendo en cuenta los valores de la

ubicación del punto neutro (X_{np}) y de la cuerda principal del perfil (cm) tomados de trabajos previos [18], [19].

$$SM = \frac{X_{np} - X_{cg}}{cm} \quad (2.11)$$

2.6. Dimensionamiento del módulo estructural

La metodología para el dimensionamiento del módulo estructural inicia con la selección del material que comprende el sistema estructural del sistema de propulsión distribuida, con el material elegido se procede con el diseño y dimensionamiento de componentes que finalmente mostrará en planos adjuntos.

2.6.1. Selección de materiales

La selección de materiales para el diseño y construcción de los elementos estructurales del UAV se realiza a mediante un método de puntuación sencillo que tiene en consideración cuatro características importantes del material que son: módulo de elasticidad, densidad, disponibilidad y por último la facilidad y rapidez de maquinado. A continuación, se describen estos aspectos.

Módulo de elasticidad: Es de importancia puesto que de esta característica depende la resistencia de los materiales.

Densidad: Se considera pues esta característica del material influye directamente el peso de la estructura de la aeronave.

Disponibilidad: Es un requisito importante ya que los materiales deben ser fáciles de conseguir en el mercado nacional.

Facilidad y rapidez de maquinado: Se considera importante para la construcción de repuestos y la posibilidad de misiones de inspección frecuentes.

Para la puntuación se sigue la siguiente convención:

0 Si la característica se considera baja o mala

1 Si la característica se considera aceptable

2 Si la característica se considera buena o alta

2.6.2. Diseño de los componentes del UAV

El diseño de los componentes estructurales para el sistema de propulsión distribuida del UAV se llevará a cabo considerando los criterios de la mecánica de materiales y considerando la teoría de falla de la energía de distorsión. En este sentido, se realizará un análisis estático para dimensionar los componentes que tengan como propósito la distribución empuje y sujeción del fuselaje.

2.7. Diseño de detalle

Esta etapa de diseño tiene como objetivo generar información detallada de los componentes finales del diseño. De esta manera se presentarán los planos de cada elemento dimensionado tanto para distribución de empuje y sujeción. En este sentido se realizarán los planos mencionados siguiendo las indicaciones propuestas en la norma de dibujo técnico/ mecánico CPE INEN 003 y se tomará como punto de partida los resultados de los cálculos realizados en las secciones anteriores. El plano de conjunto y los planos de taller obtenidos se presentan en el ANEXO X al final del presente trabajo.

2.8. Construcción y ensamblaje del UAV

Esta sección se lleva a cabo tomando en cuenta las consideraciones del estado de la investigación realizada previamente. De esta manera se presentan tres fases del proceso de construcción para concretar el ensamblaje del UAV en el ANEXO IX. La primera fase consiste en el ensamblaje de las partes fijas, la segunda parte en la construcción y ensamblaje de partes móviles y la tercera fase se dedica al montaje de los componentes electrónicos. Finalmente, los resultados obtenidos de esta etapa de diseño son el UAV ensamblado que permite realizar pruebas en tierra y obtener resultados experimentales.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En este capítulo se presentan los resultados obtenidos de los procesos establecidos en la metodología. Determinando el efecto de los cambios de las condiciones de operación en el sistema de propulsión del UAV.

3.1. Desarrollo de la casa de la calidad

La metodología del diseño concurrente analizando la voz del usuario convierte sus requerimientos en especificaciones técnicas que se presentan en la Figura 3.1.

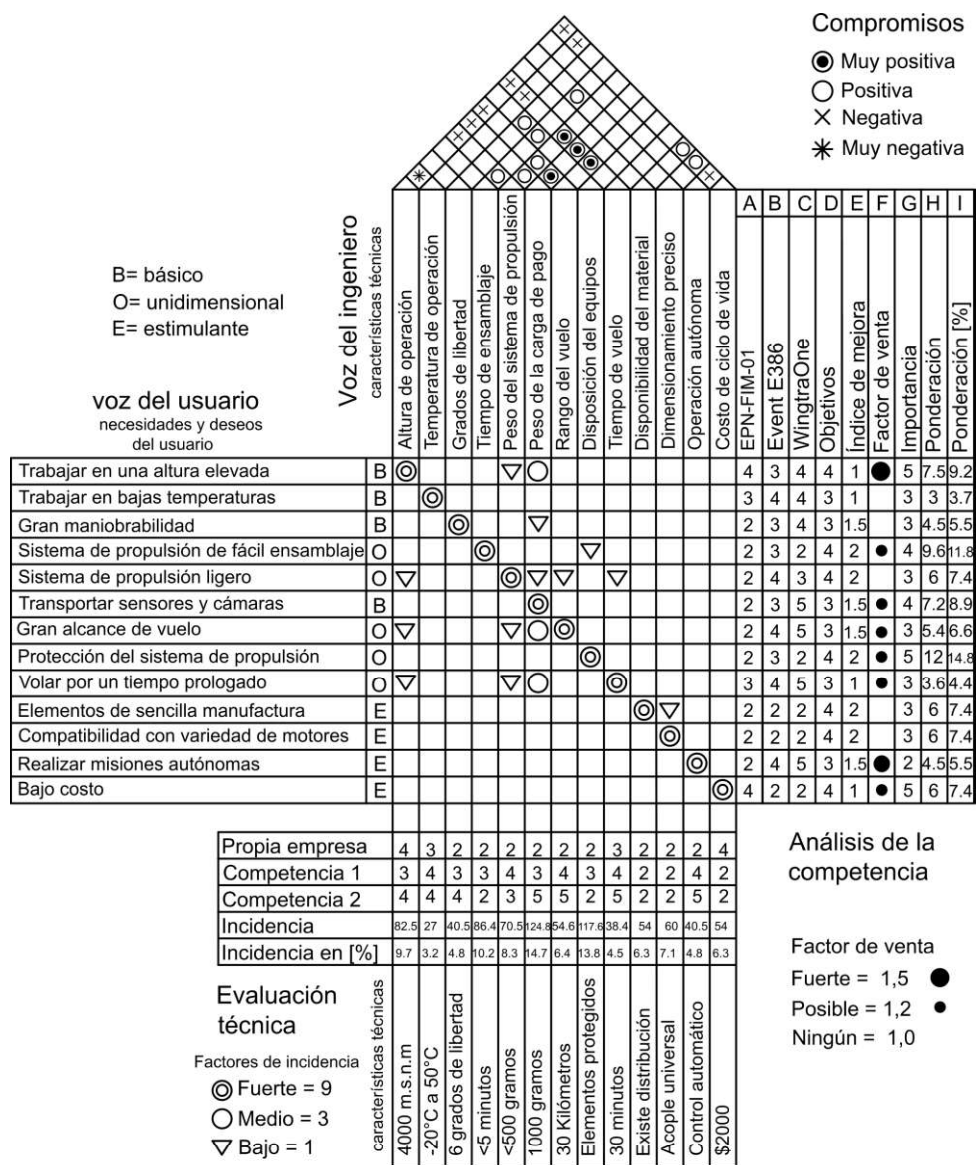


Figura 3.1. Casa de la calidad

(Fuente: Propia)

3.1.1. Resultados de la casa de la calidad

El análisis de la casa de la calidad muestra que los requerimientos del usuario que concentran el 45% de las mejoras propuestas son cuatro y en orden de importancia son:

- Protección al Sistema de propulsión. (14.8%)
- Sistema de propulsión de fácil ensamblaje. (11.8%)
- Trabajar en una altura elevada. (9.2%)
- Transportar sensores y cámaras. (8.9%)

Las cuatro características técnicas que abarcan alrededor de la mitad de la incidencia con un 48% en la satisfacción de la voz del usuario son:

- Peso de la carga de pago.
- Disposición de equipos.
- El tiempo de ensamblaje.
- Altura de operación.

La disposición que tienen los equipos en el UAV les brinda protección puesto que el 70% de los daños y problemas en UAVs se da durante la fase de aterrizaje [73] y se ha podido evidenciar por parte del Grupo de investigación ATA durante la operación del dron Event E 386 que presentó daños y roturas en su sistema de propulsión durante el aterrizaje. Razón por la cual se estudiará la mejor disposición de equipos en el fuselaje con el fin de protegerlos durante la fase de aterrizaje.

De manera adicional durante el proceso de diseño se dará una prioridad al peso de la carga de pago el cual cuando se encuentra dentro del rango del peso máximo al despegue del aeronave influye de manera muy positiva en la altura de operación, en el tiempo y en el rango de vuelo.

Por otro lado, es importante conocer todas las características técnicas que tienen una relación negativa y muy negativa con la altura de operación para así poder tomarlas en consideración durante el diseño del sistema de propulsión. Se determina importante el poder llegar a realizar vuelos sobre los 4000 metros de altura que englobando así a los cultivos más representativos de la región andina y priorizando el límite asignado para el costo del UAV.

3.1.2. Especificaciones para el UAV

En la Tabla 3.1 se exponen las especificaciones técnicas que se formaron en base a los resultados de la casa de la calidad. Conforme se indica, las especificaciones técnicas están agrupadas por conceptos y fechas que permiten localizarlas de manera más ágil. En este sentido se adjunta una descripción en la que se expone en que consiste cada especificación desde el punto de vista de los requerimientos del usuario.

Tabla 3.1 Especificaciones técnicas

<i>Empresa cliente:</i>	<i>Aeronave no tripulada con</i>	<i>Fecha inicial: 10/01/2019</i>		
<i>Particular</i>	<i>sistema de propulsión</i>			
<i>Diseñado por:</i>	<i>distribuida utilizada en</i>	<i>Página 1/1</i>		
<i>Miguel Angel Oña</i>	<i>agricultura de precisión</i>			
Especificaciones				
Concepto	Fecha	Propone	R/D	Descripción
Función	14/01/2019	C	R/D	Inspección y monitoreo de cultivos
Dimensiones	14/01/2019	C+I	R	Envergadura del ala 2120 mm
			R	Largo del fuselaje 790 mm
			R	Peso máximo al despegue 3500 g
Movimientos	14/01/2019	C+I	R	3 desplazamientos (x,y,z) y 3 rotaciones (φ, ϕ, ψ) Velocidad: 20 m/s
Altura	14/01/2019	C	D	Altura de operación de 4200 m
Temperatura	14/01/2019	C	R	Rango de temperatura de -10°C a 40°C
Materiales	14/01/2019	C	D	Con disponibilidad en el mercado nacional
Control	14/01/2019	C+I	R	Controlador con GPS, Acelerómetro, Giroscopio
Sensores	14/01/2019	C+I	R	Cámara Go Pro
Costo	14/01/2019	C	D	Presupuesto máximo \$2000
Vida útil	14/01/2019	C+I	D	En operación 3 años

(Fuente: Propia)

C= Cliente: I= Ingeniería

R= Requerimiento, MR= Modificar Requerimientos, NR= Nuevo Requerimiento, D=Deseo

3.2. Diseño Conceptual

Como resultados del diseño conceptual en esta sección se parte de un análisis funcional que deberá cumplir el UAV. A continuación, se completa el análisis con el desarrollo de niveles de la estructura funcional finalizando con la definición de los módulos que llevaran a cabo la función principal del aeronave.

3.2.1. Análisis funcional

En el nivel 0 se presenta la función que se pretende realizar con el equipo que se diseña en este trabajo. De este modo se indican los flujos de entrada y de salida como se indica en la Figura 3.2.

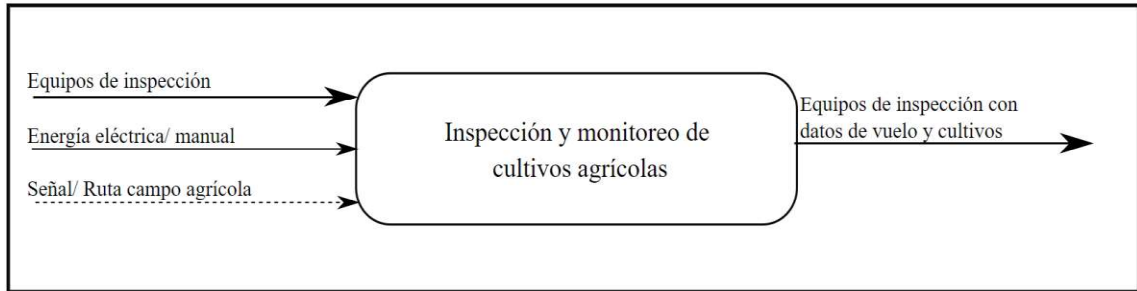


Figura 3.2. Nivel cero de la estructura funcional

(Fuente: Propia)

Como consecuencia en el nivel 1 se realiza una primera abstracción de la función global obteniendo como resultado cinco subfunciones esenciales que en conjunto cumplen la función global del nivel 0 como se indica en la Figura 3.3. En este sentido las cinco nuevas funciones generadas aun no son tareas simples de realizar por lo que se considera necesario crear un segundo nivel de la estructura funcional.

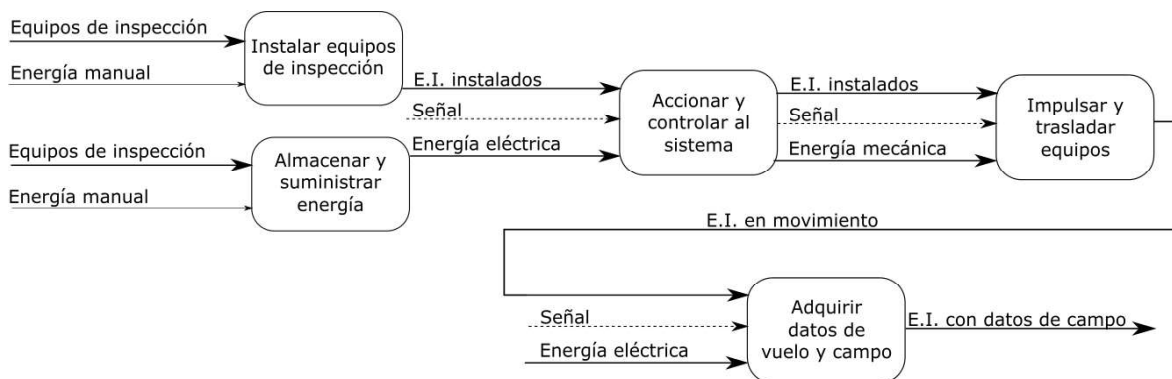


Figura 3.3. Nivel 1 de la estructura funcional

(Fuente: Propia)

En el nivel 2 de la estructura funcional que se indica en la Figura 3.4 se presenta la abstracción de las subfunciones del Nivel 1. De esta manera se llega a encontrar 16

funciones simples que conforman la estructura modular completa para cumplir todas las funciones del UAV.

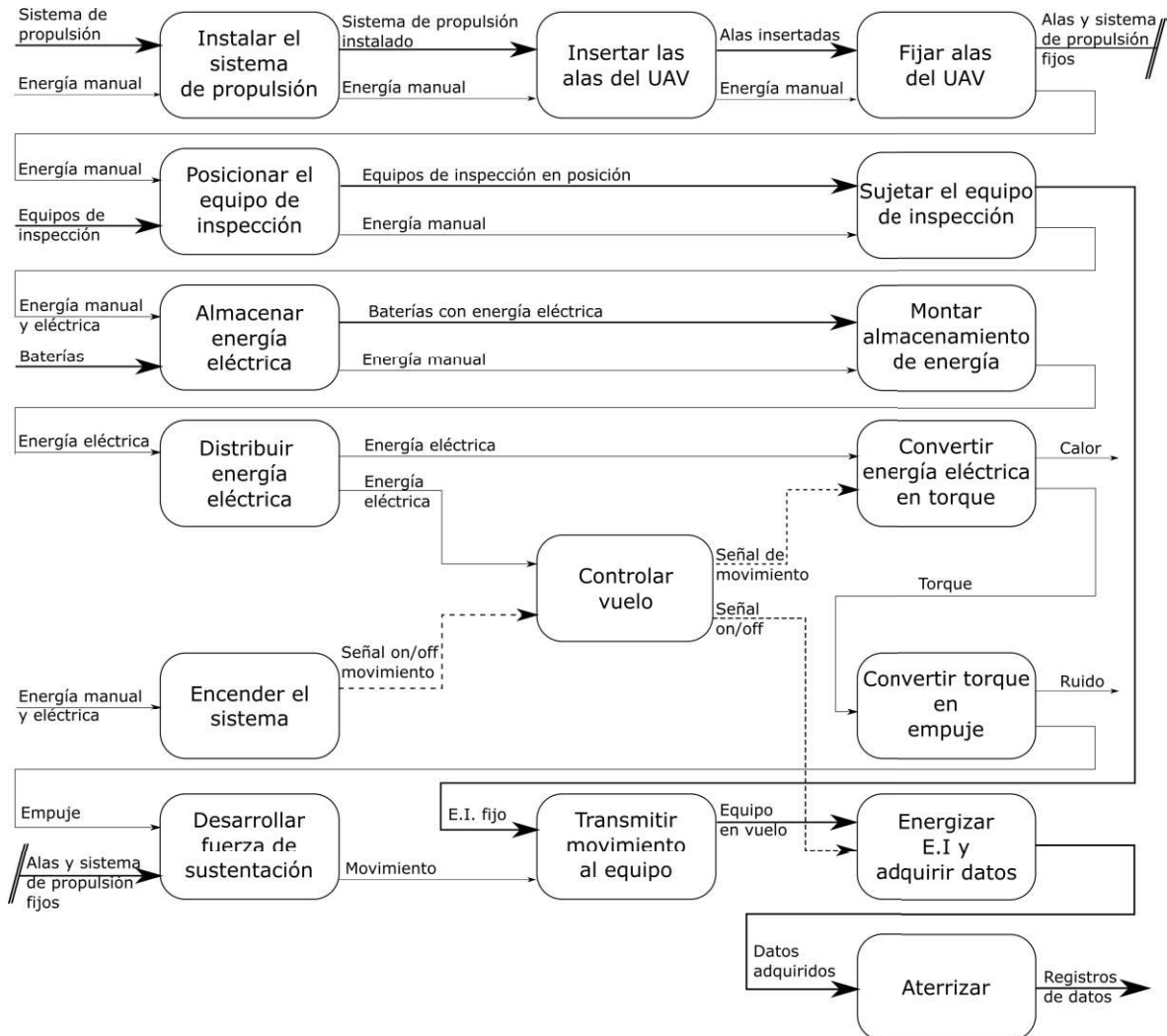


Figura 3.4. Nivel 2 de la estructura funcional.

(Fuente: Propia)

3.2.2. Definición de los módulos

Como consecuencia de la estructura funcional se establece la estructura modular en la cual las funciones son agrupadas en bloques constructivos que delimitan los módulos que integraran el UAV organizando las funciones en tres módulos como se indica en la Figura 3.5 y que corresponden a los módulos: de control, de propulsión y estructural.

