

UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO USFQ

Colegio de Ciencias e Ingeniería

**Desarrollo y Construcción de un Vehículo Aéreo No
Tripulado de Despegue y Aterrizaje Vertical**

Proyecto de Investigación

José Alejandro Barzallo Egüez

Ingeniería Mecánica

Trabajo de titulación presentado como requisito
para la obtención del título de
Ingeniero Mecánico

Quito, 23 de mayo de 2018

UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO USFQ
COLEGIO DE CIENCIAS E INGENIERÍA

**HOJA DE CALIFICACIÓN
DE TRABAJO DE TITULACIÓN**

**Desarrollo y Construcción de un Vehículo Aéreo No Tripulado de Despegue y
Aterrizaje Vertical**

José Alejandro Barzallo Egüez

Calificación:

Nombre del profesor, Título académico

Alfredo Valarezo, PhD

Firma del profesor

Quito, 23 de mayo de 2018

Derechos de Autor

Por medio del presente documento certifico que he leído todas las Políticas y Manuales de la Universidad San Francisco de Quito USFQ, incluyendo la Política de Propiedad Intelectual USFQ, y estoy de acuerdo con su contenido, por lo que los derechos de propiedad intelectual del presente trabajo quedan sujetos a lo dispuesto en esas Políticas.

Asimismo, autorizo a la USFQ para que realice la digitalización y publicación de este trabajo en el repositorio virtual, de conformidad a lo dispuesto en el Art. 144 de la Ley Orgánica de Educación Superior.

Firma del estudiante:

Nombres y apellidos:

José Alejandro Barzallo Egüez

Código:

00112715

Cédula de Identidad:

1720999166

Lugar y fecha:

Quito, 23 de mayo de 2018

RESUMEN

El uso de vehículos aéreos no tripulados ha crecido rápidamente a nivel civil y comercial en los últimos años. Estos aviones no tripulados, por sus siglas en inglés (UAV-unmanned aerial vehicle) se han convertido en herramientas de trabajo, que permiten agilizar procesos y obtener información aérea rápida y veraz, como es el caso de las fotografías aéreas. Es por esto que este proyecto describe el proceso de construcción y diseño de piezas mecánicas para la concepción de un UAV híbrido de despegue y aterrizaje vertical, por sus siglas en inglés (VTOL- Vertical Take-off and Landing), en el cual se parte de un fuselaje de un ala voladora de modelo Skywalker X8 al cual se le acopla un sistema multirotor de 4 motores eléctricos de 1600 Watts de potencia (400 W por motor) , el cual tiene la capacidad de levantar 6kg de peso máximo de despegue del UAV al 72% de potencia. El peso total se compone de 3400 gr del avión con sus motores, electrónicos y la estructura multirotor, más una combinación entre baterías y sensores. En conjunto crea un drone con capacidad de despegar y aterrizar verticalmente y realizar una transición en el aire para vuelo horizontal con un motor eléctrico de 700 W con autonomía de 45 minutos, o autonomía de vuelo de 2 horas usando un motor de empuje horizontal de combustión interna de 0.6 hp y un rango de 150 km. El sistema es una plataforma escalable a la cual se le puede agregar una variedad de sensores gracias al tamaño de su bahía de componentes y también es lo suficientemente portable para poder ser trasladado con facilidad, con 2.10 m de envergadura de ala con construcción a base de EPO Foam más una estructura interna de fibra de carbono, es un avión modular que facilita su transporte. Se realizaron los análisis de carga que debe soportar la estructura obteniendo un factor de seguridad mínimo de 3. Finalmente se corroboraron los datos por medio de pruebas de vuelo en las que se puede concluir que el sistema es una herramienta apta de trabajo para la recolección de información aérea.

ABSTRACT

The usage of unmanned aerial vehicles has rapidly grown for civil and commercial applications in the last years. These UAV systems have transformed to become work tools. They make it easy to accomplish certain processes and to obtain quick and trustful aerial information, such as aerial photography. This project describes the process of design and construction of the mechanical pieces needed to fabricate a hybrid UAV capable of taking off and land vertically (VTOL). The project starts from the airframe of a flying wing of the manufacturer Skywalker model X8, which is coupled to a multicopter system containing 4 electrical motors of 400 W each for vertical thrust. The multicopter is capable of lifting the full 6kg of maximum take-off weight of the plane at 72% of power. The whole combination creates a drone that can take-off and land vertically, and make a transition in midair to a plane configuration with an electric motor of 700 W with 45 minutes of autonomy or reach an autonomy of 2 hours with a 0.6 Hp internal combustion engine running on gasoline. The system is a customizable platform able to integrate a variety of sensors to accomplish different tasks. It is also portable enough to be carried around, with a 2.10 m wingspan of modular construction based on EPO Foam and an internal carbon fiber structure, so it is easy to disassemble and transport. The stress analysis helped determine the load that the plane could carry, and the minimum safety factor of the structure - 3. Finally, the data is corroborated by flight tests that shows that the UAV VTOL is a viable solution as a work tool to collect aerial information.

TABLA DE CONTENIDO

Introducción	9
Materiales y Métodos.....	19
Airframe.....	19
Motores eléctricos para multirotor	20
Controladores de velocidad electrónicos.....	25
Potencia del motor de empuje horizontal	26
Motor de empuje de combustión interna.....	32
Motor de empuje eléctrico	34
Resistencia mecánica de la estructura principal	35
Estructura del multirotor y sujeción	40
Resumen de pesos.....	44
Banco de Pruebas.....	46
Definición de pruebas a realizarse	48
Transición de modo vertical a ala fija	49
Resultados y discusiones.....	52
Esfuerzos y deformaciones en brazos del multirotor	52
Construcción del prototipo	55
Prueba modo Copter.....	61
Prueba de transición a modo avión	63
Lecciones aprendidas	66
Motor de combustión en banco de pruebas	67
Prueba modo copter con motor de combustión	70
Lecciones aprendidas	70
Prueba de transición a ala fija con motor de combustión	71
Conclusiones.....	74
Referencias bibliográficas.....	76