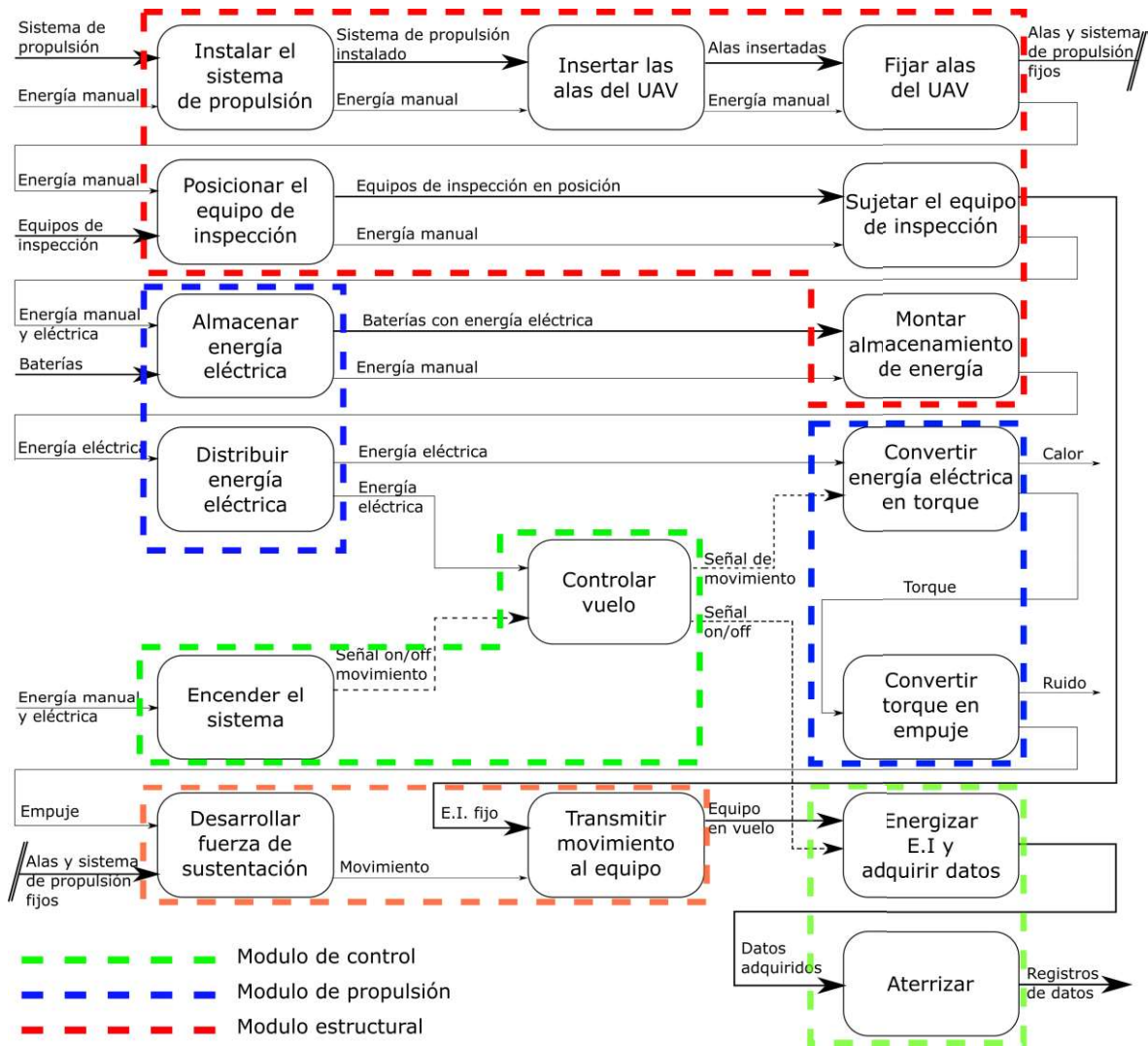


Figura 3.5. Estructura Modular

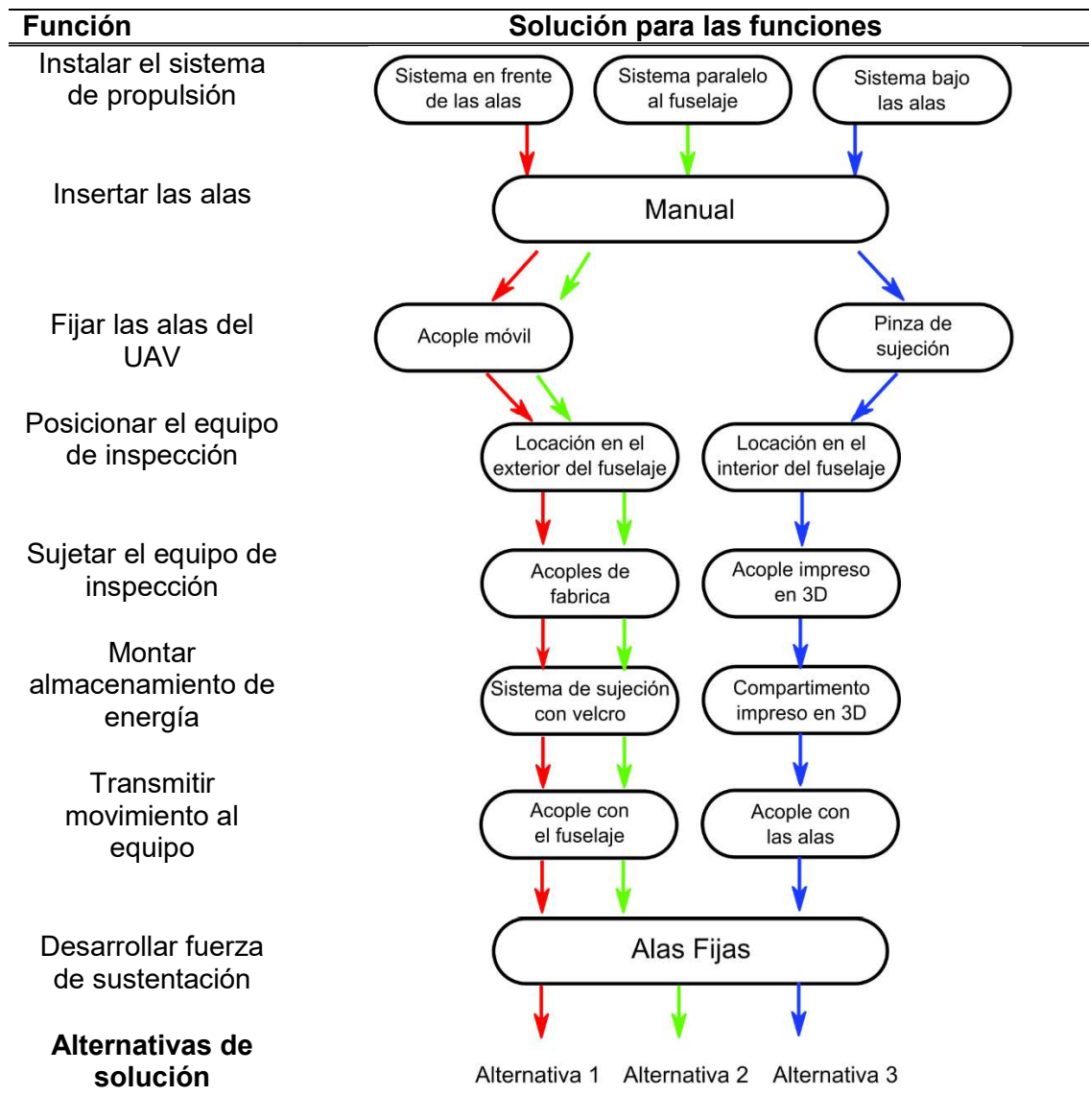
(Fuente: Propia)

3.2.3. Principios de solución para el módulo estructural

El principio de solución del módulo estructural evalúa tres alternativas de diseño mediante el uso del método ordinal de criterios ponderados corregidos. Esta evaluación se realiza dentro de la metodología del diseño concurrente.

En esta sección se desarrolla el método aplicado al módulo estructural para el sistema de propulsión del UAV. Las soluciones detalladas se incluyen en el ANEXO V mientras que la Tabla 3.2. muestra las alterativas que se plantean alrededor de las soluciones propuestas.

Tabla 3.2. Alternativas de solución para el modulo estructural.



(Fuente: Propia)

A continuación, se formulan criterios que permitan evaluar las alternativas de solución del módulo estructural por lo que se formulan los siguientes criterios. Peso ligero, ya que el modulo estructural debe colaborar para que la carga de pago sea máxima dentro del peso máximo al despegue del UAV. Se establece la manufactura rápida como un criterio, puesto que el UAV debe tener una alta disponibilidad para realizar misiones de manera continua. Además, se indica al precio como un criterio importante pues este deberá ser conveniente, estar dentro del presupuesto del usuario. El ensamblaje sencillo es un criterio, ya que el ensamblaje del UAV en la zona de inspección deberá ser ágil en favor de realizar misiones completas y efectivas. Finalmente se tiene el criterio seguridad, ya que el modulo

estructural deberá ser capaz de brindar protección al sistema de propulsión e inspección localizándolos e instalándolos de forma segura.

Después de establecer los criterios de evaluación se prosigue con el procedimiento del diseño concurrente y se procede a evaluar cada uno de los criterios formulados previamente con la metodología de los criterios ponderados corregidos que se muestra en la Tabla 3.3. A partir del análisis podemos establecer que un peso ligero y la seguridad son los criterios más importantes de evaluación.

Tabla 3.3. Evaluación del peso específico de cada criterio

Peso ligero= Seguridad > Manufactura Rápida >Ensamblaje Sencillo >Precio							
CRITERIO	Peso	Manufactura Rápida	Precio	Ensamblaje Sencillo	Seguridad	Suma +1	Ponderado
Peso ligero		1	1	1	0.5	4.50	0.30
Manufactura Rápida	0		1	0.5	0	2.50	0.17
Precio	0	0		0.5	0	1.50	0.10
Ensamblaje Sencillo	0	0.5	0.5		0	2.00	0.13
Seguridad	0.5	1	1	1		4.50	0.30
Total						15	1

(Fuente: Propia)

Una vez entendemos el peso específico de cada criterio propuesto, procedemos a evaluar la alternativa propuesta que los cumple en mayor medida. En esta medida continuamos como en la sección anterior obteniendo los resultados que se muestran en la Tabla 3.4., Tabla 3.5., Tabla 3.6., Tabla 3.7., Tabla 3.8. Donde se evalúa cada alternativa conforme cada criterio iniciado con una evaluación de cada alternativa evaluación el criterio peso ligero como se indica a continuación.

Tabla 3.4. Evaluación del peso específico del criterio "Peso ligero"

Alternativa 2 > Alternativa 1 = Alternativa 3					
PESO LIGERO	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0	0.5	1.50	0.25
Alternativa 2	1		1	3.00	0.50
Alternativa 3	0.5	0		1.50	0.25
Total				6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.5. Evaluación del peso específico del criterio “Manufactura Rápida”

Alternativa 2 > Alternativa 1 > Alternativa 3					
RÁPIDA MANUFACTURA	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0	1	2	0.33
Alternativa 2	1		1	3	0.50
Alternativa 3	0	0		1	0.17
Total				6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.6. Evaluación del peso específico del criterio “Precio”

Alternativa 1 = Alternativa 2 > Alternativa 3					
PRECIO	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0.5	1	2.50	0.42
Alternativa 2	0.5		1	2.50	0.42
Alternativa 3	0	0		1.00	0.17
TOTAL				6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.7. Evaluación del peso específico del criterio “Ensamblaje sencillo”

Alternativa 2 > Alternativa 1 > Alternativa 3					
ENSAMBLAJE SENCILLO	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0	1	2	0.33
Alternativa 2	1		1	3	0.50
Alternativa 3	0	0		1	0.17
TOTAL				6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.8. Evaluación del peso específico del criterio “Seguridad”

Alternativa 1 = Alternativa 2 > Alternativa 3					
SEGURIDAD	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0.5	1	2.50	0.42
Alternativa 2	0.5		1	2.50	0.42
Alternativa 3	0	0		1.00	0.17
TOTAL				6	1.00

(Fuente: Propia)

Finalmente se realiza la evaluación conclusiva a partir de la información obtenida en las tablas anteriores como se muestra en la Tabla 3.9., donde el valor para cada criterio por columna se obtiene el producto del ponderado de cada alternativa por el ponderado de su respectivo criterio.

Finalmente se obtiene una sumatoria de los valores de cada alternativa para asignar al valor más alto la primera prioridad. Esto indica que la alternativa ganadora la cual tendrá la principal prioridad en cuanto al diseño corresponde a la Alternativa 2.

Tabla 3.9. Evaluación de conclusiones del método ordinal de criterios ponderados

Conclusiones	Peso	Manufactura Rápida	Precio	Ensamblaje Sencillo	Seguridad	Σ	Prioridad
Alternativa 1	0.075	0.056	0.042	0.044	0.125	0.342	2
Alternativa 2	0.150	0.083	0.042	0.067	0.125	0.467	1
Alternativa 3	0.075	0.028	0.017	0.022	0.050	0.192	3

(Fuente: Propia)

La solución para el modulo estructural se obtiene a partir de la Alternativa 2 que se se ve representada de forma conceptual en la Figura 3.6 de esta manera se obtiene el modelo conceptual de la arquitectura de propulsión del aeronave y de la implementación del UAV.



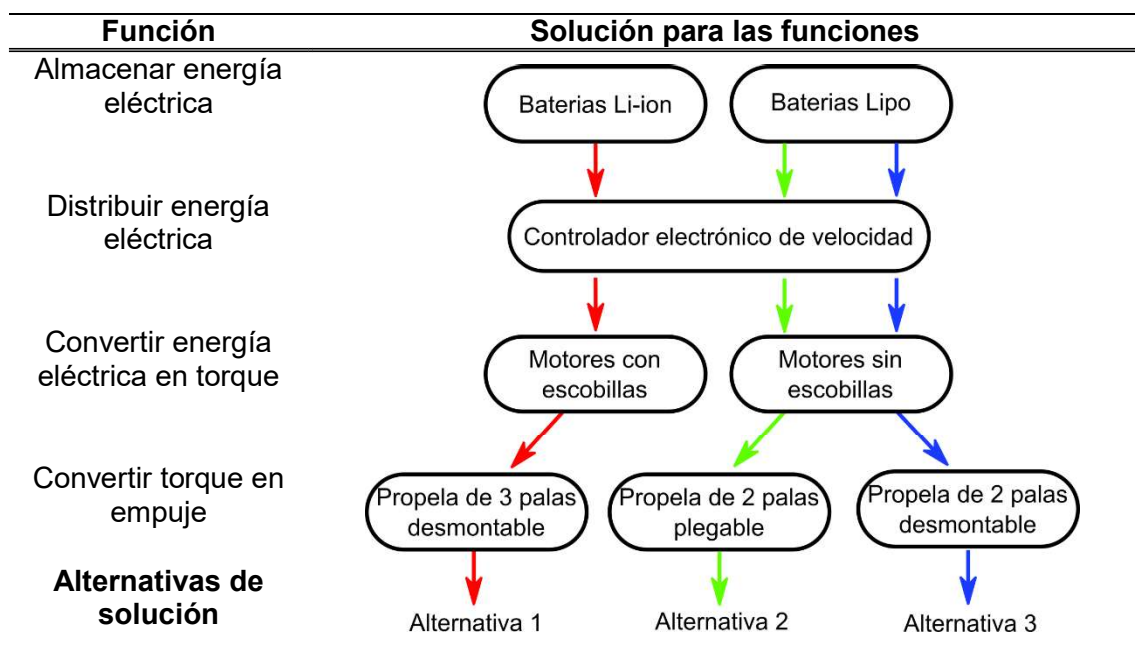
Figura 3.6. Alternativa 2 para el modulo estructural

(Fuente: Propia)

3.2.4. Principios de solución para el módulo de propulsión

El principio de solución del módulo de propulsión evalúa tres alternativas propuestas de diseño mediante el uso del método ordinal de criterios ponderados corregidos que sigue la metodología del diseño concurrente. En esta sección se desarrolla el método aplicado al módulo de propulsión del UAV. Las soluciones detalladas se incluyen en el ANEXO VI mientras que la Tabla 3.10. muestra las alternativas que se plantean alrededor de las soluciones propuestas.

Tabla 3.10. Alternativas de solución para el módulo de propulsión.



(Fuente: Propia)

A continuación, se establecen los criterios de evaluación para el módulo de propulsión. Entre estos criterios se tiene un Peso ligero, pues el módulo de propulsión debe aportar con un bajo peso para que la carga de pago sea máxima dentro del peso máximo al despegue del UAV. En este sentido también deberá ser ligero para conseguir una estabilidad estática longitudinal.

También se tiene el criterio de Operación prolongada, puesto que el UAV debe estar en capacidad de realizar misiones de manera ininterrumpida por un tiempo prolongado. Además, se establece el precio como un criterio que deberá ser conveniente, estar dentro del presupuesto del usuario. También se tiene el criterio Eficiencia, ya que es favorable que la mayor parte de la energía eléctrica almacenada sea convertida en torque.

Finalmente se tiene el criterio Fiabilidad, ya que de ninguna manera un componente podrá fallar durante el vuelo del UAV.

Después de establecer los criterios de evaluación se prosigue con el procedimiento del diseño concurrente y se procede a evaluar cada uno de los criterios formulados previamente con la metodología de los criterios ponderados corregidos que se muestra en la Tabla 3.11.

Tabla 3.11. Evaluación del peso específico de cada criterio

Fiabilidad > Peso Ligero > Eficiencia > Operación prolongada > Precio							
CRITERIO	Ligero Peso	Operación Prolongada	Precio	Eficiencia	Fiabilidad	Suma +1	Ponderado
Peso Ligero		0.5	1	0.5	0.5	3.50	0.23
Operación Prolongada	0.5		0.5	0.5	0	2.50	0.17
Precio	0	0.5		0.5	0	2.00	0.13
Eficiencia	0.5	0.5	0.5		0.5	3.00	0.20
Fiabilidad	0.5	1	1	0.5		4.00	0.27
TOTAL						15	1

(Fuente: Propia)

Tras analizar los criterios se tiene que la fiabilidad será el aspecto más importante que rijal al módulo de propulsión. También es importante que se tenga un peso ligero junto con una gran eficiencia sin que el precio del sistema de propulsión sea un limitante.

Una vez entendemos el peso específico de cada criterio propuesto, procedemos a evaluar la alternativa propuesta que los cumple en mayor medida. En este aspecto continuamos como en la sección anterior obteniendo los resultados que se muestran en la Tabla 3.12., Tabla 3.13., Tabla 3.14., Tabla 3.15., Tabla 3.16. Donde se evalúa cada alternativa con respecto a cada criterio propuesto.

Tabla 3.12. Evaluación del peso específico del criterio "Peso Ligero"

Alternativa 3 > Alternativa 2 = Alternativa 1					
PESO LIGERO	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0.5	0	1.50	0.25
Alternativa 2	0.5		0	1.50	0.25
Alternativa 3	1	1		3.00	0.50
TOTAL				6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.13. Evaluación del peso específico del criterio "Operación Prolongada"

Alternativa 1 = Alternativa 2 = Alternativa 3					
OPERACIÓN PROLONGADA	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0.5	0.5	2	0.33
Alternativa 2	0.5		0.5	2	0.33
Alternativa 3	0.5	0.5		2	0.33
TOTAL				6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.14. Evaluación del peso específico del criterio "Precio"

Alternativa 3 = Alternativa 2 > Alternativa 1					
PRECIO	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0	0	1.00	0.17
Alternativa 2	1		0.5	2.50	0.42
Alternativa 3	1	0.5		2.50	0.42
TOTAL				6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.15. Evaluación del peso específico del criterio "Eficiencia"

Alternativa 3 > Alternativa 1 > Alternativa 2					
EFICIENCIA	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		1	0	2	0.33
Alternativa 2	0		0	1	0.17
Alternativa 3	1	1		3	0.50
TOTAL				6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.16. Evaluación del peso específico del criterio "Fiabilidad"

Alternativa 3 > Alternativa 1 > Alternativa 2					
FIABILIDAD	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0	0	1.00	0.17
Alternativa 2	1		0.5	2.50	0.42
Alternativa 3	1	0.5		2.50	0.42
TOTAL				6	1.00

(Fuente: Propia)

Finalmente se realiza la evaluación conclusiva a partir de la información obtenida en las tablas anteriores como se muestra en la Tabla 3.17, donde el valor de las columnas de criterios se obtiene el producto del ponderado de cada alternativa por el ponderado de su respectivo criterio. Finalmente se obtiene una sumatoria de los valores de cada alternativa para asignar al valor más alto la primera prioridad. Esto indica que la alternativa ganadora la cual tendrá la principal prioridad en cuanto al diseño corresponde a la Alternativa 3.

Tabla 3.17. Evaluación de conclusiones del método ordinal de criterios ponderados

CONCLUSIONES	Ligero Peso	Operación Prolongada	Precio	Eficiencia	Fiabilidad	Σ	Prioridad
Alternativa 1	0.058	0.056	0.022	0.067	0.044	0.247	3
Alternativa 2	0.058	0.056	0.056	0.033	0.111	0.314	2
Alternativa 3	0.117	0.056	0.056	0.100	0.111	0.439	1

(Fuente: Propia)

La solución que se obtiene a partir de la Alternativa 3 se muestra representada de manera conceptual en la Figura 3.7 este concepto muestra la selección de componentes y su disposición. De esta forma en la configuración se tiene una propela desmontable acoplada al motor sin escobillas que reciben energía de un controlador electrónico de velocidad ESC. Además, la energía eléctrica se almacena en baterías LiPO para energizar al sistema.