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1: Datos técnicos de la estructura de ala voladora Skywalker X8.....	20
Tabla 2: Datos técnicos de los motores para el cuadricóptero MN4010 KV370 (T-Motor, China)	21
Tabla 3: Datos técnicos de desempeño de los motores MN4010 KV 370 (T-Motor, China) .	22
Tabla 4: Análisis de consumo de los motores para seleccionar batería	24
Tabla 5: Datos técnicos de los ESC (ARRIS).....	25
Tabla 6: Resumen de variables	29
Tabla 7: Especificaciones del motor SAITO, FG-14C.....	33
Tabla 8: Especificaciones del motor eléctrico T-Motor AT2820	35
Tabla 9: Datos obtenidos de ángulo de inclinación y radio de giro para un factor de carga n=2	38
Tabla 10: Resultados del análisis de esfuerzo por flexión en la estructura	39
Tabla 11: Estimación de peso vacío del UAV VTOL	45
Tabla 12: Análisis de peso para la versión eléctrica del drone	45
Tabla 13: Análisis de peso para la versión con motor a combustión	46
Tabla 14: Detalle de las pruebas de vuelo y sus objetivos durante el desarrollo del prototipo final	49
Tabla 15: Resumen de esfuerzos y deformaciones obtenidas en la simulación a los brazos del multirrotor.....	55
Tabla 16: Datos experimentales obtenidos del vuelo en modo cuadricóptero del UAV	62
Tabla 17: Datos experimentales de velocidades necesarias para la transición de vuelo vertical a horizontal	64
Tabla 18: Datos de desempeño en configuración de vuelo de modo avión	65
Tabla 19: Tiempo máximo de vuelo en versión del drone eléctrico	66
Tabla 20: Datos de rendimiento máximo del motor luego del periodo de asentamiento	68
Tabla 21: Datos experimentales de desempeño del motor a combustión 4 tiempos FG-14C (SAITO, Japón).....	69
Tabla 22: Peso total del prototipo híbrido para prueba de copter	70
Tabla 23: Análisis de pesos para versión híbrida con máxima cantidad de gasolina.	71
Tabla 24: Estimación de tiempo de vuelo con máxima carga de combustible.....	72
Tabla 25: Desempeño del prototipo final, autonomía de vuelo y distancia recorrida	73

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Lockheed Martin F-35B y Bell-Boeing V22 Osprey	9
Figura 2: Comparación de alcance con diferentes metodologías	13
Figura 3: Beneficios sociales y económicos	14
Figura 4: Requerimientos generales del proyecto	16
Figura 5: Tipos de construcción para drones de ala fija VTOL	17
Figura 6: Comparación entre diferentes modelos de Drones ala fija y VTOL.....	18
Figura 7: Skywalker X8 y Skywalker FPV 2015	20
Figura 8: Gráfico del consumo de corriente en amperios vs el porcentaje de aceleración...	23
Figura 9: Gráfico del empuje en gramos vs del porcentaje de aceleración	23
Figura 10: Diagrama de restricciones, espacio de diseño (Preliminary Aircraft Design Handbook, Gudmundsson S. 2013)	27
Figura 11: Diagrama de restricciones para los 3 casos particulares de vuelo	30
Figura 12: Requerimientos de potencia en HP para los 3 casos de vuelo	31
Figura 13: Motor de combustión interna SAITO, FG-14C (Japón)	33
Figura 14: Diagrama de cuerpo libre para vuelo nivelado a velocidad constante (Preliminary Aircraft Design Handbook, Gudmundsson S. 2013)	36
Figura 15: Diagrama de cuerpo libre para una curva nivelada a velocidad constante (Preliminary Aircraft Design Handbook, Gudmundsson S. 2013)	37
Figura 16: Fuselaje del ala voladora, con tubos de fibra de carbono de 12mm x 8 mm	40
Figura 17: Diseño del sujetador U para acople de tubos redondos y brazos del multirotor ..	41
Figura 18: Ensamble de piezas para la integración del cuadricóptero a la estructura del avión	42
Figura 19: Ensamble completo del sistema multirotor y ala voladora	42
Figura 20: Ensamble completo del UAV con estructura de fuselaje en transparencia	43
Figura 21: Brazo de la estructura del sistema multirotor	44
Figura 22: Banco de pruebas para motores	47
Figura 23: Etapas del vuelo del prototipo UAV VTOL	50
Figura 24: Esfuerzos de Von Mises para un vuelo estático a altura constante	52
Figura 25: Desplazamiento en milímetros de los nodos en la estructura para un vuelo estático a altura constante	53
Figura 26: Esfuerzos de Von Mises para un caso de ascenso en el vuelo del drone	54
Figura 27: Desplazamiento en milímetros de los nodos en la estructura para un caso de ascenso del drone	54
Figura 28: Modelo CAD del UAV VTOL del proyecto	56
Figura 29: Construcción y vistas del acople entre multirotor y fuselaje	57
Figura 30: Tubos de fibra de carbono estructurales en alas y fuselaje	58
Figura 31: Pared corta fuego para montura de motor	59
Figura 32: Prototipo UAV VTOL ensamblado	60
Figura 33: Prototipo UAV VTOL completo junto al diseño CAD	60
Figura 34: UAV VTOL en vuelo modo copter	61
Figura 35: Primer vuelo de prueba del UAV VTOL en modo copter	63
Figura 36: Empuje de motor a combustión en banco de pruebas	69

INTRODUCCIÓN

La primera aeronave considerada de despegue y aterrizaje vertical, VTOL (Vertical Take-Off and Landing, por sus siglas en inglés) fue el helicóptero. Pero no se usó regularmente hasta la segunda guerra mundial donde la flexibilidad y facilidad de despegar y aterrizar verticalmente de este aparato fueron evidentes por lo que el helicóptero probó su utilidad en operaciones de rescate y corta duración (Raymer, 1992). De igual manera se hicieron evidentes sus limitaciones en velocidad y autonomía para misiones de largo alcance, las cuales son características de aeronaves de ala fija.

En aplicaciones militares, el hecho de despegar rápidamente e ir desde un punto a otro a gran velocidad es una capacidad deseable durante los tiempos de guerra. En el caso de aplicaciones comerciales para transporte de pasajeros, una aeronave VTOL puede llegar a descongestionar los tiempos de espera de aeropuertos ya que cada aeronave podría despegar desde su terminal sin esperar que la pista esté libre (Raymer, 1992). Ejemplos de aeronaves VTOL que aún siguen en operación son: V22 Osprey, F-35B (Figura 1). Y el AV-8B Harrier II cerca a retirarse según el plan de aviación de la marina de los estados unidos emitido en 2015, será reemplazado hasta el 2025 por el Lockheed Martin F-35B, debido a problemas en el inventario de repuestos del Harrier AV-8,B lo que ahorraría 1 billón de dólares hasta la fecha de transición (Majumdar, 2014).



Figura 1: Lockheed Martin F-35B y Bell-Boeing V22 Osprey

Con la llegada de los vehículos aéreos no tripulados (UAV, Unmanned Aerial Vehicle, por sus siglas en inglés) o drones, las necesidades de operación siguen siendo las mismas pero la aplicación es diferente. Un operador de drones puede encontrarse con varios tipos de terrenos, por ejemplo, en nuestro país: En la costa los terrenos son relativamente planos y extensos por lo que un UAV tipo avión o ala fija es de gran utilidad por su rango y autonomía. En el oriente ecuatoriano a pesar de tener terrenos sin cambios de altura significativos por la densa vegetación de estos lugares se vuelve difícil encontrar un sitio cercano a la operación donde se pueda aterrizar y despegar con seguridad. Finalmente, en el caso de la sierra la geografía, donde predominan los cambios de elevación, hace más difícil encontrar lugares para despegar y aterrizar.

Un drone tipo copter puede ser de gran utilidad por su versatilidad y facilidad de operación. Debido a esto, es evidente la ventaja que se puede obtener al desarrollar una aeronave VTOL que incluya en conjunto las características deseables de aeronaves de ala fija y copters.

Desde hace varios años el uso de vehículos aéreos no tripulados, ha aumentado considerablemente en el mundo. El principal desarrollo se ha dado gracias a la inversión militar para reconocimiento, vigilancia, armas y adquisición de datos (Ozdemir et al., 2014). Gracias a este desarrollo, los costos tecnológicos han bajado considerablemente y ahora son accesibles para el desarrollo civil y comercial. Muchas de las aplicaciones civiles requieren UAV's que sean versátiles y capaces de realizar diferentes tipos de misiones autónomas en una variedad de terrenos y condiciones alrededor del mundo.

Las aplicaciones civiles de los UAV han ido creciendo cada vez más en el mercado, demostrando que una vez que las extensiones de terreno a ser levantadas o procesadas

superan un punto, los UAV son mucho más eficientes que los métodos tradicionales. También han demostrado ser fundamentales para lugares de difícil acceso o de alto riesgo.

Los sistemas más comunes de UAV's se dividen en dos grandes categorías, UAV multirrotor (Tipo Copter) y UAV tipo avión de alas fijas. Los UAV multirrotor despegan de manera vertical por lo cual requieren poco espacio para elevarse, estos están limitados en su tiempo y rango de vuelo. Los sistemas UAV de ala fija (tipo avión) despegan a través de un lanzamiento manual o de catapulta y en otros casos desde una pista por lo que requieren mucha más área libre de obstáculos para su operación, su gran ventaja es que tienen tiempos de vuelo y rangos muy superiores a los multirrotos.

Entendiendo estas dos principales tipologías de UAV's, y también que mientras más grandes son las extensiones de terreno, es más marcado el beneficio de su uso, se entiende que el caso ideal sería un vehículo aéreo no tripulado que junte los principales beneficios de ambas tipologías. Facilidad de operación de despegue y aterrizaje vertical de un UAV tipo copter, con el rango y velocidad de vuelo de un ala fija.

Principalmente se busca combatir dos problemas comunes en la operación. El primero es el hecho de eliminar la necesidad de una pista de despegue y aterrizaje lo que facilita la operación en cualquier lugar. Y segundo el hecho de que anteriormente se requería de un operador que tenga la experiencia y habilidad para pilotear el UAV tipo avión en las fases más peligrosas del despegue y aterrizaje donde se registran la mayor cantidad de accidentes.

El objetivo de este proyecto se centra en desarrollar una plataforma escalable para el uso e implementación de varios sensores. Es aquí donde aparece el concepto de un vehículo aéreo no tripulado de despegue y aterrizaje vertical (UAV VTOL, por sus siglas en inglés) el cual es una plataforma híbrida que junta estos dos sistemas previamente mencionados. Se busca a partir de la estructura un avión de ala fija comercial, acoplar un sistema multirrotor de 4

motores eléctricos para empuje vertical, y analizar dos versiones, la primera de empuje horizontal con motor eléctrico y la segunda de empuje horizontal con un motor de combustión interna a gasolina

Para ilustrar más claramente este punto, conviene analizar un ejemplo de aplicación y mercado específico como es la topografía. Como se puede observar en la figura 2, se puede comparar, como los medios tradicionales con estación total y personal de campo dejan de ser eficientes cuando las extensiones de terreno son mayores a 10 hectáreas, o los lugares son remotos de difícil acceso para personas y sus equipos.

Por esta razón ya existen varias empresas que ofrecen servicios topográficos con drones tipo copter, pero debido a su baja autonomía de vuelo, los levantamientos de información que pueden realizar de manera eficiente son limitados, hasta aproximadamente 50 hectáreas por día (Figura 2). Cuando las extensiones de terreno superan las 150 hectáreas (Figura 2), son necesarios los UAV de ala fija. El limitante en este caso es que los aviones de ala fija requieren pista o un espacio abierto para el despegue y aterrizaje, lo cual es difícil encontrar en lugares urbanos y rurales, y experiencia del operador al momento de despegar y aterrizar el avión.

Para desarrollar un sistema eficiente de despegue y aterrizaje vertical, que no requiere pista ni habilidades de pilotaje del operador, y para proyectos mayores a las 500 hectáreas (Figura 2). Se requiere del sistema UAV tipo VTOL eléctrico, que permite la optimización de energía en el despegue y aterrizaje.

Finalmente, cuando a parte de los beneficios de un sistema UAV VTOL eléctrico, se requiere aun mayor rango de vuelo, se vuelve necesario implementar un sistema de propulsión híbrido (motores verticales eléctricos y empuje horizontal a gasolina), lo que permite incrementar la autonomía de vuelo sobre las 2 horas, o más de 1000 hectáreas diarias (Figura 2). Esto puede

ser útil para otras aplicaciones, por ejemplo: patrullaje de fronteras, revisión de tendidos eléctricos, búsqueda y rescate, vigilancia, etc.