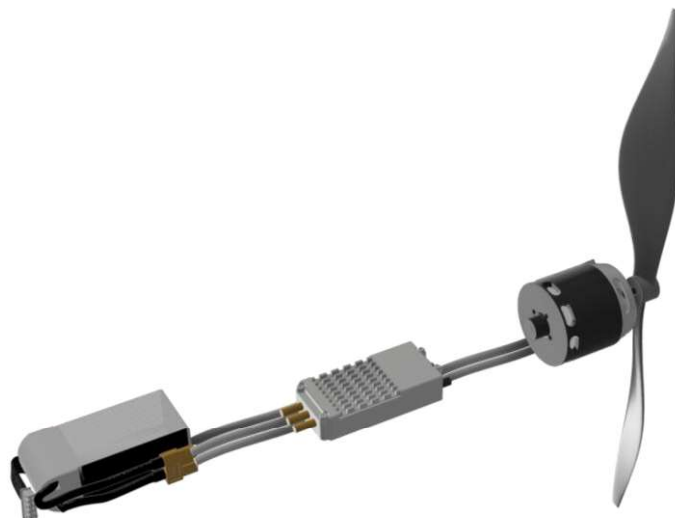


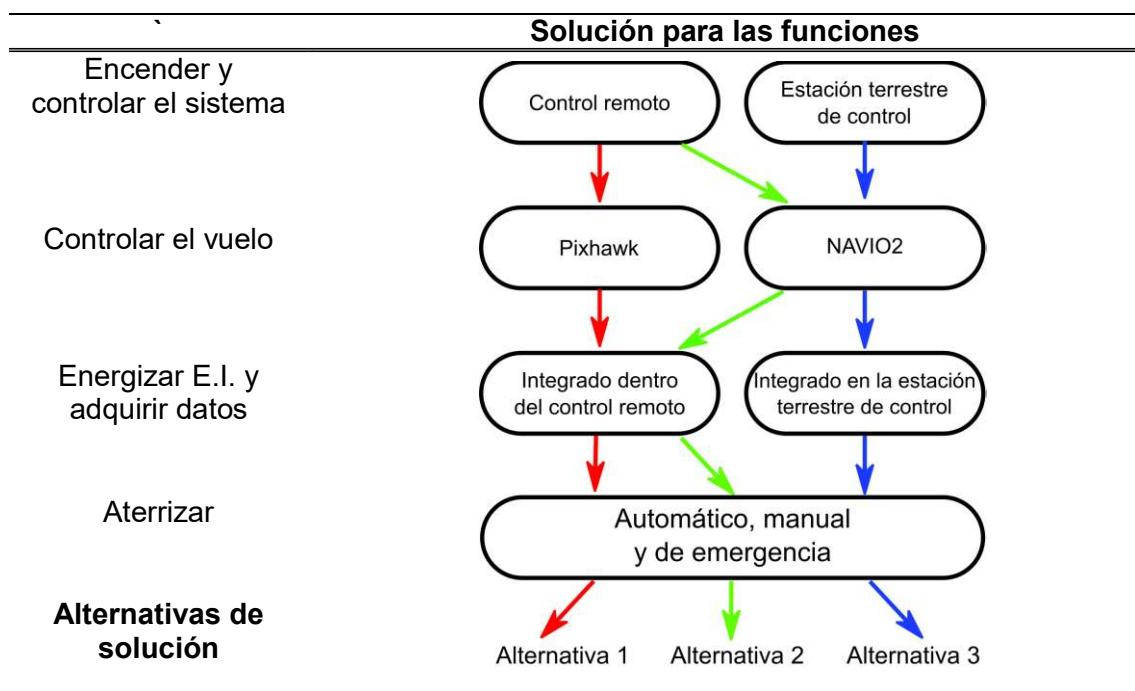
Figura 3.7. Alternativa 3 para el módulo de propulsión.

(Fuente: Propia)

3.2.5. Principios de solución para el módulo de control

El principio de solución del módulo de control evalúa tres alternativas propuestas de diseño mediante el uso del método ordinal de criterios ponderados corregidos siguiendo la metodología del diseño concurrente. En esta sección se desarrolla el método aplicado al módulo de control del UAV. Las soluciones detalladas se incluyen en el ANEXO VII mientras que la Tabla 3.18 muestra las alternativas que se plantean alrededor de las soluciones propuestas.

Tabla 3.18. Alternativas de solución para el módulo de control.



(Fuente: Propia)

A continuación, se proponen los siguientes criterios para el módulo de control. Compacto, pues los componentes del UAV deberán priorizar el uso espacio físico en favor de la carga de pago, en este aspecto el control en tierra también deberá ser portátil y manejable por el usuario en el campo. Rango de control, puesto que el UAV debe estar en capacidad de operar a una distancia lejana del punto de control. Control automático, ya que el UAV debe volar de manera automática sin requerir de un piloto con gran habilidad. Fiabilidad, puesto que de ninguna manera un componente que controla el UAV podrá fallar durante el vuelo. Finalmente se tiene el criterio que tiene que ver con el usuario final, este debe ser amigable con el agricultor. En este sentido se propone el criterio fácil de usar, ya que el UAV debe tener una interfaz amigable al usuario que realice la misión en el campo.

Continuando con el procedimiento del diseño concurrente procedemos a evaluar cada uno de los criterios formulados previamente con la metodología de los criterios ponderados corregidos que se muestra en la Tabla 3.19.

Tabla 3.19. Evaluación del peso específico de cada criterio

Control automático > Fiabilidad > Rango de control > Compacto = Fácil de usar

CRITERIO	Compacto	Rango de control	Control automático	Fiabilidad	Fácil de usar	Suma +1	Ponderado
Compacto		0.5	0	0	0.5	2.00	0.13
Rango de control	0.5		0	0.5	0.5	2.50	0.17
Control automático	1	1		0.5	1	4.50	0.30
Fiabilidad	1	0.5	0.5		1	4.00	0.27
Fácil de usar	0.5	0.5	0	0		2.00	0.13
TOTAL						15	1

(Fuente: Propia)

La evaluación de los criterios indica que el control automático del sistema será el criterio más importante durante el diseño. De igual manera la fiabilidad y el rango de control del UAV presentan una ponderación mayor que las dimensiones o la facilidad de uso.

Una vez que se entiende el peso específico de cada criterio propuesto, es necesario evaluar la alternativa propuesta que los cumple en mayor medida. En esta medida se procede como en la sección anterior obteniendo los resultados que se muestran en Tabla 3.20., Tabla 3.21., Tabla 3.22., Tabla 3.23., Tabla 3.24. Donde se evalúa cada alternativa con relación a cada criterio establecido y previamente ponderado.

Tabla 3.20. Evaluación del peso específico del criterio "Compacto"

Alternativa 1 = Alternativa 2 > Alternativa 3

COMPACTO	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0.5	1	2.50	0.42
Alternativa 2	0.5		1	2.50	0.42
Alternativa 3	0	0		1.00	0.17
TOTAL				6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.21. Evaluación del peso específico del criterio "Rango de control"

Alternativa 3 > Alternativa 1 > Alternativa 2					
RANGO DE CONTROL	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		1	0	2.00	0.33
Alternativa 2	0		0.5	1.50	0.25
Alternativa 3	1	0.5		2.50	0.42
			TOTAL	6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.22. Evaluación del peso específico del criterio "Control automático"

Alternativa 1 > Alternativa 3 > Alternativa 2					
CONTROL AUTOMÁTICO	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		1	1	3.00	0.46
Alternativa 2	0		0.5	1.50	0.23
Alternativa 3	0.5	0.5		2.00	0.31
			TOTAL	6.5	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.23. Evaluación del peso específico del criterio "Fiabilidad"

Alternativa 1 > Alternativa 3 > Alternativa 2					
FIABILIDAD	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		1	0.5	2.50	0.42
Alternativa 2	0		0.5	1.50	0.25
Alternativa 3	0.5	0.5		2.00	0.33
			TOTAL	6	1.00

(Fuente: Propia)

Tabla 3.24. Evaluación del peso específico del criterio "Fácil de usar"

Alternativa 3 > Alternativa 1 > Alternativa 2					
FÁCIL DE USAR	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Suma +1	Ponderado
Alternativa 1		0.5	0.5	2.00	0.33
Alternativa 2	0.5		0	1.50	0.25
Alternativa 3	0.5	1		2.50	0.42
			TOTAL	6	1.00

(Fuente: Propia)

Finalmente se presenta la evaluación conclusiva en base a la información obtenida en las tablas anteriores como se muestra en la Tabla 3.25, donde el valor de cada criterio se consigue con el producto del ponderado de cada alternativa por el ponderado de su respectivo criterio.

Para finalizar se obtiene una sumatoria de los valores de cada alternativa para asignar al valor más alto la prioridad más alta. Esto indica que la alternativa ganadora la cual tendrá la principal prioridad en cuanto al diseño corresponde a la Alternativa 1 para el módulo de control.

Tabla 3.25. Evaluación de conclusiones del método ordinal de criterios ponderados.

Conclusiones	Compacto	Rango de control	Control automático	Fiabilidad	Fácil de usar	Σ	Prioridad
Alternativa 1	0.056	0.056	0.138	0.111	0.044	0.405	1
Alternativa 2	0.056	0.042	0.069	0.067	0.033	0.266	3
Alternativa 3	0.022	0.069	0.092	0.089	0.056	0.328	2

(Fuente: Propia)

3.2.6. Diagrama morfológico de la solución para el UAV

La síntesis de la solución final que se obtiene se indica en la Tabla 3.26. donde la solución encontrada tomando en cuenta las múltiples alternativas de diseño engloba la alternativa 2 para el módulo estructural, la alternativa 3 para el módulo de propulsión y la alternativa 1 para el módulo de control. La solución obtenida se presenta conceptualmente en la siguiente sección modelada en el software Fusion 360.

Tabla 3.26. Soluciones seleccionadas para el UAV.

Módulos	Solución para las funciones		
Módulo estructural	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3
Módulo de propulsión	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3
Módulo de control	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3

(Fuente: Propia)

3.2.7. Modelado del concepto del UAV obtenido

La solución que se obtiene a partir de las alternativas previamente evaluadas que se ve representada de manera conceptual en las Figura 3.8. y Figura 3.9. La línea base de la implementación del UAV se muestra en Figura 3.8. donde se tiene una propela desmontable acoplada al motor sin escobillas. De igual forma la Figura 3.9. muestra la configuración en propulsión distribuida que tiene dos propelas acopladas a dos motores sin escobillas.



Figura 3.8. Concepto del UAV en línea base con propulsión convencional

(Fuente: Propia)

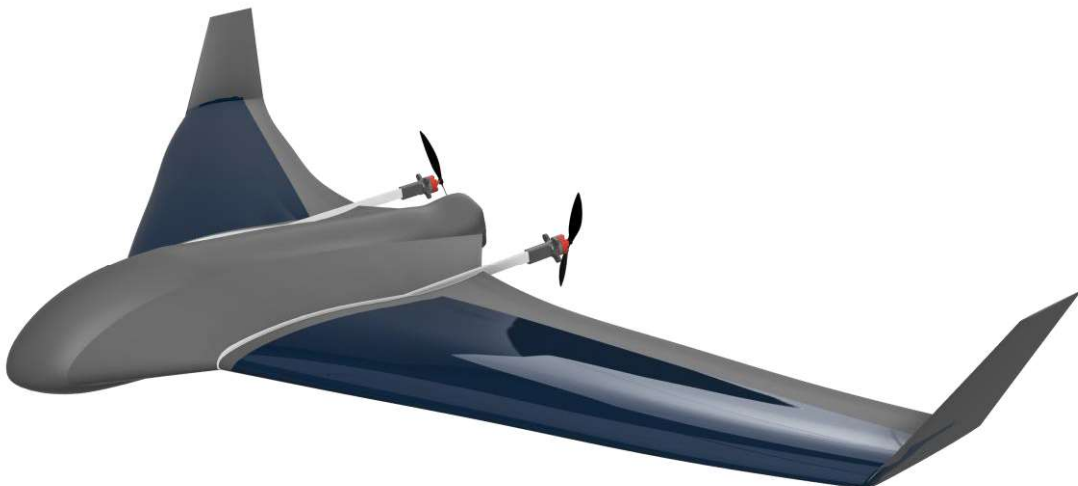


Figura 3.9. Concepto del UAV con propulsión distribuida

(Fuente: Propia)

3.3. Diseño de materialización

Tomando en cuenta las alternativas seleccionadas en la sección previa. El diseño de materialización define dimensiones y especificaciones de los componentes que conforman los módulos del UAV. Esta sección se evalúa dentro del código creado en Python que se muestra en el ANEXO VIII.

3.3.1. Requerimientos limitadores

En la presente sección se exponen las especificaciones técnicas que definen el espacio de diseño para sistema de propulsión del UAV. En este sentido, los requerimientos para el aeronave son:

RL1) Altura de operación	4200 [m]
RL2) Máximo peso al despegue:	3.5 [kg]
RL2) Autonomía de vuelo:	30 [min]

3.3.2. Dimensionamiento del módulo de propulsión

En esta sección se realiza el dimensionamiento del módulo de propulsión presentando los resultados que el código creado para el Skywalker X8 es capaz de realizar. Se muestran resultados del dimensionamiento del caso del estudio tanto del módulo de propulsión para la línea base como para el sistema de propulsión distribuida.

En el caso de estudio se ha considerado un rango de alturas que incluya a los cultivos más representativos de la región andina por lo que se realiza un análisis en un rango dentro de 1000 a 4200 metros sobre el nivel del mar. La Figura 3.10. muestra que la variación de la potencia requerida (Ecuación 2.4.) y disponible (Ecuación 2.5.) del UAV se incrementa de manera proporcional conforme la altura de operación aumenta.

En este sentido resulta importante señalar el aumento de 25 [W] de potencia adicional por cada kilómetro que aumenta la altura de operación. Así como también un margen de más de 50 [W] adicionales de potencia disponible con la que deberá contar el UAV sobre la potencia que este requiere.

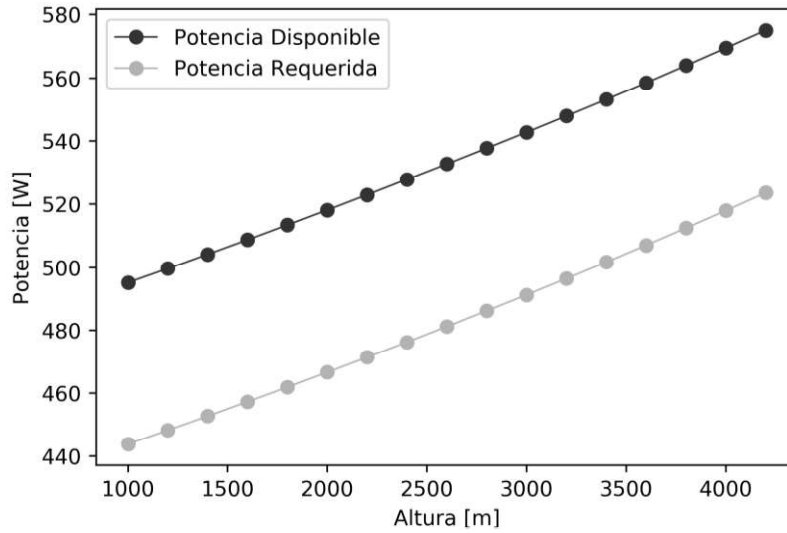


Figura 3.10. Potencia Requerida y Disponible vs Altura.

(Fuente: Propia)

La Figura 3.11. permite visualizar como el empuje requerido que depende de los parámetros geométricos y especificaciones técnicas del aeronave se incrementa en proporción al aumento en la altura de operación. Se observa un aumento de 4 [N], comparando el empuje requerido a 1000 metros sobre el nivel del mar con el empuje requerido a una altitud de 4200 metros. En este aspecto además se percibe un incremento de 1.25 [N] de empuje requerido por cada kilómetro adicional de altura en la que el UAV realiza una misión.

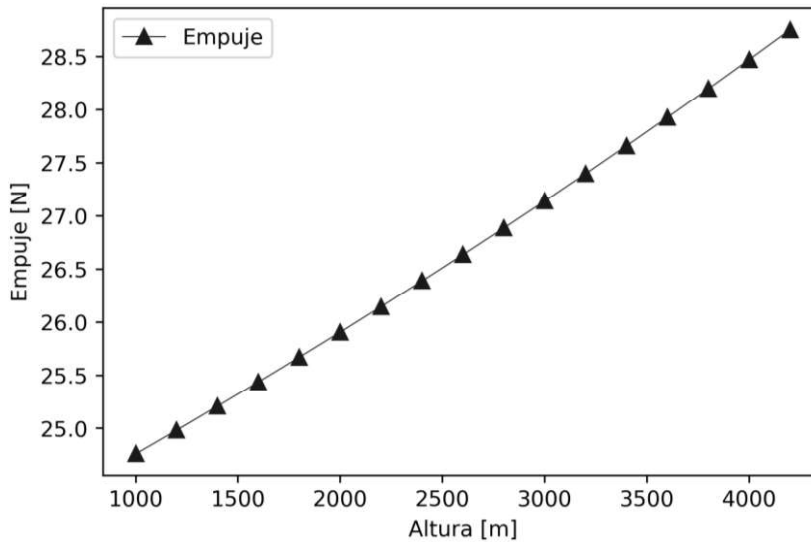


Figura 3.11. Empuje requerido para diferentes altitudes de vuelo.

(Fuente: Propia)

3.3.3. Selección de las propelas

Considerando las condiciones de operación descritas en la sección 2.3.2.1. y el empuje requerido por el aeronave descrito en la sección anterior se procede con el dimensionamiento y selección de los componentes del módulo de propulsión. En el caso de la línea base el diámetro de la propela no tiene restricciones en cuanto al espacio físico. Al contrario, en los casos de dos y tres propulsores se ve restringido a 11 y 8 pulgadas respectivamente. Esta restricción se da en cuanto a las directrices del proyecto PIS 16 20 que buscan convertir el UAV en un prototipo de pruebas requiriendo así de espacio libre para instalar una turbina RAT y probar tecnologías innovadoras.

El caso de estudio presenta dos opciones para el módulo de propulsión. Para el dimensionamiento de la línea base se toma el empuje requerido total sin ser dividido para el número de propulsores como sugiere la Ecuación 2.8. De este modo el UAV en configuración de línea base tiene un Empuje Requerido de 28.75 [N].

En cuanto a la segunda opción para el módulo de propulsión se plantean dos casos adicionales. La primera opción adicional plantea que dos propulsores cubran el empuje requerido; proporcionando así 14.38 [N] cada uno (Ecuación 2.8.). Finalmente, se plantean tres propulsores que cubran el empuje requerido; proporcionando 9.58 [N] cada uno.

El rendimiento y especificaciones de las propelas evaluadas para sus selección se presenta en la Tabla 3.27., Tabla 3.28., Tabla 3.29. En este sentido en la Tabla 3.27. se representan las propelas elegibles para la línea base y la Tabla 3.28. y Tabla 3.29. engloban los casos de dos y tres propulsores respectivamente.

La Tabla 3.27. presenta datos de las mejores propelas encontradas para a ser empleadas en la configuración de línea base. Estas propelas se eligieron a la velocidad de crucero de 20 [m/s]; buscando emparejar el empuje requerido de 28.75 [N].

La propela electa de 13x6 que es la que presenta una mayor eficiencia, entrega más empuje y requiere de un menor número de revoluciones por minuto para generarlo. Es necesario notar que la propela de 14x6 contando con un diámetro mayor es más eficiente sin embargo genera un empuje menor al requerido para las condiciones de operación requeridas.

Tabla 3.27. Opciones para selección de propelas Línea Base

PROPELA	11x6	12x8	13x6	13x8	14x6
RPM x10 ³	13	10	11	10	9
V [m/s]	20	20	20	20	20
J	0.333	0.392	0.333	0.364	0.377
Ct	0.090	0.104	0.065	0.087	0.058
Cp	0.049	0.072	0.032	0.052	0.031
PWR [W]	1048.9	1075.4	944.2	1131.5	721.8
Torque [N.m]	0.770	1.027	0.819	1.081	0.766
Empuje [N]	31.606	30.606	31.332	34.575	25.734
Eficiencia %	60.162	56.952	66.341	61.025	71.209

(Fuente: Propia)

La Figura 3.12. presenta las curvas de eficiencia de cada una de las propelas previamente seleccionadas. Cada curva se forma en torno al número de revoluciones por minuto que permiten equiparas el nivel de empuje requerido. En este sentido la propela que presenta la mayor eficiencia en torno al punto de operación de 0.33 de relación de avance es la propela de 13x6 para el caso de propulsión convencional.

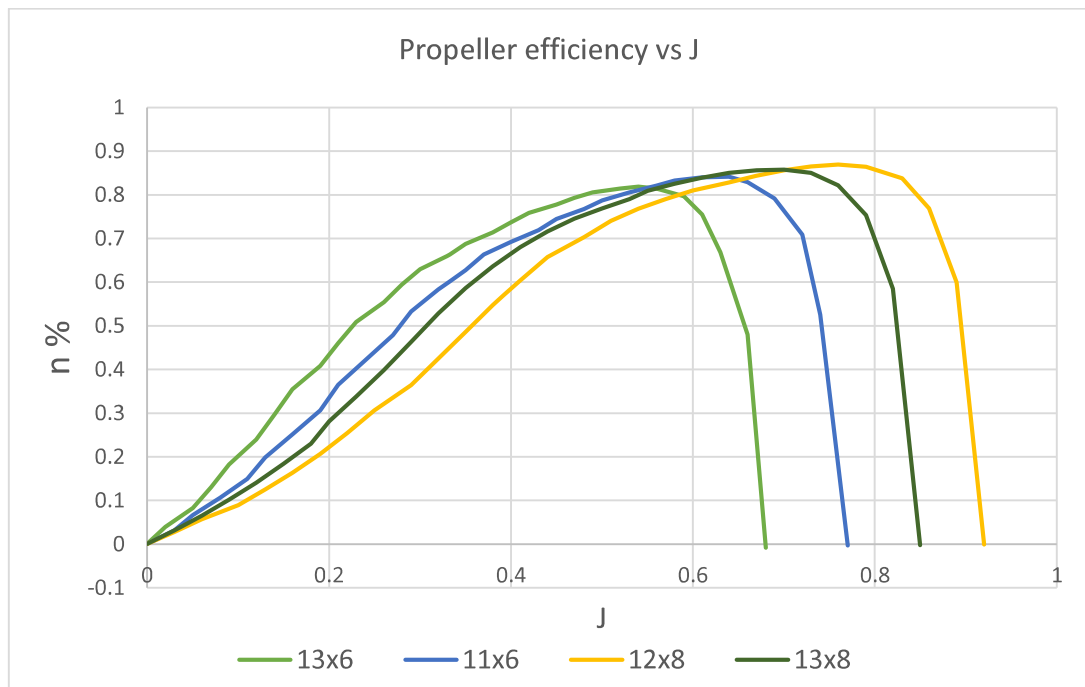


Figura 3.12. Eficiencia de las propelas propulsión convencional

(Fuente: Propia)

La Tabla 3.28 plantea opciones para el caso de dos propulsores. Estas propelas se eligieron a la velocidad de crucero de 20 [m/s]; buscando emparejar el Empuje Requerido de 14.38 [N] (cada una).