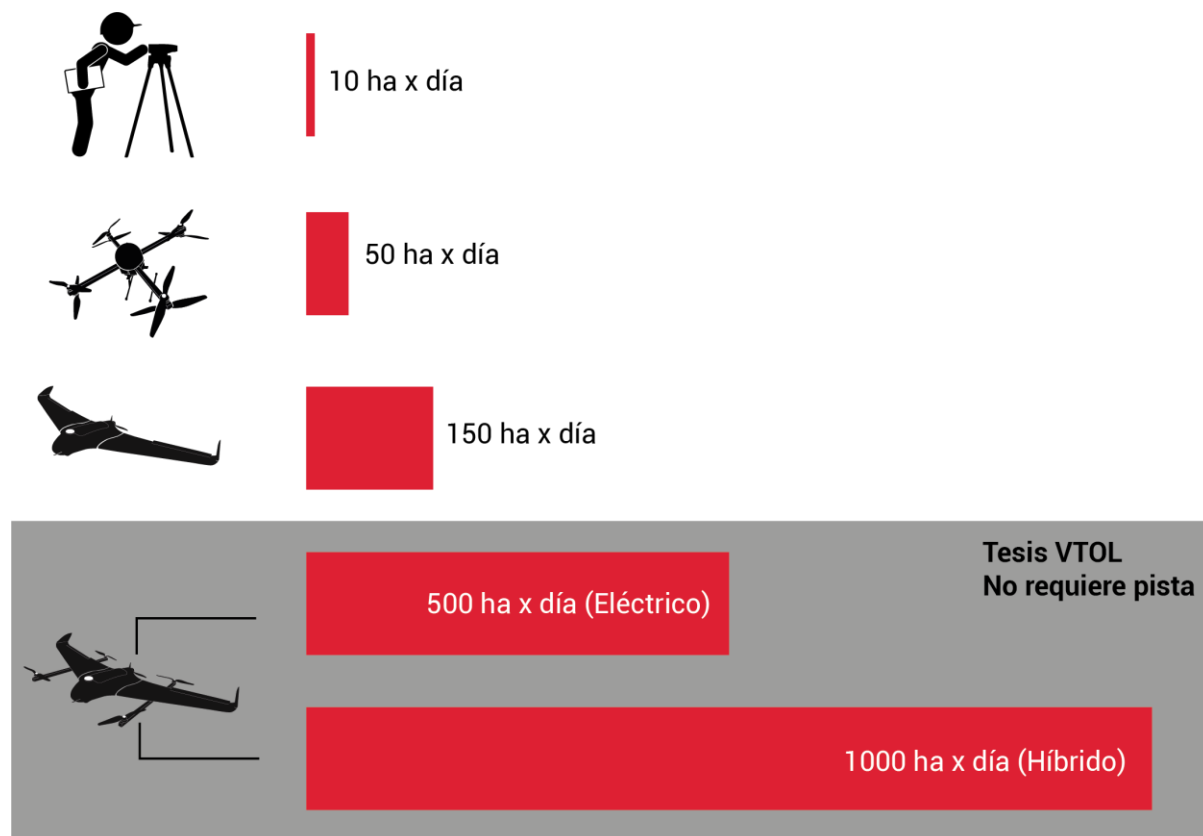


Figura 2: Comparación de alcance con diferentes metodologías

Estando claros los beneficios operativos y técnicos de un sistema UAV VTOL, vale aclarar cómo estos se traducen a beneficios sociales y económicos. Como se puede ver en la figura 3, al ser más eficientes en el levantamiento de información a gran escala, los costos por hectárea o costos unitarios son significativamente más bajos. Cuando los costos de recopilación de la información son más bajos, esto permite realizar los levantamientos de información de manera más recurrente lo que a su vez permite tener información más actualizada, que ayuda a gobiernos o empresas a tomar decisiones eficazmente. Otro ejemplo, en el ámbito agrícola, el poder tener información sobre los cultivos de manera más recurrente, permite tomar

decisiones y correctivos con lo cual aumenta la producción agrícola y reduce los costos en el caso de aplicación de fertilizantes o mejora el conteo y control de las cosechas (Precisionhawk, 2017). Por último, el desarrollo nacional, aparte del obvio beneficio de dar mano de obra directa y mantener el conocimiento dentro del país, genera mucha seguridad en cuanto al mantenimiento y la obtención de repuestos, lo que permite tener a los sistemas operativos durante su vida útil.



Figura 3: Beneficios sociales y económicos

Los beneficios generales antes mencionados ya en sus aplicaciones específicas tienen impactos favorables a la sociedad, por ejemplo: seguridad, rescate, prevención de incendios, actualizaciones catastrales, etc., brindarles mayor seguridad, o mantener datos actualizados acerca de los predios. Estas son situaciones que mejoran la calidad de vida de los ciudadanos y permiten una mejor planificación de las ciudades y las construcciones urbanas y rurales, por ejemplo.

Como contraste encontramos que en el Ecuador entre 2012 y 2014 se realizó la generación de orto-fotografías y el modelo digital del terreno de alrededor del 88% del territorio (Ministerio de Agricultura, 2014). Pero debido a que el barrido de información se hizo con avionetas la resolución que se obtiene de estos datos sirve únicamente para: planificación, ordenamiento territorial y ambiental a una macro escala. Por lo tanto, existen dos problemas con esta información, uno que el costo de operación de las avionetas es mucho más caro que

los drones, en poco tiempo la información va quedar desactualizada y no se podrá generar recurrentemente por el alto precio. Y segundo que la resolución (50 cm / pixel) no es suficiente para trabajos que requieren mayor detalle como la construcción, agricultura y actualización catastral (UAV puede ser hasta de 4 cm/pixel)

En el Ecuador existen pocos antecedentes de proyectos similares, únicamente referencias a nivel académico en universidades. Se encontró una tesis de la ESPE de los estudiantes Moposita Estrella, Jessica Tatiana y Orbea Jerez, David Rolando (2017). Con el título: Diseño y construcción de un prototipo UAV multirotor de mini escala con estructura aerodinámica de ala fija. Esta tesis se acerca a las intenciones de integrar un sistema multirotor con la aerodinámica de un ala fija, pero se centra únicamente en vuelo de multirotor. En el repositorio de la Universidad San Francisco de Quito se encontraron algunos trabajos relacionados a UAV del proyecto Galápagos UAV. Y finalmente de la Escuela Politécnica Nacional el trabajo de Yalama Castro, C. P. (2018) en el cual se realizan simulaciones para un airframe igual al que se usara en este proyecto.

No hay datos de empresas o instituciones que estén trabajando en un desarrollo similar, por lo tanto, sería un proyecto pionero en su campo de acción que podrá traer a futuro, grandes beneficios en ciertos sectores de la industria del país, y a la vez fomentar el estudio de nuevas tecnologías que sean aplicables en estos sistemas UAVs. A nivel internacional existen pocas empresas que están o han desarrollado sistemas VTOL (KAPETAIR, ALTI UAS, Drone Wing), pero sus costos, capacidades y objetivos de diseño, distan mucho de la realidad del país y Sudamérica.

En la figura 4 podemos ver los objetivos técnicos y funcionales más generales que se han definido para este proyecto. Los cuales tiene como objetivo diferenciar la oferta internacional, la cual será analizada y comparada en la siguiente sección.



Figura 4: Requerimientos generales del proyecto

En el mercado internacional hay una variedad de equipos UAV que se asemejan en sus cualidades a lo que busca ser concebido en este proyecto. Existen varios tipos de configuraciones que se han puesto a prueba para fabricar UAV's tipo VTOL de ala fija. La primera forma de construcción, que es la más sencilla, consta de 5 motores de los cuales 4 se usan para la propulsión vertical y 1 motor extra de empuje horizontal. La segunda forma de construcción es teniendo un mecanismo de inclinación ya sea de los motores o de las alas completas con los rotores. De esta manera se puede aprovechar los mismos motores usados para el empuje vertical al inclinarlos y posicionar su vector de empuje alineado con el avión y usar este mismo juego de motores para el empuje horizontal, mediante una transición donde los motores se inclinan. Este tipo de construcción beneficia al no llevar el peso extra y la fuerza de arrastre generada por los 4 motores verticales durante el vuelo de avión. Por su nombre en inglés se los conoce como tilt wing o también tilt rotor. Finalmente existen los VTOL denominados tail-sitters por su nombre en inglés, los cuales usan como base de aterrizaje la cola del avión, normalmente tienen la forma de su base suficientemente estable para que sirva de tren de aterrizaje, y al igual que el tipo tilt rotor, los mismos motores que se usan para despegar y aterrizar verticalmente son los que se encargan de impulsar al drone en su

vuelo de avión. En la figura 5 se muestra un ejemplo de los tipos de construcción mencionados.



Figura 5: Tipos de construcción para drones de ala fija VTOL

En la figura 6 que se muestra a continuación se realizó una comparación del VTOL propuesto en este proyecto con 2 otros UAV tipo VTOL y un ala fija de lanzamiento por catapulta para observar sus similitudes y diferencias, y también tener una idea de la competencia internacional. Como se puede ver los 3 otros aviones tienen un costo elevado de su precio en el exterior por lo cual traerlos al Ecuador significa tener un equipo muy caro y difícil de importar. Ambos de los diseños tipo VTOL cuentan con una estructura y fuselaje completamente construida de fibra de carbono y mayor envergadura, lo cual aumenta los costos y además en el país no se encuentra la tecnología y desarrollo suficientes para realizar ese tipo de trabajos. El tiempo de vuelo del proyecto propuesto está por debajo de los 2 VTOL's pero es superior al drone de ala fija UX5 lo cual permite competir con esta gama del mercado, ya que están hechos del mismo material y encima brinda la ventaja del uso sin pistas. Por lo tanto, es un buen punto de competencia para el mercado ecuatoriano donde ya existen empresas usando el ala fija UX5 y se les ofrecería una ventaja con un VTOL de más fácil operación.

				
Nombre	ALTI Transition	KAPETAIR	UX5 HP	LAS VTOL
Precio Internacional	60000 \$	30000 \$	42000 \$	N/A
Despegue y Aterrizaje	VTOL sin pista	VTOL sin pista	Catapulta / Pista	VTOL sin pista
Envergadura	300cm	330cm	100cm	212cm
Material	Fibra de Carbono	Fibra de Carbono	EPO Foam / Fibra de Carbono	EPO Foam / Fibra de Carbono
Configuración	4 motores eléctricos copter y 1 motor a combustión horizontal	3 motores eléctricos. Tilt rotor, 2 motores en alas que se inclinan para	1 motor eléctrico de propulsión horizontal	4 motores eléctricos de copter y 1 motor eléctrico de empuje
Peso máximo de despegue	16 kg	6,3 kg	2,9 kg	6 kg
Duración @nivel mar	10 h	2 h	35 min	1:30 h

Figura 6: Comparación entre diferentes modelos de Drones ala fija y VTOL

En las siguientes secciones se muestra cómo se realizó la selección de componentes para darle forma a la plataforma UAV y a su vez el diseño de las piezas necesarias para la ejecución del proyecto y su construcción. En resultados y discusión se muestra el diseño del prototipo en el cual mediante pruebas de vuelo se corroboran los datos teóricos, se muestran las discusiones y recomendaciones pertinentes para finalmente, concluir con lo logrado a lo largo del proyecto que debe ser una plataforma UAV de despegue y aterrizaje vertical que sea funcional y capaz de lograr los objetivos previamente establecidos.

MATERIALES Y MÉTODOS

Airframe

Se seleccionó un fuselaje comercial al cual se le va a acoplar el sistema de multirrotores. Es un sistema modular para facilitar el transporte ya que puede ser desarmado y de fácil operación en lugares de difícil acceso. Con los datos obtenidos del fabricante del fuselaje se delinearán los primeros parámetros y limitantes para el posterior desarrollo del UAV alrededor del cuerpo del avión.