Tabla 3.28. Opciones para selección de propelas para dos propulsores

PROPELA	7x6	8x8	9x6	10x8	11x6
RPM x10³	19	15	13	10	10
V [m/s]	20	20	20	20	20
J	0.353	0.396	0.400	0.472	0.433
Ct	0.119	0.116	0.094	0.107	0.070
Cp	0.090	0.095	0.059	0.077	0.042
PWR [W]	620.9	633.2	456.8	460.8	404.0
Torque [N.m]	0.312	0.403	0.335	0.440	0.386
Empuje [N]	14.589	15.095	14.787	15.196	14.519
Eficiencia %	46.926	47.666	64.660	65.814	71.821

(Fuente: Propia)

La Figura 3.13. presenta las curvas de eficiencia de cada una de las propelas previamente seleccionadas. Cada curva se forma en torno al número de revoluciones por minuto que permiten equiparas el nivel de empuje requerido. En este sentido la propela que presenta la mayor eficiencia en torno al punto de operación de 0.39 de relación de avance es la propela de 11x6 para el caso de propulsión distribuida con dos propulsores.

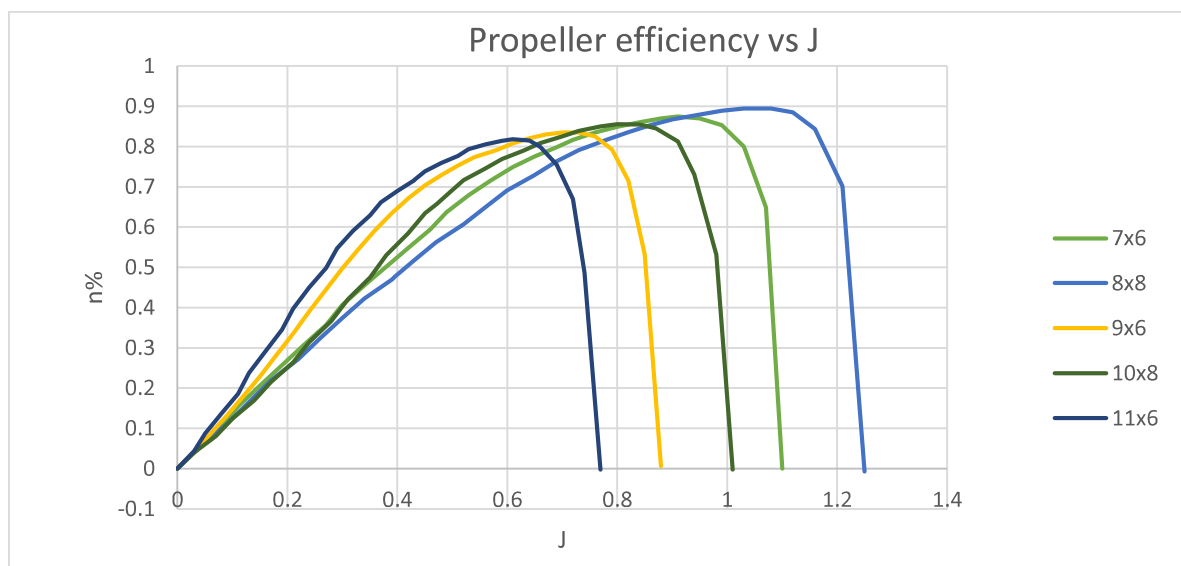


Figura 3.13. Eficiencia de las propelas propulsión distribuida.

(Fuente: Propia)

En cuanto al caso de tres propulsores la Tabla 3.29 presenta tres mejores propelas para el espacio disponible. Estas propelas se eligieron a la velocidad de crucero de 20 [m/s]; buscando emparejar el Empuje Requerido de 9.58 [N] (cada una).

Tabla 3.29. Opciones para selección de propelas para tres propulsores

PROPELA	6x6	7x6	8x8
RPM x10 ³	21	16	13
V [m/s]	20	20	20
J	0.375	0.420	0.451
Ct	0.121	0.115	0.112
Cp	0.086	0.079	0.083
PWR [W]	373.5	328.1	356.5
Torque [N.m]	0.170	0.196	0.262
Empuje [N]	9.792	9.986	11.016
Eficiencia %	52.433	60.470	61.722

(Fuente: Propia)

La Figura 3.14. presenta las curvas de eficiencia de cada una de las propelas previamente seleccionadas. Cada curva se forma en torno al número de revoluciones por minuto que permiten equiparas el nivel de empuje requerido. En este sentido la propela que presenta la mayor eficiencia en torno al punto de operación de 0.5 de relación de avance es la propela de 8x6 para el caso de propulsión distribuida con dos propulsores.

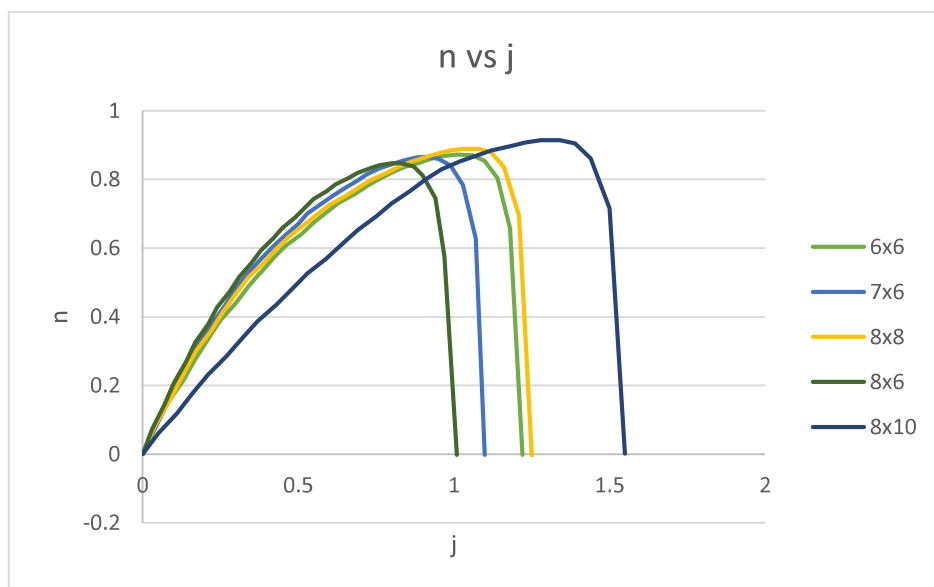


Figura 3.14. Eficiencia de las propelas propulsión distribuida triple.

(Fuente: Propia)

Para todos los casos una gran cantidad de parámetros no dimensionales (J, Ct y Cp), eficiencia, torque, empuje generado y potencia fueron extraídos de las bases de datos [79]. Dentro del análisis es posible observar como la eficiencia se reduce conforme el diámetro de la propela lo hace. Además, mientras más se incrementa el diámetro de la propela se requiere de una menor velocidad rotacional para generar un empuje equivalente. En este sentido una propela de 11 pulgadas deberá operar a elevadas revoluciones por minuto (13000) mientras que una propela de 13 pulgadas deberá operar a menores revoluciones por minuto (10000) para generar un empuje semejante.

3.3.4. Selección del motor ESC y baterías

Los motores adecuados se seleccionan en función de los requisitos de las propelas, es decir tomando en cuenta la potencia de entrada, la constante de voltaje y el torque requerido para producir suficiente empuje para levantar la aeronave. Esta tarea se logró mediante la identificación de modelos potenciales obtenidos de una búsqueda basada en catálogo de múltiples fabricantes líderes en la industria.

La Tabla 3.30. presenta la disposición de motores y número de propelas (Np) para la propulsión única (línea base) y distribuida con múltiples motores. Es importante señalar que en la tabla se presentan datos de relevancia posterior como la constante del motor (Kv) y el número de celdas requeridas de la batería.

No fue posible encontrar un motor eléctrico que cumpla los requerimientos de las propelas para el caso de tres propulsores por lo que no se continúa con ese análisis de propulsión distribuida. Para los demás casos se continúa con la selección de controladores electrónicos de velocidad y baterías en la siguiente sección.

Tabla 3.30. Selección de motores.

Np	Propela	Motor	Kv	# celdas batería	Imo [A]	Umo [V]	Rm [Ohm]
1	13x6	Power 46 Brushless Motor	670	4S	3.9	10	0.04
2	11x6	Power 25 Brushless Motor	870	4S	2.4	10	0.03
3	8x8	-	-	-	-	-	-

(Fuente: Propia)

Finalmente, el fabricante del motor Power 46 [84] y Power 25 [85] recomienda el uso de controladores de velocidad de 60 [A]. De manera adicional el fabricante indica que los motores trabajan con 14.8 V (4 x 3.7 [V]) lo que significa que requieren de baterías de 4

celdas. De esta manera quedan definidas las especificaciones técnicas de los componentes por lo que la Tabla 3.31 indica las partes necesarias para la implementación del UAV. La batería seleccionada es la que tiene una mayor capacidad y mejor se acopla a las dimensiones disponibles.

Tabla 3.31. Selección de ESC y baterías

Componente	Nombre	Marca	Amperaje [A]	Voltaje [V]	Capacidad [mAh]
ESC	60-Amp Pro BEC Brushless ESC	Eflite	60	3.9	NA
Batería	Tattu 8000 LiPo Battery	Tattu	NA	14.8	8000

(Fuente: Propia)

3.3.5. Rango y Autonomía

La evaluación del rendimiento del UAV depende en gran parte en su batería y del peso total del aeronave. En este sentido, la Tabla 3.32 presenta el peso en gramos de los componentes de la línea base (BL) y de la propulsión eléctrica distribuida (eDP). Los componentes se dividen en las cuatro categorías propuestas dentro de la metodología en la sección 2.4.1. tomando en consideración que la línea base no requiere de acoples ni conexiones adicionales.

Tabla 3.32. Peso de componentes en configuración BL y EDP

Componentes	BL (Una propela)	eDP (Dos propelas)
Sistema estructural	1722	1722
Sistema de propulsión	380	432
Fuentes de energía	1236	1236
Acoples y conexiones	0	232
Total	3338	3622

(Fuente: Propia)

Resulta necesario indicar que la configuración eDP requiere de acoples adicionales para unir el sistema de propulsión con el fuselaje los cuales aumentan el peso del UAV en 232 gramos adicionales. En este sentido el sistema de propulsión en configuración eDP es un 12% más pesado que la propulsión convencional con solo un motor. Finalmente el UAV en con propulsión distribuida es un 8% más pesado que su configuración base. Lo que se ve reflejado en el análisis del rango y alcance como se indica en la Figura 3.12.

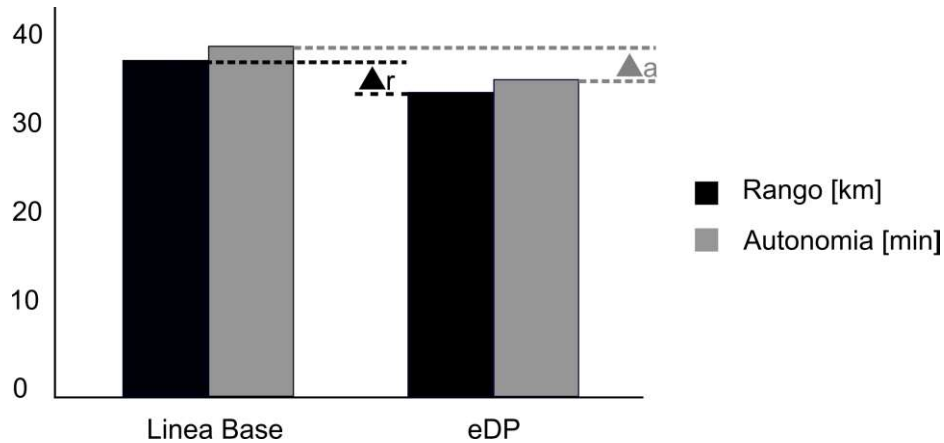


Figura 3.15. Rango y Autonomía de las configuraciones línea base y eDP.

(Fuente: Propia)

El rango se evalúa dentro del código creado en Python usando la Ecuación 2.9. Los datos de entrada se describen dentro del código. El UAV en configuración estándar en línea base tiene un 10% más de rango. De igual manera la configuración en propulsión distribuida se ve superada en 10% en cuanto al tiempo de vuelo teórico en relación con la línea base. Se tiene finalmente que la línea base es la mejor configuración con una sola propela y un motor.

3.3.6. Análisis de la estabilidad estática longitudinal

En la Tabla 3.33. se indica la distribución de los equipos a lo largo de la cuerda del UAV y su peso. En este sentido se realizó la medición del peso de cada elemento de manera individual. De igual manera mediante el análisis del momento de fuerza alrededor del centro de gravedad se dio la ubicación de equipos que se muestra en la tabla.

Tabla 3.33. Peso y ubicación (X) de los equipos en la cuerda del aeronave.

Equipos	X [mm]	Peso [g]
GoPro	30	225
Batería	100	1236
Telemetría	250	55
Receptor	400	60
GPS	420	65
ESC	530	75
Servomotor	540	110
Motor	800	380

(Fuente: Propia)

Es necesario mencionar que dentro del análisis se evalúa cada elemento como una carga puntual con el peso concentrado en su centro de masa. En este sentido la Figura 3.16. muestra la distribución de cargas en la cuerda del aeronave.

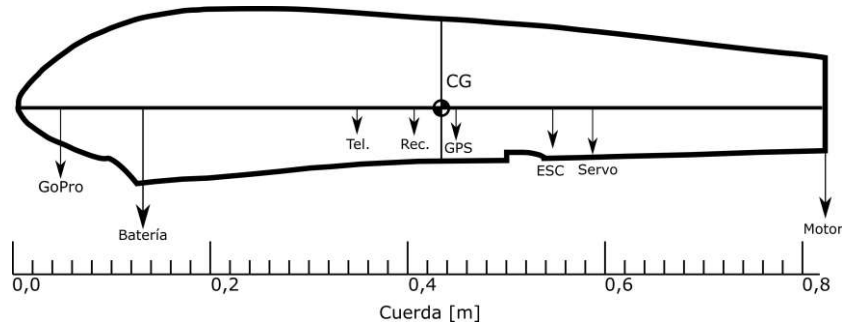


Figura 3.16. Distribución de cargas a lo largo de la cuerda del UAV.

(Fuente: Propia)

La evaluación dentro del código creado se da calculando los momentos producidos por cada equipo con referencia a la nariz del UAV. A continuación, se realiza la sumatoria de todos los pesos para finalmente calcular el centro de gravedad. Este es el cociente entre la sumatoria de momentos y la sumatoria de pesos. Finalmente, el código creado en Python emplea la ecuación para calcular el margen estático (2.11) por lo que se obtiene que el UAV tiene un margen estático de 5%. De esta manera se cumple la condición de estabilidad longitudinal para la configuración en línea base.

Por otro lado, la configuración eDP tiene un peso mayor, esto principalmente en cuanto a sus motores que junto a sus respectivas propelas representan 216 gramos de peso cada uno. Esto resulta en un peso conjunto de 432 [g] que se deben ubicar en la parte posterior del UAV sin producir un momento de fuerza negativo que favorezca el cabeceo. En este sentido después de la evaluación se obtiene un espacio de diseño de 0.11 [m] detrás del aeronave. En este espacio se podrán ubicar los motores eDP sin afectar la estabilidad estática longitudinal del UAV siempre y cuando no se supere esta distancia.

3.3.7. Selección de materiales del módulo estructural

El dimensionamiento inicia con la selección de los materiales que se toman en consideración para el análisis se muestran en la Tabla 3.34 donde se detallan aspectos como su módulo de elasticidad, la densidad que se relaciona con el peso del elemento manufacturado y la disponibilidad que refleja que tan asequible es el mercado es el material.

Tabla 3.34. Materiales empleados en la fabricación de UAVs.

Material	Módulo de elasticidad [n/mm2]	Densidad [kg/m3]	Disponibilidad
Plástico ABS	1.682	1,06	Alta
Plástico PLA	2.346	1,25	Alta
Acrílico [86]	3.100	1,18	Alta
Fibra de carbono	230.000	1,75	Baja
Balsa	2.628	0,13	Alta
Fibra de vidrio	72.000	2,70	Media

(Fuente: Propia)

Continuando con lo propuesto en la metodología en la sección 2.6.1 la puntuación asignada para los materiales e muestra en la Tabla 3.35. Donde entre de las mejores opciones se tiene el acrílico por su alta disponibilidad, media densidad y sobre todo su muy rápido maquinado y la posibilidad de formar piezas compactas de una sola pieza mediante el Corte Laser CNC. La segunda opción favorable que se usa para los acoples es la del plástico PLA que brinda una opción ágil para fabricar piezas de compleja geometría.

Tabla 3.35. Selección de materiales empleados en la fabricación de UAVs.

Material	Puntuación				Suma
	Módulo de elasticidad [n/mm2]	Densidad [kg/m3]	Disponibilidad	Maquinado	
Plástico ABS	1	1	2	1	5
Plástico PLA	1	1	2	1	5
Acrílico	1	1	2	2	6
Fibra de carbono	2	2	0	0	4
Balsa	1	2	2	0	5
Fibra de vidrio	2	0	1	0	3

(Fuente: Propia)

3.3.8. Diseño del acople para propulsión distribuida

El diseño del elemento se da teniendo en cuenta las características aerodinámicas y el espacio físico del que se dispone a los costados del fuselaje. El prototipo generado que se muestra en la Figura 3.17 se instala de paralelamente al fuselaje; se encarga de canalizar

el empuje del sistema de propulsión al fuselaje entero por medio de los elementos rigidizadores del mismo.



Figura 3.17. Vista superior del acople eDP.

(Fuente: Propia)

Para el dimensionamiento del elemento se genera una representación del diagrama de cuerpo libre del elemento como se indica en la Figura 3.18. Los puntos de acople se ven representados por los apoyos A y B. De manera adicional los 2.12 [N] representan el peso puntual del motor y su propela y los 14.4 [N] representan el empuje de cada propela.

A continuación el desarrollo de las ecuaciones de equilibrio permite encontrar los diagramas de momento cortante y flector que se muestran en la Figura 3.19. Para así evaluar el punto crítico alrededor del cual se centrará el diseño.

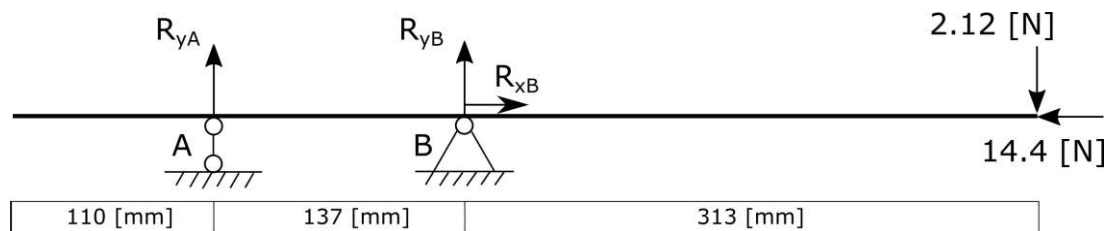


Figura 3.18. Diagrama de cuerpo libre del elemento.

(Fuente: Propia)

$$\sum F_x = 0$$

$$R_{xB} = 14.4 \text{ [N]}$$

$$\sum M_A = R_{yB} \times 137 \text{ [mm]} - 2.12 \text{ [N]} \times 450 \text{ [mm]} = 0$$

$$\sum M_B = -R_{yA} \times 137 \text{ [mm]} - 2.12 \text{ [N]} \times 313 \text{ [mm]} = 0$$

$$R_{yB} = \frac{2.12 \text{ [N]} \times 450 \text{ [mm]}}{137 \text{ [mm]}} = 6.96 \text{ [N]}$$

$$R_{yA} = -\frac{2.12 \text{ [N]} \times 313 \text{ [mm]}}{137 \text{ [mm]}} = -4.84 \text{ [N]}$$

$$M = 663.56 \text{ [N. mm]} = 0.664 \text{ [Nm]}$$

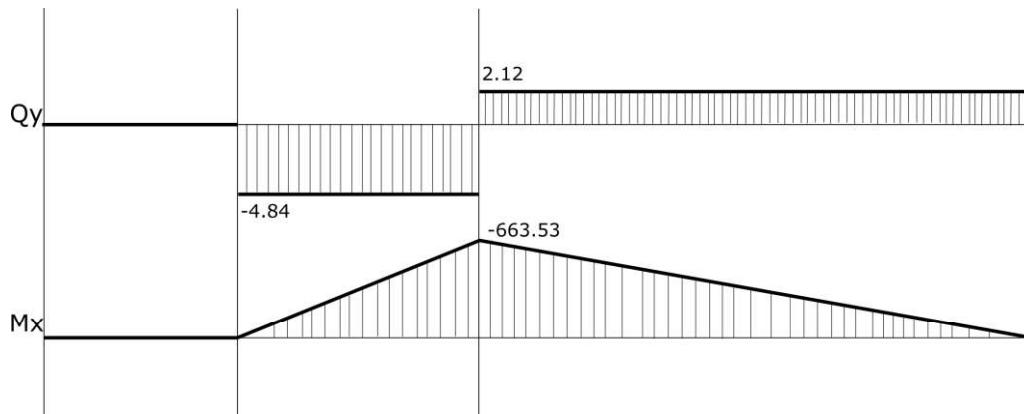


Figura 3.19. Diagrama del cortante y momento.