Se escogió un airframe modelo X8 ala voladora (Figura 7) de la compañía Skywalker Technology fabricado en China y hecho de poliuretano EPO Foam de alta densidad. La ventaja de este avión sobre otros de similares características y construcción, es que tiene una área superficial de ala considerablemente alta de 80 dm^2 en 2.12 metros de envergadura. En comparación con el new Skywalker FPV modelo 2015 (Figura 7) de la misma compañía que con 1.83 metros de envergadura tiene un área de ala de 40.06 dm^2 . Por lo tanto, este aumento de área se traduce en mayor capacidad de carga del avión. Otra ventaja es que la bahía de componentes que ofrece el fuselaje del X8 es relativamente grande lo que permite acomodar los componentes electrónicos con facilidad. Además, esta ala voladora requiere de menos servos ya que solo utiliza 2 superficies de control y su diseño aerodinámico le permite llegar a velocidades de crucero mayores, de hasta 80 km/h en comparación a 50 km/h del modelo New Skywalker FPV 2015. Los detalles técnicos del Skywalker X8 se presentan en la tabla 1 obtenidos del fabricante.



Figura 7: Skywalker X8 y Skywalker FPV 2015

Tabla 1: Datos técnicos de la estructura de ala voladora Skywalker X8

Fabricante	Skywalker Technology
Modelo	X8, ala voladora
Peso del avión	1500 g
Peso máximo de despegue	6000 g
Área de ala	80 dm ²
Envergadura	2122 mm
Fabricación	EPO Foam + Plástico + Tubos de fibra de carbono en estructura
Velocidad crucero	70-90 km/h

Con esta información proporcionada por el fabricante se obtiene un punto de partida y una primera restricción de peso que todo el sistema de motores y componentes deben cumplir.

Motores eléctricos para multirotor

Se seleccionó motores MN4010 de 370 KV (T-motors, China) estos son motores sin escobillas que trabajan en régimen de corriente alterna controlados por un controlador de

velocidad electrónico, por sus siglas en inglés (ESC- Electronic Speed Controler). Son capaces de levantar el peso del avión sin problema, es decir los 6kg. Se busca que los motores operen en un rango eficiente que usualmente se encuentra entre el 50% y 75% de su capacidad, más arriba de esto la relación entre el empuje en gramos que producen versus la potencia que consumen se reduce como se muestra en la Tabla 3. Además, al trabajar en rangos mayores la corriente que consumen aumenta por lo tanto se necesitaría una batería de mayor capacidad que aumenta a su vez el peso. Y también aumenta el calor que generan por lo que se pueden presentar problemas de sobrecalentamiento.

Se busca mantener un factor de seguridad, es decir que los motores tengan potencia extra en el caso de alguna eventualidad en la que necesiten compensar, vientos fuertes, por ejemplo. Como se ve en la tabla estos motores deben trabajar con baterías LiPo (Polímero de litio) de 6 celdas de 22.2 voltios nominales. Se escogió motores de la serie Navegador el modelo MN4010 cuyas especificaciones se muestran a continuación en la tabla 2.

Tabla 2: Datos técnicos de los motores para el cuadricóptero MN4010 KV370 (T-Motor, China)

Motores Eléctricos de Empuje Vertical	
Fabricante	T-motor
Serie	Navigator
Modelo	MN4010 KV 370
Peso	137 gr
No de celdas LiPo	4-8S
Máxima Corriente Continua	20 A

Los datos de desempeño son provistos por el fabricante y se muestran en la tabla 3. A partir de estos datos se puede realizar un análisis de consumo eléctrico de los motores. Esto sirve para estimar el tiempo de vuelo que se obtiene con una capacidad de batería determinada en función de la corriente que se consume para el peso que se necesita levantar. Ya con estos datos se puede establecer un tiempo de vuelo necesario como objetivo y con eso escoger la batería que cumpla con la necesidad.

Tabla 3: Datos técnicos de desempeño de los motores MN4010 KV 370 (T-Motor, China)

Motor	Voltaje	Tamaño	% Acelerador	Corriente	Potencia	Empuje	Eficiencia
	(V)	Hélice		(A)	(W)	(g)	(g/W)
MN4010 370KV	22.2	15x5 fibra de carbono	50	4.2	93.24	940	10.08
			65	7	155.40	1300	8.37
			75	9.3	206.46	1620	7.85
			85	12.2	270.84	1950	7.20
			100	14.6	324.12	2240	6.91

Por lo tanto, al usar una configuración de cuadricóptero, 4 motores, con hélices de 15x5 pulgadas, el empuje combinado es de 6kg alrededor del 70-75 % de potencia lo cual nos entrega la suficiente fuerza para levantar al avión sin problema con su peso máximo de despegue. Cabe mencionar que estos datos son proporcionados por el fabricante en condiciones ideales. Se deberán corroborar ya en la práctica para ver qué tan precisos son.

A partir de los datos de consumo de corriente y el empuje que proporcionan los 4 motores a las diferentes configuraciones de aceleración, se grafica como se ve en la figura 8, la configuración del acelerador en porcentaje versus el consumo de corriente en amperios en la figura 9 el empuje en gramos de los cuatro motores, así se puede obtener una regresión

lineal con la tendencia de los datos y estimar el consumo en diferentes puntos de la recta. Luego relacionando el consumo con el peso del avión que se debe levantarse puede estimar el tiempo de vuelo a una configuración deseada.

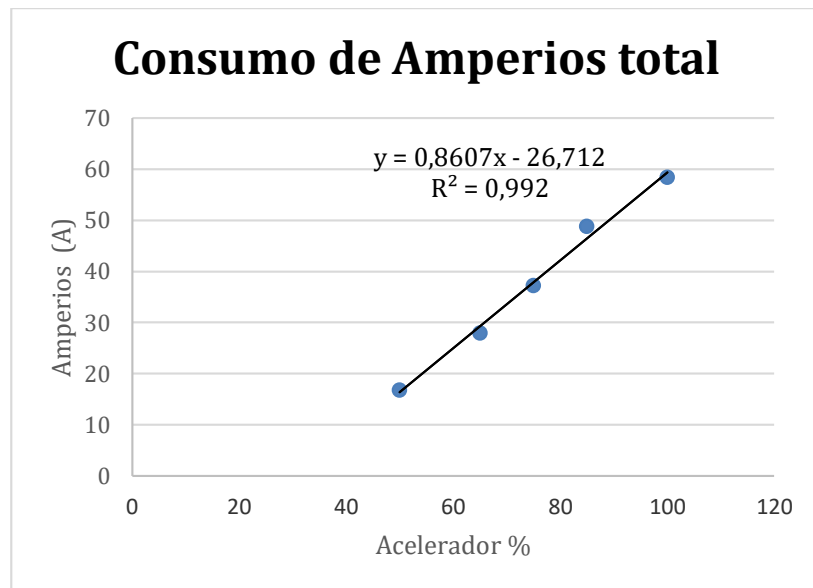


Figura 8: Gráfico del consumo de corriente en amperios vs el porcentaje de aceleración