(Fuente: Propia)

El dimensionamiento del módulo estructural continua al establecer los esfuerzos normales y el esfuerzo cortante. Estos esfuerzos se analizan a partir del punto crítico que sucede en el apoyo B.

Los esfuerzos normales en este sentido abarcan la fuerza F de 2.12 [N] que causa flexión del elemento y la carga P de 14.4 [N] que provoca compresión. El esfuerzo cortante involucra el torque producido por cada una las propelas. En este sentido las ecuaciones que se indican a continuación determinan el esfuerzo normal (σ_x) y cortante (τ).

$$\sigma_x = \frac{My}{I} + \frac{P}{A}$$

$$\tau = \frac{Tp}{J}$$

Con el fin de simplificar las variables b y h que caracterizan a una sección rectangular se procede al dimensionamiento de una sección circular. Conociendo que para todo diámetro existe un diámetro equivalente efectivo, se procede a dimensionar la sección circular de diámetro d .

Las ecuaciones que definen una sección circular son el área (A), la distancia al eje neutro (y), su inercia (I), la distancia radial (p) y el segundo momento polar del área (J). Dichas ecuaciones se detallan a continuación, todas ecuaciones en función del diámetro (d).

$$A = \frac{\pi d^2}{4} \quad y = \left(\frac{d}{2}\right) \quad I = \frac{\pi d^4}{64}$$

$$p = \left(\frac{d}{2}\right) \quad J = \frac{\pi d^4}{32}$$

Por consiguiente, después de reemplazar las ecuaciones que definen una sección circular en los esfuerzos normales y cortantes. Se tiene como resultado el esfuerzo normal (σ_x) y cortante (τ) en función del diámetro d y de las cargas a las que se somete el elemento.

$$\sigma_x = \frac{32M}{\pi d^3} + \frac{4P}{\pi d^2} \quad \tau = \frac{16T}{\pi d^3}$$

Después de obtener estos esfuerzos los reemplazamos en la ecuación de la teoría de la distorsión de Von Mises para un plano 2D. De esta forma se obtiene un esfuerzo equivalente (σ') con el fin de dimensionar el elemento.

$$\begin{aligned} \sigma' &= (\sigma_x^2 - \sigma_x \sigma_y + \sigma_y^2 - 3\tau_{xy}^2)^{1/2} \\ \sigma' &= \left(\left(\frac{32M}{\pi d^3}\right)^2 + \left(\frac{2 \times 32M}{\pi d^3} \cdot \frac{4P}{\pi d^2}\right) + \left(\frac{4P}{\pi d^2}\right)^2 + 3\left(\frac{16T}{\pi d^3}\right)^2 \right)^{1/2} \\ \sigma' &= \left(\frac{1024M^2}{\pi^2 d^6} + \frac{256MP}{\pi^2 d^5} + \frac{16P^2}{\pi^2 d^4} + \frac{768T^2}{\pi^2 d^6} \right)^{1/2} \\ \sigma' &= \left(\frac{1}{\pi^2} \cdot \left(\frac{1024M^2 + 768T^2}{d^6} + \frac{256M \cdot P}{d^5} + \frac{16P^2}{d^4} \right) \right)^{1/2} \\ \sigma' &= \frac{S_y}{n} \\ \left(\frac{1}{\pi^2} \cdot \left(\frac{1024M^2 + 768T^2}{d^6} + \frac{256M \cdot P}{d^5} + \frac{16P^2}{d^4} \right) \right)^{1/2} &= \frac{S_y}{n} \\ \frac{1024M^2 + 768T^2}{d^6} + \frac{256 \cdot M \cdot P}{d^5} + \frac{16P^2}{d^4} &= \pi^2 \left(\frac{S_y}{n} \right)^2 \end{aligned}$$

Donde:

M = Momento flector	0.664 [N.m]
P= Carga de compresión	14.51 [N]
Sy= Resistencia a la fluencia del material [86].	70 [MPa]
T= Torque	0.386 [N.m]
n= Factor de seguridad (muy conservador)	5
d= diámetro de la sección circular	

$$\frac{565.906}{d^6} + \frac{2466.47}{d^5} + \frac{3368.64}{d^4} = 1.9345 \times 10^{15}$$

Despejando el diámetro (d) y asumiendo que existe una solución real se tiene la siguiente ecuación. Y continuando con una asignación de valores se encuentra la solución para el diámetro (d).

$$d = 0.0000964396 + \frac{0.0000663833}{d}$$

$$d = 0.00819596 \text{ [m]}$$

Entonces consideramos un diámetro efectivo que resulta equivalente para una sección rectangular, donde b es la base y h la altura de la sección. Para finalizar se emplea el espesor de una de las láminas de acrílico con mayor disponibilidad que tiene 0.006 [m] de espesor como la base para calcular la altura de la sección.

$$d = 0.808(bh)^{1/2}$$

$$d = 0.808(bh)^{1/2} = 0.00819596 \text{ [m]}$$

$$h = \left(\frac{0.00819596 \text{ [m]}}{0.808} \right)^2 \frac{1}{0.006 \text{ [m]}} = 0.017 \text{ [m]}$$

Por consiguiente, la sección rectangular del acople de acrílico tendrá una base de 6 milímetros y una altura de 17 milímetros. Es necesario mencionar el acople que une este elemento con el motor tendrá un diámetro equivalente mayor. Esto considerando que el acople del motor se instala abrazando de manera exterior el acople. Y adicionalmente tomando en consideración que la unión entre el acople eDP con el acople del motor se fijará con mismo pegamento industrial con el que se unieron todos los elementos del fuselaje.

3.3.9. Diseño de los acoples de fijación de alas.

El sistema que sujeta las alas se dimensiona aprovechando el máximo espacio del que se dispone en el área de sujeción. De esta manera la Figura 3.20. representa una simplificación del diseño del elemento que tiene una longitud de 26 milímetros sin embargo la abstracción es suficientemente robusta para su evaluación. La fuerza F que debe contrarrestar el sujetador es equivalente a la fuerza de sustentación del UAV que es 34.3 [N]. Esta fuerza se repartirá entre seis de estos dispositivos de sujeción por lo que la fuerza F es de 5.7 [N].

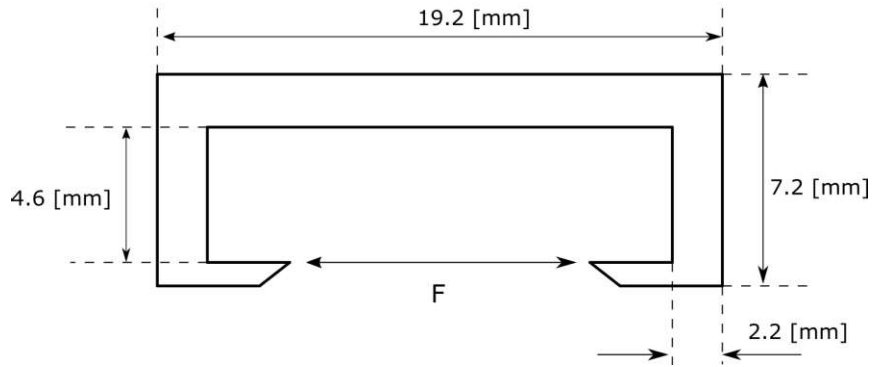


Figura 3.20. Modelo del elemento de sujeción.

(Fuente: Propia)

Como punto de partida se tiene que al instalar el elemento en posición este se deforma 1 [mm]. Por esta razón al realizar un análisis en una de sus caras se está considerando una deformación de 0.5 [mm] que permite identificar la fuerza de sujeción que el elemento produce como se desarrolla a continuación.

La deformación (x) en una cara se puede expresar como el cociente entre el producto de la fuerza (F) por la longitud (L) elevada al cubo y tres veces el producto del módulo de Young (E) por la inercia de la sección (I). De tal manera se tiene que despejando F se obtiene:

$$x = \frac{L^3}{3EI} \cdot F$$

$$F = \frac{3 \cdot x \cdot E \cdot I}{L^3}$$

Donde:

x= Deformación del elemento	0.5 [mm]
E= Módulo de Young del material PLA	2346.5 [N/mm ²]
I= Módulo de inercia de una sección rectangular	[mm ⁴]
L= Longitud del brazo de fuerza	4.6 [mm]

$$F = \frac{3 \times 0.5 [mm] \times 2346.5 \left[\frac{N}{mm^2} \right] \cdot I}{(4.6 [mm])^3}$$

$$I = \frac{bh^3}{12} = \frac{26 [mm] \cdot (1.7 [mm])^3}{12} = 10.645 [mm]^4$$

$$F = \frac{3 \times 0.5 [\text{mm}] \cdot 2346.5 \left[\frac{\text{N}}{\text{mm}^2} \right] \cdot 10.645 [\text{mm}^4]}{(4.6 [\text{mm}])^3} = 383.9 [\text{N}]$$

Finalmente, la fuerza de sujeción que brinda el nuevo elemento excede de gran manera la fuerza de 5.7 [N] que se requiere originalmente. Esta sujeción adicional resulta favorable considerando que el UAV tiene un aterrizaje de barriga por lo que una fuerte sujeción ayudará a tenerlo en una sola pieza para lograr desempeñar varias misiones de forma continua.

3.3.10. Diseño del acople para el motor.

El motor tiene una base como la que se indica en la Figura 3.21. (a), en este sentido el prototipo diseñado tiene la misma geometría que la base. Además, cuenta con agujeros en la misma posición para los pernos que vienen de fábrica.

La distancia radial de estos agujeros es de 20.6 [mm]. Sobre el acople actúa el momento torsor de las propelas (M) y el peso del motor que provoca la reacción (V) como se observa en la Figura 3.21. (b). Por consiguiente, es necesario conocer las fuerzas cortantes primarias y secundarias y su resultante como se expone en esta sección.

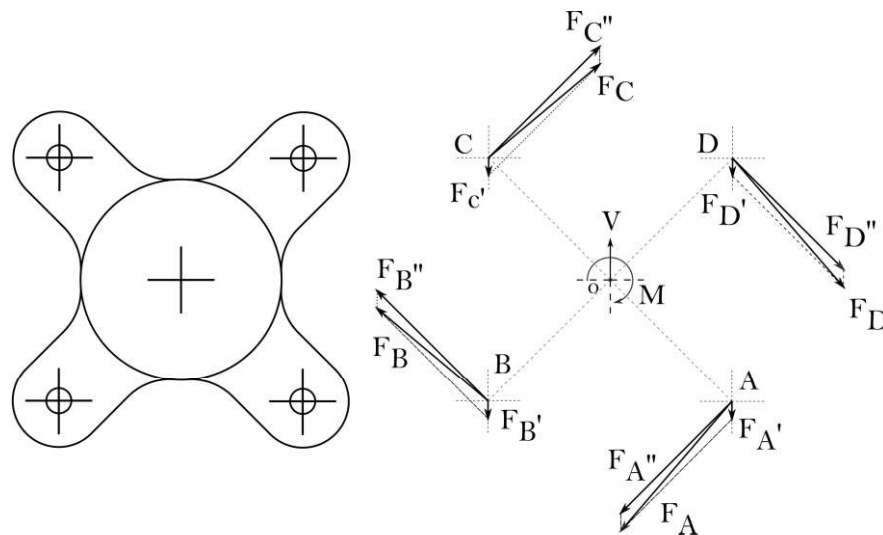


Figura 3.21. (a) Base de acople del motor, (b) Fuerzas resultantes.

(Fuente: Propia)

Las fuerzas primarias (F') y secundarias (F'') se definen en función del torque (M) y de la reacción (V), además consideran el número de pernos en el cual se distribuyen (n) así como también la distancia radial (r) que es la misma para todos los pernos en este caso.

$$V = W = 9.81 \times 0.216 = 2.12 \text{ [N]}$$

$$M = 0.386 \text{ [Nm]}$$

$$F' = \frac{V}{n} = \frac{2.12}{4} = 0.53 \text{ [N]}$$

$$F'' = \frac{Mr}{r1^2 + r2^2 + r3^2 + r4^2} ; r1 = r2 = r3 = r4 = r$$

$$F'' = \frac{M}{4r} = \frac{0.386 \text{ [N.m]}}{4 \times 0.0206 \text{ [m]}} = 4.684 \text{ [N]}$$

$$F_A = F_D = 5.07 \text{ [N]}$$

$$F_B = F_C = 4.33 \text{ [N]}$$

El análisis de aplastamiento del elemento se realiza tomando en cuenta el área de soporte (A_b) que se representa por el producto del diámetro del perno (d) por el espesor de unión más delgado (t) que es el de su acople de 2 milímetros. En la evaluación también se considera la fórmula del esfuerzo (σ) tomando en cuenta la mayor fuerza y el área de soporte.

$$A_b = d * t = 3 * 2 = 6 \text{ [mm]}$$

$$\sigma = \frac{F}{A_b} = \frac{5.07 \text{ [N]}}{6 \text{ [mm}^2]} = 0.845 \left[\frac{\text{N}}{\text{mm}^2} \right]$$

El esfuerzo de aplastamiento sobre el elemento es muy bajo considerando su resistencia a la fluencia de 70 [N/mm²] [87]. A continuación, se continúa con el dimensionamiento del área de la sección crítica donde se acoplan los pernos. Para esto se toma en consideración la sumatoria de los momentos que actúan sobre el acople. Encontrando de esta manera el esfuerzo (σ) que actúa sobre la sección con momento de inercia (I). Las dimensiones de la sección transversal del acople para el motor se indican en la Figura 3.22. Finalmente después de determinar el esfuerzo se encuentra el factor de seguridad de la sección dimensionada.

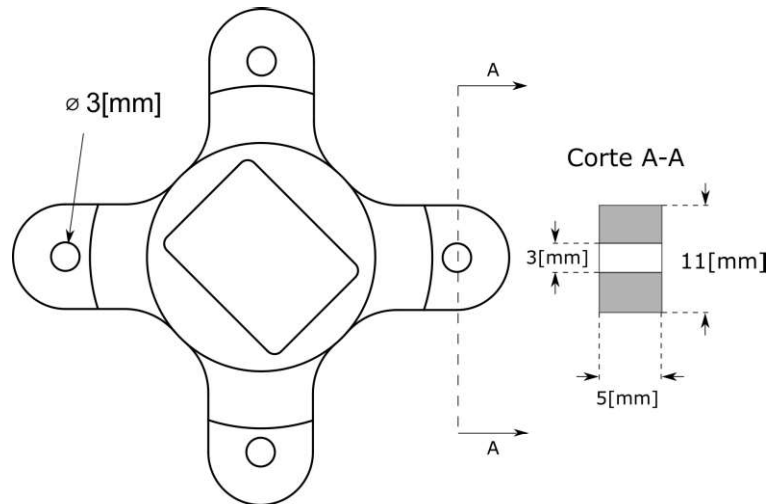


Figura 3.22. Corte de la sección transversal del acople para el motor.

(Fuente: Propia)

$$\Sigma M = M + V \cdot r = 0.385[\text{N} \cdot \text{m}] + 2.12[\text{N}] \times 0.0206[\text{m}] = 0.429 [\text{N} \cdot \text{m}]$$

$$I = \frac{0.005 \times (0.003)^3}{12} - \frac{0.005 \times (0.003)^3}{12} = 5.43 \times 10^{-10} [\text{m}^4]$$

$$\sigma = \frac{\Sigma M \cdot c}{I} = \frac{0.429[\text{N} \cdot \text{m}] \times 0.0055[\text{m}]}{5.43 \times 10^{-10}[\text{m}^4]} = 4.343 \times 10^6 \left[\frac{\text{N}}{\text{m}^2} \right] = 4.343 \left[\frac{\text{N}}{\text{mm}^2} \right] = \frac{S_y}{n}$$

$$n = \frac{S_y}{\sigma} = \frac{70 \left[\frac{\text{N}}{\text{mm}^2} \right]}{4.343 \left[\frac{\text{N}}{\text{mm}^2} \right]} = 16.1$$

El acople para el motor cuenta con un elevado factor de seguridad de 16.1. Esto resulta beneficioso puesto que durante el aterrizaje el UAV puede llegar a soportar choques y grandes impactos.

3.4. Diseño de detalle

El proceso realizado para cumplir con la implementación de todo el UAV se detalla en el ANEXO IX. La implementación abarca el ensamblaje desde cero del UAV que viene en módulos separados que se recomiendan fijar con pegamento industrial UHU para poliestireno. Después del ensamblaje del fuselaje se continúa con la instalación de las partes que pueden ser reemplazadas, el sistema de propulsión, se adecua con velcro un espacio para ubicar las baterías, se instalan los aparatos de control, radio y telemetría. Todos estos componentes se instalan conforme los resultados del análisis de estabilidad longitudinal.

Finalmente contando con el UAV completo se presenta el plano de conjunto de los acoples del sistema de propulsión distribuida (eDP) en el ANEXO X. Además, se anexan los planos de taller de los tres elementos dimensionados en la sección anterior mostrando en ellos sus dimensiones y procesos por los cuales deben ser fabricados.

3.5. Pruebas en tierra

Finalmente, estas las dos configuraciones fueron probadas experimentalmente para obtener la potencia consumida (de la batería) y la potencia disponible (producida por la propela). Es importante mencionar que al momento de las pruebas solo se disponía de propelas de 13x8 y de 10x45. En las pruebas el UAV se registró los datos de voltaje (V) y amperaje (I) en el sistema del autopiloto. Con el uso de un tacómetro se tomaron datos de las revoluciones por minuto (RPM) del motor para distintos niveles del porcentaje del acelerador. La Tabla 3.36 y Tabla 3.37 presentan estos resultados.

Tabla 3.36. Datos experimentales configuración en línea base.

PROPELA	13x8				
% Acelerador	V [V]	I [A]	PWR [W]	RPM	Empuje [N]
15	15.48	1	15.48	1694	1.18
20	15.45	2	30.9	2508	2.51
30	15.38	4	61.52	3741	5.44
40	15.3	7	107.1	4633	8.31
50	15.19	10	151.9	5408	11.28
60	15	13.5	202.5	6091	14.25
70	14.8	19.2	284.16	7091	19.00
80	14.6	28.8	420.48	8081	25.25

(Fuente: Propia)

A partir de los datos obtenidos se calcula la potencia consumida (PWR) y se realiza una búsqueda dentro de las tablas de las bases de datos experimentales con las RPMs y datos de la propela para obtener el Empuje que se estaría produciendo en vuelo. Cabe mencionar que el UAV estaba fuertemente sujetado durante las pruebas sin embargo la sujeción no era suficiente cuando el acelerador se usaba al máximo. Por esta razón no se tienen datos sobre el 80% del uso del acelerador.

Tabla 3.37. Datos experimentales eDP.

PROPELA	10x45				
% Acelerador	V [V]	I [A]	PWR [W]	RPM	Empuje [N]
15	15.95	3.2	51.04	3400	3.37
20	15.74	8.9	140.09	5450	8.30
30	15.38	15.8	243.00	7040	13.80
40	14.91	21.7	323.55	8200	18.90
50	14.45	34.4	497.08	9000	22.84
60	14.4	47	676.80	9834	27.52
70	13.8	58.5	807.30	10516	31.71
80	13.14	70.6	927.68	11361	37.30

(Fuente: Propia)

La eficiencia propulsiva de la configuración (eDP) es muy grande. Tomando como referencia un mismo uso del acelerador (20%), se obtiene hasta un 70% más de empuje empleando la configuración eDP. Este mayor empuje incluso se evidencia en elevados usos del acelerador (80%) donde también se obtiene un 32% más de empuje en comparación con la configuración BL. En promedio la configuración base (BL) produce en promedio un 53% menos empuje para todos los usos del acelerador.

Sin embargo, todo el aumento en la fuerza de empuje tiene un elevado costo. Para un mismo uso del acelerador (20%) la configuración eDP llega a consumir un 78% más de energía. Este aumento del consumo de energía es una constante que se evidencia para todos los usos del acelerador a lo largo de las pruebas. En este sentido se tiene un consumo promedio de un 69% más de energía en comparación de la configuración BL.

La Figura 3.23 compara los resultados entre ambas configuraciones dentro de una sola gráfica. El color plomo representa el empuje tanto para la línea base como para eDP. La línea base se ve representada por cuadrados y la eDP se representa como círculos. Las gráficas de color negro corresponden a la potencia requerida.

Es posible observar que, para un mismo empuje, la configuración de eDP requerirá mayores velocidades de rotación y un mayor consumo de energía. Estas tendencias se esperan ya que el empuje no está relacionado linealmente con el tamaño de la propela y, por lo tanto, hay una mayor demanda de potencia cuando se usan dos hélices. Además, las hélices pequeñas generalmente presentan eficiencias más bajas y, a esta escala, esto afecta el rendimiento de las configuraciones de eDP.

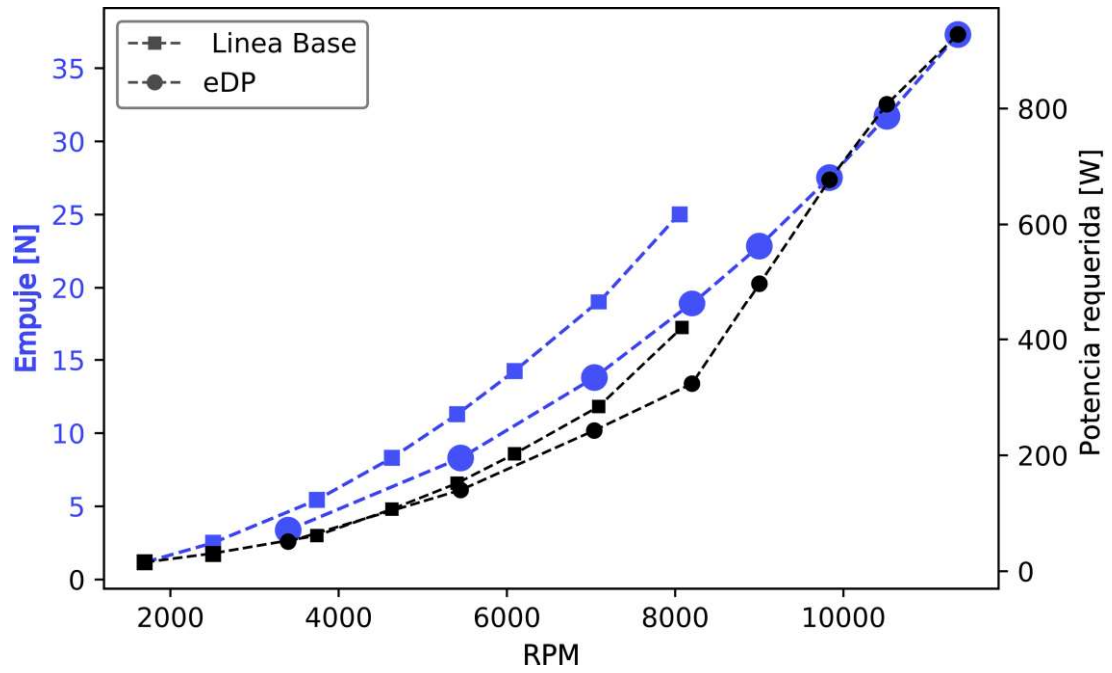


Figura 3.23. Empuje y Potencia Requerida vs RPM.

(Fuente: Propia)

4. Conclusiones

En el presente trabajo se diseñó e implemento un sistema de propulsión distribuida en un fuselaje seleccionado en trabajos previos. Este trabajo explora el beneficio experimental de la tecnología de propulsión distribuida aplicada a vehículos aéreos no tripulados de fuselaje integrado (BWB).

El presente trabajo ha probado la tecnología de propulsión distribuida de manera teórica y experimental para un UAV de ala fija utilizando una configuración BWB. Sin embargo la tecnología actual, los materiales y recursos de los que se disponen hace que una configuración estándar con una sola propela y propulsor sea un 10% más eficiente en el aeronave (BWB).

El estado del arte de la tecnología de propulsión distribuida muestra una concurrencia con el ensamblaje del aeronave. En este sentido se evidencia un nexo entre la distribución de los propulsores en el fuselaje con la estabilidad y maniobrabilidad que tendrá el aeronave en conjunto.

Se desarrolló una metodología para evaluar la estabilidad estática longitudinal de un UAV y para realizar el dimensionamiento y evaluación de su sistema de propulsión; adaptando y refinando códigos de programación de trabajos previos.

El diseño del UAV responde a los deseos y necesidades de los usuarios. En este sentido el sistema de propulsión que se dimensiono es apto para operar en la altura de 4200 [m.s.n.m]. El sistema tiene un rango de operación de 37 Km y un tiempo de vuelo de 39 minutos en su configuración base siendo capaz de volar por un tiempo 23% mayor de lo requerido por el usuario.

Se realizó el ensamblaje e implementación del UAV siguiendo las recomendaciones encontradas durante la revisión bibliográfica. La implementación del sistema de propulsión distribuida representa un aumento de un 8% de peso del UAV. El incremento de peso se debe en su mayoría a los acoples adicionales que se requieren para acoplar el sistema eDP al fuselaje.

4.1. Trabajos futuros

Los trabajos futuros se enfocarán en los módulos que cumplen la función de inspeccionar campos de cultivos. En este sentido se deberán explorar y realizar mejoras al módulo de propulsión, estructural y de control.

El módulo estructural presenta el mayor espacio de mejora al ser el principal componente que contribuye a la baja eficiencia del sistema. Por esta razón se deberán explorar soluciones que aporten un menor peso y un mejor posicionamiento de equipos. Esto con el fin de experimentar la tecnología del direccionamiento del empuje (Thrust Vectoring) o ingestión de capa límite en el fuselaje.

De igual manera en cuanto al módulo de propulsión, una vez se desarrolle un mejor módulo estructural será importante plantear el uso de propelas de mayor diámetro con la finalidad de comprobar las ventajas que brinda la propulsión distribuida, explorar el uso de motores más eficientes y fuentes de energía alterna con el objetivo de aumentar la autonomía del UAV.

Finalmente, en cuanto al módulo de control se requerirá implementar uno diseñado especialmente para el fuselaje tomando en cuenta su geometría y características aerodinámicas. Esto con el fin de tener un controlador más robusto que permita aprovechar mejor los recursos para obtener una mayor autonomía y rango de vuelo.

Referencias Bibliográficas

- [1] P. Arévalo Chávez, F. Arévalo Chávez, J. Guadalupe Lanás, y A. Palacio Fierro, «El Sector Agrícola en Ecuador: Análisis de Correlación entre Utilidad, Participación de Mercado y Estructura de Capital», *Econ. y Negocios*, vol. 9, n.º 1, 2018.
- [2] S. Pino, R. Aguilar, G. Apolo, y A. Sisalema, «Contribution of the agricultural sector to the economy of Ecuador. Critical analysis of its evolution in the period of dollarization. Years 2000-2016», 2016.
- [3] «Crisis en Ecuador: el controvertido anuncio de Lenín Moreno sobre el inicio de un diálogo que el movimiento indígena rechaza - BBC News Mundo». [En línea]. Disponible en: <https://www.bbc.com/mundo/noticias-america-latina-49995547>. [Accedido: 08-nov-2019].
- [4] «11 datos de los 11 días de crisis en Ecuador | CNN». [En línea]. Disponible en: <https://cnnespanol.cnn.com/2019/10/14/11-datos-de-los-11-dias-de-crisis-en-ecuador/>. [Accedido: 08-nov-2019].
- [5] «Poca tecnificación en el sector Agropecuario | Revista Líderes». [En línea]. Disponible en: <https://www.revistalideres.ec/lideres/tecnificacion-sector-agropecuario.html>. [Accedido: 28-abr-2019].
- [6] A. B. Cruz Villacís *et al.*, «Estructura del sector agropecuario, según el enfoque de las características del productor agropecuario y de las unidades de producción agropecuaria».
- [7] «Innovación, la nueva ruta de crecimiento para la agricultura ecuatoriana». [En línea]. Disponible en: <https://www.eltelegrafo.com.ec/noticias/economia/4/innovacion-agricultura-ecuatoriana>. [Accedido: 08-jun-2019].
- [8] «Xavier Lazo: 'El plan agrícola arrancará con USD 50 millones' | El Comercio». [En línea]. Disponible en: <https://www.elcomercio.com/actualidad/xavier-lazo-plan-agricola-ecuador.html>. [Accedido: 08-nov-2019].
- [9] «Lenín Moreno difunde medidas para reactivar el agro y anuncia que se revisará el examen Ser Bachiller | El Comercio». [En línea]. Disponible en: <https://www.elcomercio.com/actualidad/moreno-agricultura-bachiller-dialogo.html>. [Accedido: 08-nov-2019].
- [10] Mónica Mendoza, «La tecnificación es una de las alternativas a la crisis arrocerá |

- El Comercio», 2018-11-06, 2018. [En línea]. Disponible en: <https://www.elcomercio.com/actualidad/tecnificacion-alternativas-crisis-arrocera-ecuador.html>. [Accedido: 08-nov-2018].
- [11] «Field day explores opportunities for drones in agriculture technology | Local News | newspressnow.com». [En línea]. Disponible en: https://www.newspressnow.com/news/local_news/field-day-explores-opportunities-for-drones-in-agriculture-technology/article_b0e7f03a-ad3f-11e9-9190-9397413ff5b0.html. [Accedido: 29-oct-2019].
- [12] E. A. Valencia, D. Nalianda, P. Laskaridis, y R. Singh, «Methodology to assess the performance of an aircraft concept with distributed propulsion and boundary layer ingestion using a parametric approach», *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 229, n.º 4, pp. 682-693, 2015.
- [13] E. A. Valencia, V. H. Hidalgo, A. Aguinaga, y E. Cando, «Estudio de tecnologías innovadoras para sistemas de propulsión en aeronaves», 2015.
- [14] E. Valencia, V. Hidalgo, y J. Cisneros, «Design point analysis of a distributed propulsion system with boundary layer ingestion implemented in UAV's for agriculture in the Andean region», *52nd AIAA/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf.*, pp. 1-17, 2016.
- [15] E. Valencia, V. Hidalgo, y O. Calle, «Methodology for Weight and Performance Assessment of an UAV for Precision Agriculture at Cruise Condition», *53rd AIAA/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf.*, n.º July, pp. 1-15, 2017.
- [16] D. A. Rodríguez, «Estudio aerodinámico mediante herramientas paramétricas de una aeronave no tripulada para ser implementada en el sector agrícola de la región andina», Escuela Politécnica Nacional, 2017.
- [17] V. H. Alulema, «Diseño de sistemas de propulsión distribuida con ingestión de capa límite para una aeronave no tripulada de fuselaje integrado», Escuela Politécnica Nacional, 2018.
- [18] C. Yalama, «Estudio Paramétrico y CFD de los efectos de integración aerodinámicos entre el sistema de propulsión y fuselaje para un UAV utilizado en agricultura», Escuela Politécnica Nacional, 2017.
- [19] J. S. Rivera, «Estudio estructural de un vehículo aéreo no tripulado tipo fuselaje integrado operando en crucero mediante el método de los elementos finitos», Escuela Politécnica Nacional, 2019.
- [20] R. Austin, *Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment*. John Wiley & Sons, 2011.

- [21] J. Sullivan, «Evolution or Revolution? The rise of UAVs», *IEEE Technology and Society Magazine*, pp. 43-49, 2006.
- [22] K. P. Valavanis y G. J. Vachtsevanos, *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. New York: Springer Reference, 2014.
- [23] Z. Chunhua y K. John M, «The application of small unmanned aerial systems», *Precis. Agric.*, vol. 29, n.º 2, pp. 693-712, 2012.
- [24] L. R. Newcome, *Unmanned aviation: a brief history of unmanned aerial vehicles*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [25] J. Gundlach, *Designing Unmanned Aircraft Systems: a comprehensive approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [26] A. R. Jha, *Theory, design, and applications of unmanned aerial vehicles*. CRC Press, 2016.
- [27] L. Bougas y M. Hornung, «Propulsion system integration and thrust vectoring aspects for scaled jet UAVs», *CEAS Aeronaut. J.*, vol. 4, n.º 3, pp. 327-343, 2013.
- [28] «Atlas Nacional del Ecuador – Geoportal Ecuador». [En línea]. Disponible en: <http://www.geoportaligm.gob.ec/portal/index.php/geoeduca/atlas-nacional-del-ecuador-2/>. [Accedido: 28-jun-2019].
- [29] M. E. Tapia y A. M. Fries, *Guía de campo de los cultivos andinos*. FAO y ANPE. Lima. 2007.
- [30] «How to Sustainably Feed 10 Billion People by 2050, in 21 Charts | World Resources Institute». [En línea]. Disponible en: <https://www.wri.org/blog/2018/12/how-sustainably-feed-10-billion-people-2050-21-charts>. [Accedido: 28-jul-2019].
- [31] N. Zhang, M. Wang, y N. Wang, «Precision agriculture - A worldwide overview», en *Computers and Electronics in Agriculture*, 2002, vol. 36, n.º 2-3, pp. 113-132.
- [32] R. Gebbers y V. I. Adamchuk, «Precision agriculture and food security», *Science*, vol. 327, n.º 5967. pp. 828-831, 12-feb-2010.
- [33] F. J. Pierce y P. Nowak, «Aspects of Precision Agriculture», *Adv. Agron.*, vol. 67, n.º C, pp. 1-85, 1999.
- [34] J. V. Stafford, «Implementing precision agriculture in the 21st century», *J. Agric. Eng. Res.*, vol. 76, n.º 3, pp. 267-275, 2000.
- [35] R. Ehsani y J. M. Maja, «The rise of small UAVs in precision agriculture», *Resour. Eng. Technol. Sustain. World*, vol. 20, n.º 4, pp. 18-19, 2013.
- [36] U. Mahajan y B. R. Bundel, «Drones for Normalized Difference Vegetation Index (NDVI), to Estimate Crop Health for Precision Agriculture: A Cheaper Alternative for

- Spatial Satellite Sensors», 2016.
- [37] U. R. Mogili y B. B. V. L. Deepak, «Review on Application of Drone Systems in Precision Agriculture», *Procedia Comput. Sci.*, vol. 133, pp. 502-509, 2018.
- [38] Y. Bin Lan, S. De Chen, y B. K. Fritz, «Current status and future trends of precision agricultural aviation technologies», *Int. J. Agric. Biol. Eng.*, vol. 10, n.º 3, pp. 1-17, 2017.
- [39] Q. Quan, *Introduction to Multicopter Design and Control*. Beijing: Springer, 2017.
- [40] P. Jiménez, J. Hernández, y J. Silva, «Diseño de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) para medición de gases de efecto invernadero», 2017.
- [41] H. D. Kim, A. T. Perry, y P. J. Ansell, «A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology», *2018 AIAA/IEEE Electr. Aircr. Technol. Symp.*, 2018.
- [42] «How Brushed and Brushless Electronic Speed Controllers Work - HobbyKing News». [En línea]. Disponible en: https://hobbyking.com/en_us/news/brushed-brushless-electronic-speed-controllers-work?__store=en_us. [Accedido: 14-mar-2019].
- [43] «Battery Eliminator Circuit (BEC)». [En línea]. Disponible en: https://shop.quadrocopter.com/Battery-Eliminator-Circuit-BEC_p_625.html. [Accedido: 29-oct-2019].
- [44] «How Brushless Motor and ESC Work - HowToMechatronics». [En línea]. Disponible en: <https://howtomechatronics.com/how-it-works/how-brushless-motor-and-esc-work/>. [Accedido: 16-ene-2019].
- [45] «A Guide to Understanding LiPo Batteries — Roger's Hobby Center». [En línea]. Disponible en: <https://rogershobbycenter.com/lipoguide>. [Accedido: 29-oct-2019].
- [46] «UAV Battery Market 2018-2023: Global Size, Share, Trends, Leading Players and Regional Analysis By UAV and Battery Type - Reuters». [En línea]. Disponible en: <https://www.reuters.com/brandfeatures/venture-capital/article?id=48656>. [Accedido: 29-oct-2019].
- [47] S. Grover y B. B. Arora, «Design of Flying Wing UAV and Effect of Winglets on its Performance», *Int. J. Emerg. Technol. Adv. Eng.*, vol. 8, n.º 3, pp. 414-428, 2018.
- [48] S. Rajendran, «Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach», Linköping University, 2012.
- [49] T. Manual, W. Created, y R. Grauberger, «Skywalker X8», 2013.
- [50] «Navio2 | Emlid». [En línea]. Disponible en: <https://emlid.com/navio/>. [Accedido: 02-nov-2019].

- [51] «Introducing Navio2 - Emlid». [En línea]. Disponible en: <https://emlid.com/introducing-navio2/>. [Accedido: 02-nov-2019].
- [52] Hex Technology, «Pixhawk v2 Feature Overview». [En línea]. Disponible en: <http://www.proficnc.com/>. [Accedido: 03-mar-2019].
- [53] «Hex Cube (Pixhawk 2) · PX4 v1.9.0 User Guide». [En línea]. Disponible en: https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_controller/pixhawk-2.html. [Accedido: 02-nov-2019].
- [54] A. S. Gohardani, G. Doulgeris, y R. Singh, «Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft», *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 47, n.º 5, pp. 369-391, 2011.
- [55] A. M. Stoll, J. Bevirt, M. D. Moore, W. J. Fredericks, y N. K. Borer, «Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion», *14th AIAA Aviat. Technol. Integr. Oper. Conf.*, n.º June, pp. 16-20, 2014.
- [56] J. Saa, «Study of a distributed propulsion system with boundary layer ingestion implemented in an unmanned aerial vehicle, to be applied in the andean region», Escuela Politécnica Nacional, 2018.
- [57] J. Felder, H. Kim, G. Brown, y J. Kummer, «An Examination of the Effect of Boundary Layer Ingestion on Turboelectric Distributed Propulsion Systems», *49th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo.*, n.º January, pp. 1-26, 2011.
- [58] M. Kozek y A. Schirrer, *Modeling and Control for a Blended Wing Body Aircraft*. 2015.
- [59] X. Wei y Z. Zhou, «Analysis on flight dynamics of solar UAV with multiple propulsion systems», *Appl. Mech. Mater.*, vol. 138-139, pp. 453-458, 2012.
- [60] E. Baris y D. Landman, «An investigation into the potential benefits of distributed electric propulsion on small UAVs at low Reynolds numbers», *35th AIAA Appl. Aerodyn. Conf. 2017*, 2017.
- [61] Y. Ma, W. Zhang, Y. Zhang, K. Li, y Y. Wang, «Effects of Distributed Propulsion Crucial Variables on Aerodynamic and Propulsive Performance of Small UAV», 2019.
- [62] D. P. Raymer, «Aircraft Design - A Conceptual Approach 2nd ed», *Aiaa*. 2006.
- [63] H. V. De Castro, «Longitudinal Static Stability of Tailless Aircraft». 2001.
- [64] A. Filippone, «Static Longitudinal Stability», *Encycl. Aerosp. Eng.*, pp. 1-10, 2010.
- [65] Flight and Test Dynamic Group. Cranfield University y H. V. De Castro, «Longitudinal Static Stability of Tailless Aircraft». 2001.

- [66] A. Keane, A. Sobester, y J. Scanlan, *Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design A practical Approach*. London: Wiley, 2017.
- [67] J. D. Anderson, *Aircraft Performance and Design*. WCB/McGraw-Hill, 2003.
- [68] F. G. Irving, *An Introduction to the Longitudinal Static Stability of Low-Speed Aircraft*. Elsevier, 1966.
- [69] J. N. González y S. E. Roncero, «Estudio de características Aerodinámicas y de Estabilidad de un Ala Voladora», 2014.
- [70] M. Sadrey, *Aircraft Performance An Engineering Approach*. New York: CRC Press, 2017.
- [71] «How to Make a Drone / UAV - Lesson | RobotShop Community». [En línea]. Disponible en: <https://www.robotshop.com/community/tutorials/show/how-to-make-a-drone-uav-lesson-5-assembly>. [Accedido: 06-mar-2019].
- [72] «The E386 Mapping Drone – Event 38 Unmanned Systems». [En línea]. Disponible en: <https://event38.com/fixed-wing/e386-mapping-drone/>. [Accedido: 23-oct-2019].
- [73] «WingtraOne surveying and mapping drone for high accuracy over large areas | Wingtra». [En línea]. Disponible en: https://wingtra.com/mapping-drone-wingtraone/?utm_medium=ppc&utm_term=mapping_drones&utm_campaign=2019+//+Search+//+Mapping+//+fixed-wing+//+VTOL&utm_source=adwords&hsa_ad=333812062490&hsa_src=g&hsa_mt=p&hsa_net=adwords&hsa_kw=mapping+drones&hsa_acc=4317485. [Accedido: 22-oct-2019].
- [74] «Delair: About Us - Visual Intelligence for enterprises». [En línea]. Disponible en: <https://delair.aero/our-company-2/>. [Accedido: 24-oct-2019].
- [75] «Delair UX11 AG Drone: discover the smartest plant-mapping drone». [En línea]. Disponible en: <https://delair.aero/professional-drones-2/plant-mapping-drone-delair-ux11-ag/>. [Accedido: 24-oct-2019].
- [76] C. Riba, *Diseño concurrente*. 2002.
- [77] E. Valencia, V. Alulema, y D. Rodríguez, «Wetland Monitoring Using Unmanned Aerial Vehicles with Electrical Distributed Propulsion Systems», 2019.
- [78] E. A. Valencia, M. Oña, D. Rodriguez, y A. Oña, «Experimental Performance Assessment of an Electric UAV with an Alternative Distributed Propulsion Configuration Implemented for Wetland Monitoring», 2019.
- [79] «Performance Data | APC Propellers». [En línea]. Disponible en: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/>. [Accedido: 02-ene-2019].