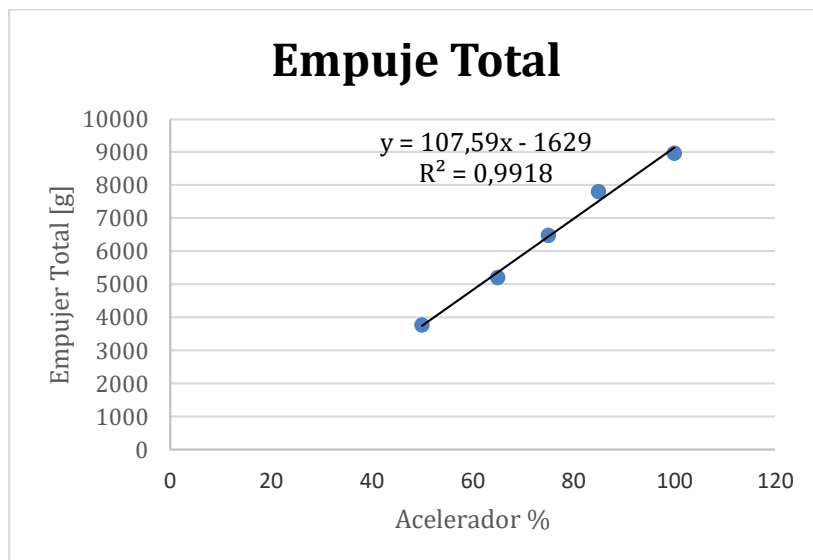


Figura 9: Gráfico del empuje en gramos vs del porcentaje de aceleración

En la tabla 4 se generan y tabulan los datos que se obtienen a partir de la ecuación de línea de tendencia que se mostró en la figura 9 y 10. De esa manera se puede ver en el rango donde se logra el empuje de 6kg. Y con los datos de consumo de amperios correspondiente se calcula

el tiempo de vuelo estimado utilizando las siguientes ecuaciones 1 y 2. Los resultados se generaron a partir del 40% de aceleración con un incremento del 2%, ya que antes de este valor no hay datos de donde se pueda extrapolar el comportamiento de la recta.

$$\text{Capacidad(mAh)} = \left(\frac{\text{Consumo(A)} * \text{Tiempo(min)} * 1000}{60} \right) \quad (1)$$

Si se despeja la fórmula 1, conociendo la capacidad de la batería se obtiene el tiempo de vuelo esperado, con la fórmula 2

$$\text{Tiempo(min)} = \left(\frac{\left(\frac{\text{Capacidad (mAh)}}{1000} \right)}{\text{Consumo (A)}} \right) * 60 \quad (2)$$

Tabla 4: Análisis de consumo de los motores para seleccionar batería

TOTAL DE MOTORES X 4				TIEMPO DE VUELO	
Acelerador VS Amperios $y=0,8607 X-26,712$		Acelerador VS Empuje $y = 107,59 X- 1629$		Acelerador vs Tiempo de vuelo	
Throttle [%]	Amps Total[A]	Throttle [%]	Thrust Total [g]	Capacidad mAh	5000
				Throttle [%]	Tiempo de vuelo [min]
40	7,716	40	2674,6	40	31,10
42	9,4374	42	2889,78	42	25,43
44	11,1588	44	3104,96	44	21,51
46	12,8802	46	3320,14	46	18,63
48	14,6016	48	3535,32	48	16,44
50	16,323	50	3750,5	50	14,70
52	18,0444	52	3965,68	52	13,30
54	19,7658	54	4180,86	54	12,14
56	21,4872	56	4396,04	56	11,17
58	23,2086	58	4611,22	58	10,34
60	24,93	60	4826,4	60	9,63
62	26,6514	62	5041,58	62	9,01
64	28,3728	64	5256,76	64	8,46
66	30,0942	66	5471,94	66	7,97
68	31,8156	68	5687,12	68	7,54
70	33,537	70	5902,3	70	7,16
72	35,2584	72	6117,48	72	6,81
74	36,9798	74	6332,66	74	6,49
76	38,7012	76	6547,84	76	6,20
78	40,4226	78	6763,02	78	5,94
80	42,144	80	6978,2	80	5,69
82	43,8654	82	7193,38	82	5,47
84	45,5868	84	7408,56	84	5,26
86	47,3082	86	7623,74	86	5,07
88	49,0296	88	7838,92	88	4,90
90	50,751	90	8054,1	90	4,73
92	52,4724	92	8269,28	92	4,57
94	54,1938	94	8484,46	94	4,43
96	55,9152	96	8699,64	96	4,29
98	57,6366	98	8914,82	98	4,16
100	59,358	100	9130	100	4,04

Al 72% de potencia tendríamos un empuje de 6117,5 gramos y con una batería de 5000 mAh llegaríamos a un tiempo de vuelo de aproximadamente 7 minutos. A partir de estos cálculos se puede determinar el tiempo máximo que podemos usar al UAV en la configuración de cuadricóptero. Y así programar los despegues y aterrizajes lo más cortos posibles. De igual manera las baterías LiPo vienen en ciertas configuraciones comerciales de capacidad por eso se tomó 5000 mAh ya que es una capacidad estándar y por recomendación solo se las puede descargar al 80% de su capacidad por lo tanto la fórmula dentro de la hoja de cálculo toma el valor de 4000 mAh para calcular el tiempo de vuelo.

Controladores de velocidad electrónicos

A partir de los datos provistos por el fabricante de los motores en sus pruebas se debe seleccionar los ESC (Electronic Speed Controlers) los cuales son los encargados de la comunicación entre el piloto automático y los motores, funcionan de manera que varían la velocidad de los motores al recibir una señal PWM del piloto automático. Deben tener capacidad suficiente para aguantar el consumo de corriente máximo continuo de los motores previamente mencionado de 20 amperios por cada motor. Se seleccionan ESC's del fabricante ARRIS con capacidad de 30 amperios de corriente y sus principales características se muestran en la tabla 5.