- [80] K. Gryte, «High Angle of Attack Landing of an Unmanned Aerial Vehicle», n.º July, 2015.
- [81] K. Gryte, R. Hann, M. Alam, J. Rohac, T. A. Johansen, y T. I. Fossen, «Aerodynamic modeling of the Skywalker X8 Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle», *2018 Int. Conf. Unmanned Aircr. Syst. ICUAS 2018*, pp. 826-835, 2018.
- [82] G. J. J. Ruijgrok, *Elements of Airplane Performance*. Delft University Press, 1990.
- [83] H. Martin, «Electric Flight - Potential and Limitations», *AVT-209 Work. Lisbon*, pp. 1-30, 2012.
- [84] «Power 46 Brushless Outrunner Motor, 670Kv | HorizonHobby». [En línea]. Disponible en: <https://www.horizonhobby.com/power-46-brushless-outrunner-motor--670kv-eflm4046a>. [Accedido: 04-abr-2019].
- [85] «Power 25 BL Outrunner Motor, 870Kv | HorizonHobby». [En línea]. Disponible en: <https://www.horizonhobby.com/power-25-bl-outrunner-motor--870kv-eflm4025a>. [Accedido: 04-abr-2019].
- [86] «PMMA». [En línea]. Disponible en: <http://www.mit.edu/~6.777/matprops/pmma.htm>. [Accedido: 10-nov-2019].
- [87] S. Farah, D. G. Anderson, y R. Langer, «Physical and mechanical properties of PLA, and their functions in widespread applications-A comprehensive review ☆», *Adv. Drug Deliv. Rev.*, 2016.

ANEXOS

ANEXO I.

CLASIFICACION DE CULTIVOS REPRESENTATIVOS DEL ECUADOR

Tabla 1. Cultivos representativos en función de su altura de cultivo.

Nombre común	Nombre científico	Altura optima de cultivo, msnm
Tubérculos		
Papa	<i>Solanum tuberosum</i>	2000-3800
Mashwa	<i>Tropaeolum tuberosum</i>	3500 - 4100
Papa amarga	<i>Solanum curtilobum</i>	3900 – 4200
Raíces		
Camote	<i>Ipomea batatas</i>	0 – 2500
Achira	<i>Canna edulis</i>	500 – 3000
Maca	<i>Lepidium peruvianum</i>	3900 – 4200
Granos		
Maiz	<i>Zea mays</i>	2500 – 3500
Quinoa	<i>Cenopodium quinoa</i>	3800 - 4000
Amaranto	<i>Amaranthus caudatus</i>	2800 – 3300
Leguminosas		
Chocho	<i>Lupinus mutabilis</i>	2700 – 3700
Frijol	<i>Phaseolus vulgaris</i>	0 – 2500
Haba	<i>Vicia faba</i>	1000 – 3800
Frutas		
Mora	<i>Rubus glaucus</i>	1500 – 3300
Tomate de árbol	<i>Cyphomandra betacea</i>	1500 – 3200
Uvilla	<i>Physalis peruviana</i>	1000 - 3500

(Fuente: [29])

ANEXO II.

ESPECIFICACIONES TECNICAS DEL UAV EVENT 386

EVENT 38

E386 Mapping Drone

UNMANNED SYSTEMS

Specifications

- **Dimensions:** 190cm Wingspan, 130cm Length (75 x 51 inches)
 - Wings and body disassemble for easy transport
- **Weight:** 2.5kg (5.6 lbs)
- **Endurance:** 85 minutes flight time
- **Cruise Speed:** 12m/s (27 mph)
- **Range:** 60km (37 miles)
 - Map up to 850 geo-referenced acres per flight at 120m AGL
- **Max Payload:** 500g (1.1 lbs)
- **Automatic lens protection for landing**
- **Automatic parachute landing**
- **Complete mission planning and operations software**
 - For your Windows 7, 8 or 10 laptop (not included)
 - Autonomous flight, Return-to-launch, Automated pre-flight checklists, much more
- **Operating Conditions**
 - MSL Ceiling: 3,960 meters, (13,000 ft), - auto take-off tested to 3,100 meters, (10,000 ft)
 - Max sustained wind speed: 10 m/sec, (22 mph) for autonomous operation
- **Telemetry Range:** 5 km+ (3.1 mi)



Trusted by Top Organizations for Diverse Missions:



US Army Corps
of Engineers®



SPACEX



Smithsonian

540 S. Main Street
Ste 457
Akron, OH 44311

sales@event38.com

www.Event38.com

(Fuente: [72])

ANEXO III.

ESPECIFICACIONES TECNICAS DEL UAV WINGTRA

The all-in-one drone: large coverage, high resolution and accuracy



WingtraOne

Resolution	down to 0.7cm (0.3 in)/px GSD
Accuracy	down to 1 cm (0.4 in) absolute accuracy
Coverage	400 ha at 3 cm/px (988 ac at 1.2 in/ px) GSD

WingtraOne drone offers broad coverage, brilliant resolution and high accuracy in one mapping device.

With such unprecedented functionality, WingtraOne can map a quarry the size of 240 American football fields in an hour's flight. The resolution of the final map allows to zoom in and see tiny details such as a coin lying on the ground. And what is best—it is possible to know the exact coordinates of the coin down to an absolute accuracy of 1 cm (0.4 in).

(Fuente: [73])

Hardware

Drone type	Tailsitter VTOL (Vertical take-off and landing)
Max. take-off weight	4.5 kg (9.9 lb)
Weight (empty)	3.7 kg (8.1 lb)
Max. payload weight	800 g (1.8 lb)
Wingspan	125 cm (4.1 ft)
Dimensions of WingtraOne	125 × 68 × 12 cm (4.1 × 2.2 × 0.4 ft) (without middlestand)
Dimensions of Pilot Box	57 × 37 × 20 cm, 8.6 kg (1.8 × 1.2 × 1.0 ft, 19 lb)
Battery capacity	99 Wh (a pair of batteries required)
Battery type	Li-ion, Smart battery technology, UN compliant
Radio link	8 km (5 mi), bi-directional antennas for optimal range
Onboard GPS	Double redundancy, using GPS, Glonass and ready for Galileo and Beidou
Dimensions of travel hardcase (optional)	141 × 74 × 26 cm, 16 kg (4.6 × 2.4 × 0.9 ft, 35 lb)

Software & Tablet

Flight planning & mission control software	WingtraPilot
Tablet (supplied)	Android tablet; pre-installed; ready-to-fly. Interfaces to Telemetry module (data link for automated drone control) and manual back-up controller
Updates	free

Operation

Operational cruise speed	16 m/s (35.8 mph)
Climb speed cruise	6.0 m/s (13.4 mph)
Wind resistance	up to 45 km/h (12 m/s, 28 mph) in cruise, up to 30 km/h (8 m/s, 18 mph) for landing
Maximum flight time	55 minutes
Min. space for take-off and landing	2 m × 2 m (6.6 ft × 6.6 ft)
Designed temperature range	-20 °C to 50 °C (-4 °F to 122 °F)
Tested and warranted temperature range	-10 °C to 40 °C (14 °F to 104 °F)
Max. altitude (a.m.s.l.)	3000 m (9800 ft)
Weather	No precipitation, resists light rain
Ground Control Points required	No (with PPK option)
Descent speed cruise	4.0 m/s (8.9 mph)
Climb and descent speed hover	6.0 m/s (13.4 mph) and 1.0 m/s (2.2 mph)
Auto-Landing accuracy	<5 m (<16 ft)
Max. flight altitude above take-off point	500 m (1640.4 ft)

(Fuente: [73])

ANEXO IV.

ESPECIFICACIONES TECNICAS DEL UAV DELAIR UX11 AG



PRODUCTIVE & PLANT-FOCUSED
The smartest plant mapping drone ever

150ha
(370 ac)
@8 cm GSD

PPK
as you go

5
GSD down
to 5 cm

3G/4G

UX11 AG

PROFESSIONAL SMALL UAV,
MAP BEYOND THE VISIBLE WITH EASE

INDUSTRIES

- 
Agriculture
- 
Forestry
- 
Power & Utilities
- 
Environment & Conservation

KEY APPLICATIONS

- All applications requiring temporal analysis or precise geolocation
- Mapping & GIS
- Field trials
- Field inventory
- Large Scale Farms and Plantations Scouting
- Precision Agriculture
- Forest inventory and management
- Traceability for sustainability
- Environmental and Conservation
- Due diligence of farms

(Fuente: [75])

KEY DIFFERENTIATORS

Designed for best grade spectral data quality and precisely geolocalized plant data. Fully integrated true multispectral camera for bird view, biomass and chlorophyll insights in one flight. With optional PPK activation for surveygrade results.

BVLOS-ready communications - optional radio link or mobile connectivity via 3G network (4G-ready) for unlimited range.

Bird Take Off and Landing - BTOL - precise takeoffs and landings - high-angle (30 degrees) for restricted areas, low-speed landing using distance measurement technology.

Easy-to-use Android™ mission planning and monitoring app - pre-flight checklist, no-fly zones, modern user interface, in-flight data review.

UAV SPECIFICATIONS

Endurance ¹	Up to 52 minutes
Weight (payload included)	1.6 kg (3.52 lbs)
Wingspan	1.1 m (43 in)
Deployment time ¹	5 min
Cruise speed	54 km/h (33.5 mph)
Take-off / Landing	Hand-launched (angle: 30 degrees) / Belly landing (angle: 30 degrees)
Flying range ¹	47 km (29 mi)
Maximum surface area covered ¹ (70% overlap, results may vary depending on conditons)	
-	90 ha (230 ac) mapped with 5 cm GSD at 75 m (246 ft) AGL
-	150 ha (370 ac) mapped with 8 cm GSD at 122 m (400 ft) AGL
-	600 ha (1500 ac) mapped with 34 cm GSD at 500 m (1,640 ft) AGL

Communication range

3G/4G	Unlimited (within network coverage)
Delair Link (2.4 GHz radio) ¹	FCC up to 10 km (6.2 mi), CE up to 5 km (3.1 mi)

Operating conditions

Weather	45 km/h (28 mph) wind resistance, moderate rain
Temperature ¹	-20 to 45 C (-4 to 110 F)
Maximum takeoff altitude ¹	Takeoff at 3,600 m (11,800 ft)
Landing accuracy ¹	~5 m (16 ft)

GNSS PPK optional (software activated), L1/L2, GPS+GLONASS



SENSOR

Micasense RedEdge MX sensor - fully integrated

Sensortype	Global shutter, distortion free
Narrow & calibrated spectral bands	Red, Green, Blue, Red Edge, Near Infrared
Live picture preview on ground (RGB/NDVI)	
Image acquisition rate	Automatically adjusted in flight (configurable overlap)
Width x Height	1280 x 960 pixels
Calibration panel included	



(1) Actual results may vary depending on UAV configuration, battery age and condition, and operational, environmental and climate conditions.

October 2018 version A.

DELIVERABLES

USE DELAIR AFTER FLIGHT SOFTWARE (INCLUDED) FOR PPK PROCESSING. RAW DATA COMPATIBLE WITH ALL PHOTOGRAMMETRY SOFTWARES

ANALYTICS

- Orthomosaic image & DSM (Digital Surface Model),
- Scouting Maps: bird view, green biomass, chlorophyll content and others
- Plant Counting, Gap Detection, Plant Height
- Field, rows, microplots boundaries vectorization
- Management zones and sampling points and many more.

ANALYTICS COMPATIBLE WITH

GIS softwares (ESRI ArcGIS, QGIS, ENVI, eCognition, Globalmapper and many more), MyJohnDeere and some Farm Management Information Systems / ag DST.

Specifications subject to change without notice to improve reliability, function or design or otherwise.
© 2018, Delair-Tech SAS. All rights reserved. Delair is a trademark of Delair-Tech SAS, registered in France.
All other trademarks are the property of their respective owners.



FRANCE: Toulouse - Headquarters | USA: Los Angeles | BELGIUM: Gent | ASIA PACIFIC: Singapore

(Fuente: [75])

ANEXO V.




SOLUCIONES PARA LAS FUNCIONES DEL MODULO ESTRUCTURAL

En este anexo se presentan las alternativas de diseño propuestas para cada función que compone el modulo estructural como se indica a continuación:

- **Instalar el sistema de propulsión**

Resulta necesario que el sistema de propulsión distribuida sea instalado de manera de que cumpla los requerimientos del usuario. En este sentido se presenta en la Tabla A. disposiciones que posibilitan desarrollar esta función.

Tabla A. Soluciones para instalar el sistema de propulsión.

Solución	Ventajas y desventajas	Esquema
Sistema de propulsión en frente de las alas	<p>Esta disposición contribuye en cuanto a la estabilidad estática longitudinal del UAV. Es una alternativa ligera.</p> <p>Debido a la disposición de los motores esta ubicación es riesgosa durante el aterrizaje.</p>	
Sistema de propulsión paralelo al fuselaje	<p>Permite una disposición que no resulta riesgosa durante el aterrizaje y sin añadir mucho peso.</p> <p>Se incrementa peso en la parte posterior que aumenta el cabeceo reduciendo en parte la estabilidad longitudinal.</p>	
Sistema de propulsión bajo las alas	<p>Esta forma de instalación puede ayudar a tener una mejor estabilidad longitudinal agregando peso en la parte delantera.</p> <p>Es la forma de instalar el sistema es la que más riesgo representa durante el aterrizaje del UAV y representa el mayor peso.</p>	

(Fuente: Propia)

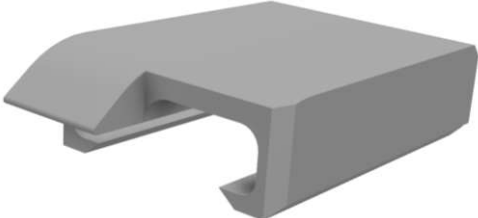
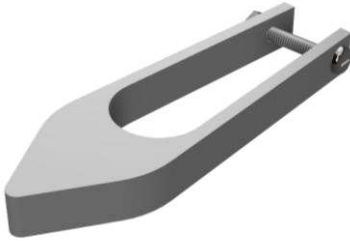
- **Insertar las alas**

Esta función se realiza de forma manual sobre los ejes rigidizadores que vienen de fábrica en el UAV los cuales permiten el ensamblaje de las alas y a su vez las vuelven rígidas. Es necesario tomar en cuenta la dimensión de los ejes para dejar un espacio pertinente que facilite el montaje del sistema de propulsión y la conexión de los componentes eléctricos y electrónicos.

- **Fijar las alas del UAV**

Tras realizar el montaje de las alas estas deben ser fijadas de manera adecuada en el fuselaje central formando en conjunto el UAV. En este sentido se debe evitar que se desprendan durante el vuelo. Con el fin de cumplir esta tarea las alternativas de solución se muestran en la Tabla B.

Tabla B. Soluciones para la función fijar las alas del UAV.

Solución	Ventajas y desventajas	Esquema
Acople móvil	<p>Son sencillos de acoplar y desacoplar. Son la opción más robusta y que menos tiempo toma en montar.</p> <p>Requieren de excelentes tolerancias para ofrecer una sujeción fuerte.</p>	
Pinza de sujeción	<p>Brindan una precisa y fuerte sujeción. No requieren de gran precisión con las tolerancias durante su dimensionamiento.</p> <p>Tienen un alto tiempo de montaje. El uso de pernos metálicos con materiales impresos en 3D puede acelerar el desgaste de la unión.</p>	

(Fuente: Propia)

- **Posicionar equipo de inspección**


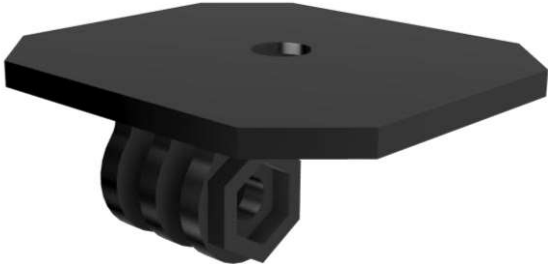
La elección entre posicionar los elementos en el exterior o interior del UAV es muy importante que debe realizarse de manera adecuada. En este sentido de acuerdo a los resultados de la casa de la calidad y requerimientos del usuario se determina que el equipo de inspección se debe localizar en el exterior del fuselaje.

De esta manera tomando en cuenta que solo se dispone de un fuselaje para el aeronave y que el usuario final no está dispuesto a cortar el fuselaje el posicionar el equipo de inspección de forma manual en el exterior es la mejor opción.

- **Sujetar el equipo de inspección**

Después de posicionar el equipo inspección en el exterior del fuselaje este debe ser fijado al UAV. En este sentido se debe evitar que se desprenda durante el vuelo. Para lograr esta función en la Tabla C se muestran las alternativas para la sujeción interna y externa.

Tabla C. Alternativas de solución para sujetar el equipo de inspección.

Solución	Ventajas y desventajas	Esquema
Acoples de fabrica	Son ligeros y vienen con el equipo de inspección. Están diseñados para sujeción externa y ara lo cual tienen un fuerte adhesivo.	
Acople impreso en 3D	Solo fijan al equipo en exteriores. Brinda una mayor sujeción del equipo al tener un área mayor para aplicar el pegamento. Es más pesado que la otra opción, ocupa un volumen interior, requiere de un corte debajo del fuselaje. Requiere de pegamento adicional.	

(Fuente: Propia)

- **Montar almacenamiento de energía**

Una vez que los dispositivos que almacenan la energía se han cargado es necesario montarlos en el UAV. Para cumplir esta función se han propuesto alternativas que se indican en la Tabla D.

Este sistema para montar el almacenamiento de energía debe cumplir los requerimientos del usuario como tener un fácil ensamblaje, ser ligero y tener un bajo costo. Es necesario resaltar sobre todo la función de brindar una fuerte sujeción de las baterías durante las

distintas fases de vuelo. Asegurando que el sistema de sujeción no contribuya con un excesivo peso.

Tabla D. Alternativas de solución para el montaje del almacenamiento de energía.



Solución	Ventajas y desventajas	Esquema
<p>Sistema de sujeción con velcro</p>	<p>Su instalación es muy rápida, solo necesitan ser posicionados de una buena manera puesto que de un lado tiene un fuerte adhesivo. Son el sistema más empleado en UAVS. Facilitan el montaje y desmontaje de las baterías que vienen con velcro incluido en una de sus caras.</p> <p>Su fijación no es de las más fuertes disponibles. Su facilidad y gran rapidez de montaje puede llevar a una falla por mala fijación</p>	
<p>Compartimiento Impreso en 3D</p>	<p>Garantiza una precisa y fuerte sujeción la cual se realiza a medida para el modelo de baterías a emplear.</p> <p>Requiere de la generación de espacio extra creando cortes en el fuselaje. Puede ser más pesado que el sistema de fijación con velcro. No aprovecha el velcro que las baterías incluyen en una de sus caras.</p>	

(Fuente: Propia)

- **Transmitir movimiento al equipo**

Con el fin de cumplir esta misión se plantean alternativas de solución en la Tabla E. Estas soluciones se encargan de transferir el empuje generado por el sistema de propulsión a toda el aeronave. En su diseño se considera los requerimientos que el usuario planteo durante el desarrollo de la casa de la calidad como facilitar el ensamblaje, tener un peso ligero, ser de sencilla manufactura y tener un bajo costo.

Tabla E. Alternativas de solución para transmitir movimiento al equipo.

Solución	Ventajas y desventajas	Esquema
Acople con el fuselaje	<p>Transmiten directamente el empuje a los ejes de fibra de carbón que rigidizan el fuselaje del UAV. Tienen una implementación versátil que no requiere realizar cortes ni perforaciones en el fuselaje. Conservan el perfil aerodinámico del fuselaje.</p> <p>Restringe el tamaño de las propelas por su próxima ubicación. Puede alterar las características aerodinámicas del UAV.</p>	
Acople con las alas	<p>Permite acoplar propelas de mayor tamaño bajo el aeronave.</p> <p>Crea un momento de fuerza para transmitir el movimiento a fuselaje. Requiere de un eje de fijación adicional. Tiene una implementación compleja ya que es necesario perforar y realizar cortes en el fuselaje.</p>	

(Fuente: Propia)

- **Desarrollar fuerza de sustentación**

Una vez que el empuje es canalizado y produce movimiento al fuselaje. Los elementos que se encargan de cumplir esa función son las alas fijas integradas del Skywalker X8. Estas alas del aeronave de fuselaje integrado desarrollan sustentación que permite tener al UAV en vuelo llevando consigo equipos de inspección. De este modo se posibilita el continuar con la adquisición de datos, el retorno al punto de encuentro y el aterrizaje con los registros a bordo.

ANEXO VI.

SOLUCIONES PARA LAS FUNCIONES DEL MÓDULO DE PROPULSIÓN

En este ANEXO se presentan las alternativas de diseño propuestas para cada función que compone el módulo de propulsión como se indica a continuación:

- **Almacenar energía eléctrica**

Resulta necesario que el sistema de propulsión tenga a su disposición energía eléctrica que sea almacenada en un contenedor que cumpla los requerimientos del usuario. En este sentido se presenta en la Tabla F. donde se tienen dos soluciones que cumplen los deseos del usuario y que generalmente son empleadas en UAVS.

Tabla F. Soluciones para instalar el sistema de propulsión.

Solución	Ventajas y desventajas	Esquema
Baterías de Li-ion	<p>Tienen una mayor densidad energética, son menos costosas. Son más eficientes pues pueden entregar hasta el 95% de su capacidad energética.</p> <p>Tiempo de carga ligeramente más largo. Representan un riesgo adicional pues son más volátiles cuando sufren impactos. Generalmente tienen un peso mayor.</p>	
Baterías Li-Po	<p>Permite una disposición que no resulta riesgosa durante el aterrizaje y sin añadir mucho peso.</p> <p>Se incrementa peso en la parte posterior que aumenta el cabeceo reduciendo en parte la estabilidad longitudinal.</p>	

(Fuente: Propia)

- **Distribuir energía eléctrica**



La energía eléctrica almacenada en las baterías debe ser distribuida a todos los componentes del UAV. En este sentido los ESC modernos cumplen con esa función

proporcionando altas corrientes de descarga para los motores y energía apropiada para el sistema de control e instrumentos de inspección. Esto lo realizan mediante un circuito BEC que proporciona el correcto voltaje y corriente a los componentes que a diferencia de los motores no requieren altas cantidades de energía.

- **Convertir energía eléctrica en torque**

Resulta necesario que el UAV tenga la capacidad de moverse y desarrollar sustentación. Para volar se requiere de motores que cumpliendo los requerimientos del usuario conviertan la energía eléctrica en torque. En este sentido se presenta en la Tabla G. donde se tienen dos soluciones que cumplen los deseos del usuario y que generalmente son empleados en UAVS.

Tabla G. Soluciones para instalar el sistema de propulsión.




Solución	Ventajas y desventajas	Esquema
Motores con escobillas	<p>Son confiables disponen de un gran torque y son más baratos. Tienen una conexión directa con la fuente.</p> <p>Las escobillas se desgastan con el tiempo y necesitan de una mayor, limpieza, mantenimiento y reparación. Tienen una baja disipación de calor. Son más ruidosos.</p>	
Motores sin escobillas	<p>Son más ligeros. Tienen una menor resistencia interna. Disipan de mejor manera el calor generado en el estator. Lo que a su vez provoca que sean más eficientes. Y prácticamente no requieren de mantenimiento.</p> <p>Son más costosos. Y sus conexiones y control son mas complejas.</p>	

(Fuente: Propia)

- **Convertir torque en empuje**

El torque generado debe ser aprovechado por un instrumento que cumpliendo los requerimientos del usuario permita desarrollar empuje para el UAV. En este sentido se presenta en la Tabla H. donde se tienen tres soluciones que cumplen los deseos del usuario y que generalmente son empleadas en UAVS.

Tabla H. Soluciones para instalar el sistema de propulsión.

Solución	Ventajas y desventajas	Esquema
Propela de 3 palas desmontable	<p>Pueden generar un mayor empuje empleando una menor área.</p> <p>Requieren de una mayor energía para su movimiento, son más complejas de adquirir en diámetros específicos. No se dispone de una base de datos experimental que muestre su desempeño.</p>	
Propela de 2 palas plegable	<p>Tienen partes móviles que las pliegan en caso de choques. Por lo que pueden tener una mayor duración.</p> <p>Son más costosas. Requieren de un mayor tiempo de ensamblaje, son menos eficientes que las propelas convencionales. No se dispone de una base de datos experimental que muestre su desempeño.</p>	
Propela de 2 palas desmontable	<p>Tienen una mayor eficiencia que su versión plegable. Su instalación es rápida. Se dispone de una base de datos experimental que indica el desempeño de una gran variedad de este tipo de propelas. Son más fáciles de encontrar en el mercado.</p> <p>Poseen una elevada tendencia a la rotura en caso de choques o accidentes.</p>	

(Fuente: Propia)

ANEXO VII.



SOLUCIONES PARA LAS FUNCIONES DEL MÓDULO DE CONTROL

En este ANEXO se presentan las alternativas de diseño propuestas para cada función que compone el módulo de propulsión como se indica a continuación:

- **Encender y controlar el sistema**

Resulta necesario que el sistema de propulsión tenga a su disposición energía eléctrica que sea almacenada en un contenedor que cumpla los requerimientos del usuario. En este sentido se presenta en la Tabla F. donde se tienen dos soluciones que cumplen los deseos del usuario y que generalmente son empleadas en UAVS.

Tabla F. Soluciones para instalar el sistema de propulsión.



Solución	Ventajas y desventajas	Esquema
Control remoto	<p>Brinda un diseño compacto y más robusto. Es sencillo de operar para el usuario presentando una cantidad simplificada de botones. Tiene un reducido costo.</p> <p>Permite un menor manejo de variables de la misión. Requiriendo de una planificación previa con la asistencia de una computadora. Cuenta con un menor rango de operación.</p>	
Estación terrestre de control	<p>Permite el control de todos los aspectos de la misión en tiempo real. Cuentan con un mayor rango de operación que el control remoto.</p> <p>Representa una opción más costosa. Requiere de una capacitación adicional al operador. Son más grandes y frágiles requiriendo de un mayor cuidado durante su uso y transporte.</p>	

(Fuente: Propia)

- **Controlar el vuelo**

Es necesario que una vez que el UAV está en vuelo realizando una misión este sea maniobrable o mejor aún realice un vuelo autónomo sin gran experticia por parte del usuario. En este sentido los dispositivos que se presentan en la Tabla G. brindan soluciones para llevar a cabo esta función.

Tabla G. Soluciones para controlar el vuelo.

Solución	Ventajas y desventajas	Esquema
Pixhawk Cube	<p>Producto con mucha popularidad, tiene una gran comunidad detrás con guías en foros y YouTube. Funciona con software libre. Es un sistema más robusto contando con un sistema de tripe redundancia.</p> <p>Es un sistema de control costoso. Difícil puesta a punto para usuarios sin conocimientos de programación.</p>	 <p>(Fuente: [52])</p>
NAVIO2	<p>Presenta un costo más asequible. Configuración sencilla y ágil integración con computadoras a bordo. Tiene un gran número de desarrolladores y trabaja con software libre que viene instalado de fábrica.</p> <p>Tiene un sistema de control menos robusto contando con una menor cantidad de sensores.</p>	 <p>(Fuente: [50])</p>

(Fuente: Propia)

- **Energizar equipos de inspección y adquirir datos**

De igual manera que el control del vuelo del UA; el encendido, control de los equipos de inspección y la obtención de los datos de la misión que se este realizando se debe efectuar de manera remota. En este sentido resulta necesario garantizar que el dispositivo seleccionado para el control de la aeronave también esté preparado para controlar el

funcionamiento de los equipos de inspección. De esta manera se evitaría añadir costos innecesarios agregando equipos electrónicos especializados en llevar a cabo esta función.

- **Aterrizar**

Los modelos comerciales existentes en el mercado proporcionan al usuario tres opciones al momento de realizar el aterrizaje siendo estos modos: automático, manual y un aterrizaje de emergencia el cual asegura la integridad de la aeronave ante un posible fallo en su sistema estructural o de propulsión. En este sentido resulta necesario confirmar que el controlador de vuelo seleccionado incorpore las funciones mencionadas con la finalidad de construir un UAV capaz de realizar misiones de agricultura de precisión. De este modo se tendrá un UAV amigable al usuario que no requiera de una amplia experticia como piloto ofreciendo un sistema que compita con los modelos comerciales actuales.

ANEXO VIII.
CODIGO DE EVALUACION AERODINAMICA, DE POTENCIA,
RENDIMIENTO Y EVALUACION DE LA ESTABILIDAD
LONGITUDINAL DEL UAV

En este ANEXO se presenta el código creado en Python el cual adapta y refina metodologías para el dimensionamiento, evaluación del rendimiento y estabilidad longitudinal del UAV.

```
import numpy as np

import pandas as pd

import matplotlib.pyplot as plt

#CONDICIONES DE OPERACION Y CARACTERISTICAS AERODINAMICAS DEL UAV

do=1.225    # densidad del aire a nivel del mar [kg/m3]

h=list(np.arange(1000,4400,200)) #alturas de operación

g=9.81      # gravedad [m/s2]

v=20        # velocidad crucero [m/s]

S=0.8       # superficie alar [m2]

m=3.5       # masa del aeronave al despegue [kg]

W=m*g       # peso del aeronave al despegue [N]

Cl=0.0545   # coeficiente de sustentación

Cd=0.0187   # coeficiente de arrastre

cm= 0.3571  # cuerda media

xnp= 0.3487 # punto neutro

E=220       # densidad energética [Wh/Kg]

n=0.85      # eficiencia total del sistema (Source Wetland Monitoring)

mbat= 618   # masa batería [g]

mex=(2720,3004) # masa experimental total del UAV
```

#EVALUACIÓN AERODINÁMICA Y DE POTENCIA REQUERIDA

```
np_h=np.array(h)
```

```
d=do*(1-0.00658*(np_h/288.15))**(5.2561-1) #EQN densidad
```

```
P_r=W*(2*W*(1/(S*d))*(Cd**2/Ci**3))**0.5 #EQN Power Required
```

```
P_a=P_r+1.5*W #EQN Power Aviable
```

```
Th=P_a/v #EQN Empuje
```

```
Th_lbf=Th/4.448
```

#EVALUACIÓN DEL RANGO Y ALCANCE

```
np_m=np.array(mex)
```

```
L=W
```

```
D=Th[-1]
```

```
R=E*(n/g)*(L/D)*(2*mbat/np_m)*(3600/1000) #EQN Rango
```

```
A=R/(16*60/1000) #EQN Alcance
```

#EVALUACIÓN DE LA ESTABILIDAD LONGITUDINAL

```
data = pd.read_excel ('DatosPesoDistancia.xlsx') #Lectura de datos
```

```
x = data['X'].tolist()
```

```
weight = data['Peso'].tolist()
```

```
x=(np.array([x])/1000)
```

```
p=(np.array([weight])*(9.81/100))
```

```
product=(x*p) #Sumatoria de momentos
```

```
cg=np.sum(product)/np.sum(p)
```

```
SM=100*((xnp-cg)/cm) #EQN margen estático
```

#PRESENTACION DE RESULTADOS

```
plt.figure(1)
```



```

plt.plot(h,P_a,linestyle='-',marker='o',label="Potencia Disponible",linewidth=0.8,
color="0.2")

plt.plot(h,P_r,linestyle='-',marker='o',label="Potencia Requerida",linewidth=0.8,
color="0.7")

plt.legend()

plt.xlabel("Altura [m]")

plt.ylabel("Potencia [W]")

plt.savefig('PowerAltura.png', format='png', dpi=401)

plt.figure(2)

plt.plot(h,Th,linestyle='-',marker='^',label="Empuje",linewidth=0.5,markersize=7,
color="0.1")

plt.legend()

plt.xlabel("Altura [m]")

plt.ylabel("Empuje [N]")

plt.savefig('ThrustAltura.png', format='png', dpi=401)

plt.savefig('TPrpm.png', format='png', dpi=401)

print('Alturas      '+ str(h)+'[m]')

print('Densidad     '+ str(d)+'[kg/$m^3$]')

print('Power Required  '+ str(P_r)+'[W]')

print('Power Aviable   '+ str(P_a)+'[W]')

print('Thrust Required '+ str(Th)+'[N]   '+ str(Th_lbf)+'[lbf]')

print('Rango         '+ str(R)+'[km]')

print('Alcance        '+ str(A)+'[min]')

print('Margen estático  '+ str(

```

ANEXO IX.

PROCESO DE CONSTRUCCION DEL AERONAVE DE FUSELAJE INTEGRADO E IMPLEMENTACION DEL SISTEMA DE PROPULSION DISTRIBUIDA.

El aeronave de fuselaje integrado viene desarmado de fábrica. La Figura 1. muestra el estado de cómo se recibió el aeronave. El fabricante recomienda pegar los componentes con pegamento industrial UHU para poli estireno. El proceso de montaje se continúa detallando a lo largo de esta sección.

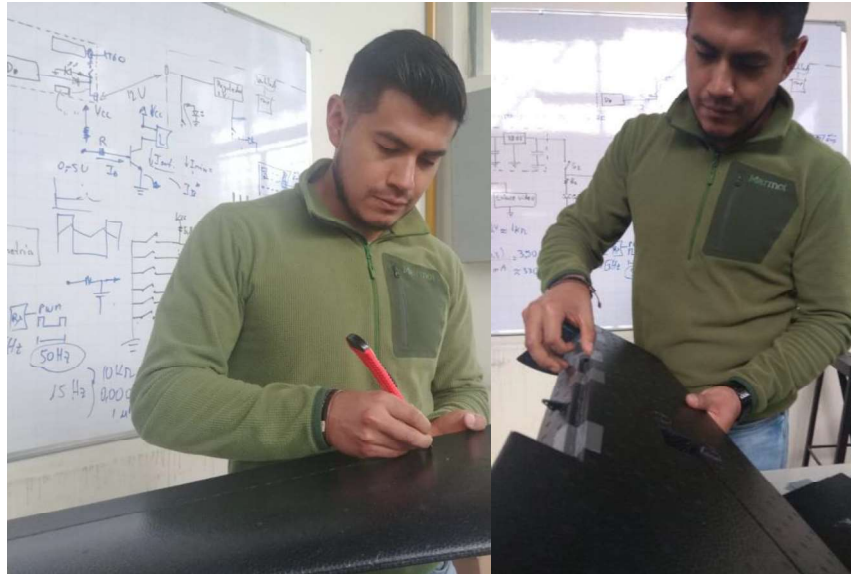


Figura 1. Fuselaje del Skywalker X8.

(Fuente: Propia)

Con el fin de ensamblar las partes sueltas del aeronave, se siguen las directrices de la citadas en la bibliografía. El inicio del proceso se da con la unión de los elementos del ala del UAV. En este sentido, se procede a liberar las superficies de control del ala como se muestra en la Figura 24. (a) pues vienen fijadas de fábrica y deben ser cortadas de manera precisa y se recomienda que sean fijadas con cinta adhesiva flexible por debajo como se indica en la Figura 24. (b) puesto que el movimiento constante desgasta el material que en la mayoría de casos termina separándose.

Después leer múltiples recomendaciones en Blogs de aficionados y con la experiencia del equipo del Grupo de investigación ATA de la facultad de ingeniería mecánica se llega a la conclusión de remover las bases de madera de las puntas del ala. Esta decisión se toma puesto que en un sin número de casos estas bases de madera terminan contribuyendo al desgaste de esa sección de las alas.



a)

b)

Figura 24. (a) Liberación de superficies de control, (b) Refuerzo inferior con cinta adhesiva flexible.

(Fuente: Propia)

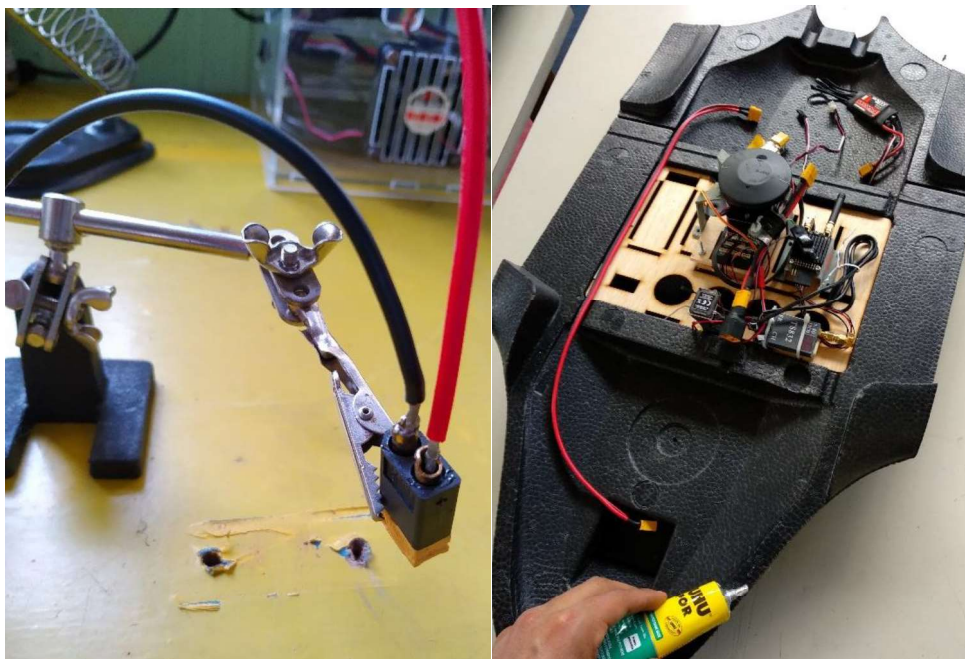
Después de remover las secciones de madera, a continuación se procede con el proceso de fijación de los dispositivos de punta alar (Winglet) los extremos con un elemento de sujeción en su interior como se muestra en la Figura 25.



Figura 25. Fijación del dispositivo de punta alar

(Fuente: Propia)

Buscando aprovechar el máximo espacio disponible dentro del UAV, realizar instalaciones eléctricas correctas y precautelando la seguridad de los componentes se decidió implementar primero la parte eléctrica, electrónica y de control dentro del aeronave. La Figura 26. (a) Muestra la elaboración de los cables de distribución eléctrica, la Figura 26. (b) Muestra la implementación eléctrica y electrónica en el interior del fuselaje sobre la bahía de instalación elaborada en balsa. Es necesario mencionar que la implementación de la electrónica se llevó a cabo en conjunto con el equipo de ingenieros electrónicos del Grupo de investigación ATA de la facultad de Ingeniería Mecánica.



(a)

(b)

Figura 26. (a) Fabricación de cable de distribución eléctrica, (b) implementación electrónica

(Fuente: Propia)

Después de implementar la parte electrónica se continuo con el proceso de ensamblaje uniendo las partes inferior y superior del fuselaje con el pegamento industrial. En este sentido se siguieron las directrices para el uso del pegamento, limpiando y lijando las superficies donde se aplicó el pegamento de manera uniforme. El pegamento se colocó de manera abundante procurando no dejar espacios de contacto sin pegamento. Una vez unidas las partes fue necesario dejar secando el pegamento un fin de semana completo. Fue necesario usar cinta adhesiva, con prensas de sujeción y pesos sobre el fuselaje como se indica en la Figura 27 con la finalidad de tener un buen proceso de curado del pegamento.



Figura 27. Proceso de curado del pegamento

(Fuente: Propia)

Después de armar el fuselaje se continua con la unión de los acoples de fábrica que unen el fuselaje con el aeronave. De igual manera estos acoples fueron pegados con el pegamento industrial tanto a las alas como al fuselaje para lo cual se limpió y lijo las superficies de contacto procurando colocar abundante pegamento sin dejar ningún espacio sin cubrir. El proceso de curado del pegamento tomo un fin de semana para lo cual se empleó cinta adhesiva para fijar los componentes como se muestra en la Figura 28.



Figura 28. Proceso de unión de acoples de fábrica.

(Fuente: Propia)

Como siguiente paso siguiendo la solución encontrada en el proceso de diseño se implementa el sistema de fijación de baterías con velcro en la parte frontal del UAV. El velcro tiene una superficie adhesiva en su parte posterior por lo que su fijación resulta muy sencilla y conveniente pues aprovecha el velcro que toda batería incluye en una de sus caras como se muestra en la Figura 7 (a); la ubicación del Velcro se dio de forma que se tenga el centro de masa lo más cerca de la parte frontal del aeronave como se muestra en la Figura 7 (b).



(a)

(b)

Figura 29. (a) Batería y velcro adhesivo. (b) Fijación de la batería con velcro.

(Fuente: Propia)

Finalmente se presentan los modelos ensamblados en las Figuras 8 y 9. La arquitectura base ensamblada se indica en la Figura 8. Y la configuración con propulsión distribuida en la Figura 9.



Figura 8. Fuselaje en configuración base (BL).

(Fuente: Propia)



Figura 9. Fuselaje en con propulsión distribuida (eDP).

(Fuente: Propia)

ANEXO X.
PLANO DE CONJUNTO Y PLANOS DE TALLER

ORDEN DE EMPASTADO