Tabla 5: Datos técnicos de los ESC (ARRIS)

Controladores Electrónicos de Velocidad ESC	
Fabricante	ARRIS
Corriente continua	30 A
Pico de Corriente	45 A

Peso	25 gr
Numero de Celdas	2-6S

Potencia del motor de empuje horizontal

Uno de los cálculos más sensibles es dimensionar a primer rasgo la potencia requerida del motor de empuje horizontal es decir el que va a impulsar al UAV en su configuración de avión. Este debe ser lo más eficiente posible ya que será el componente del cual depende la autonomía de vuelo, tanto en la versión eléctrica como a combustión. Se realizó un balance ingenieril que permite satisfacer varias áreas simultáneamente en vez de una optimización específica en solo una de las disciplinas (Gudmundsson, 2013). A partir de este análisis se obtendrá la potencia requerida para el vuelo del UAV en su configuración de avión.

El análisis que se realizó se lo conoce como un análisis de restricciones en el que se generan las diferentes curvas de restricción en base a un análisis de rendimiento aerodinámico de 3 etapas del vuelo, tomando en cuenta 2 parámetros: empuje sobre peso T/W (thrust over weight, por sus siglas en inglés) y peso sobre superficie del ala W/S (weight over surface, por sus siglas en inglés). De este análisis se pueden obtener el área de ala requerida y a la vez la potencia del motor para cumplir con los requerimientos de desempeño aerodinámico. Un gráfico referencial se muestra en la figura 10 (Gudmundsson, 2013)

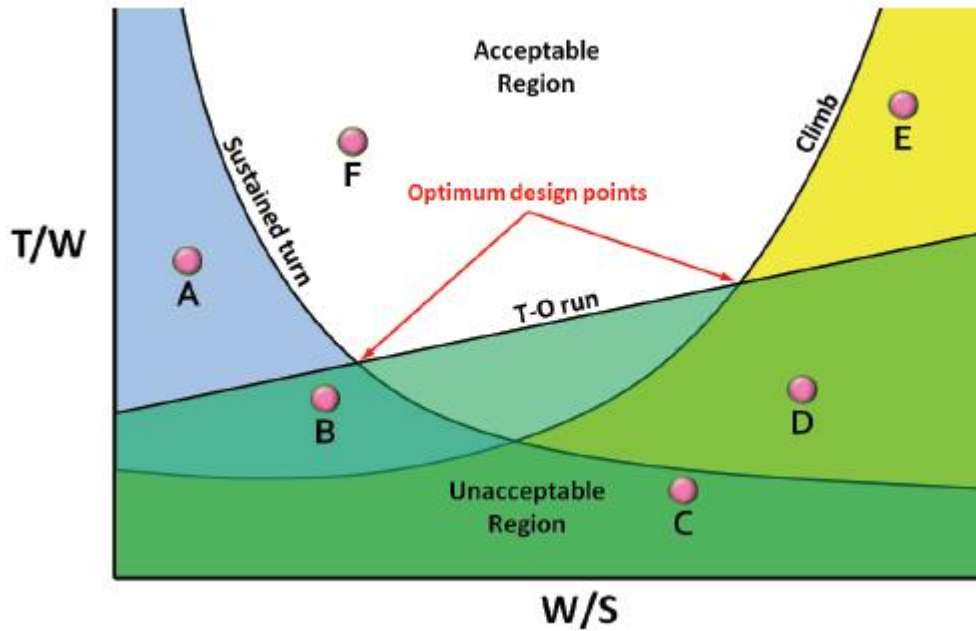


Figura 10: Diagrama de restricciones, espacio de diseño (Preliminary Aircraft Design Handbook, Gudmundsson S. 2013)

Como se ve en este gráfico bidimensional se presenta en el eje Y la razón entre el empuje y el peso del avión (T/W) y en el eje de las X la razón entre el peso y la superficie del ala (W/S). La clave de este análisis es usar las fórmulas de la aerodinámica de tal manera que T/W sea una función de W/S , de esta manera se resuelven las curvas de restricción para cada caso de forma iterativa y cualquier solución que esté por encima de estas curvas es una solución viable para el diseño (Gudmundsson, 2013). Como se ve en la figura 10 existe un conjunto de soluciones que están por encima de las curvas en el área blanca, donde está el punto F, la cual se denomina una región aceptable. Cualquier solución en este rango cumple las restricciones aerodinámicas. Los puntos óptimos de diseño son donde estas curvas intersecan con el área de solución, se muestran con flechas rojas en la figura 10.

En el caso particular de este proyecto se realiza el análisis para 3 etapas en el vuelo del avión, se desprecia la etapa del cálculo de distancia para el despegue ya que el avión no requiere de pista. Las fórmulas utilizadas se muestran a continuación.

Caso 1. T/W para una curva nivelada a velocidad constante

$$\frac{T}{W} = q \left[\frac{C_{Dmin}}{\left(\frac{W}{S}\right)} + k \left(\frac{n}{q}\right)^2 \left(\frac{W}{S}\right) \right] \quad (3)$$

Caso 2. T/W para un ascenso deseado

$$\frac{T}{W} = \frac{V_v}{V} + \frac{q}{\left(\frac{W}{S}\right)} C_{Dmin} + \frac{k}{q} \left(\frac{W}{S}\right) \quad (4)$$

Caso 3. T/W para una velocidad de crucero deseada

$$\frac{T}{W} = q C_{Dmin} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + k \left(\frac{1}{q}\right) \left(\frac{W}{S}\right) \quad (5)$$

Donde:

C_{Dmin} : Coeficiente mínimo de resistencia

k: Constante de resistencia inducida por la fuerza empuje

n: Factor de carga

q: Presión dinámica

S: Área de ala

T: Empuje

V: Velocidad

V_v : Velocidad vertical

W: Peso

Se debe tomar en cuenta que la presión dinámica se debe calcular para cada uno de los 3 casos en particular, mediante la siguiente ecuación 6.

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (6)$$

Donde la densidad del aire es dependiente de la altura (Alt) y se calcula de la siguiente ecuación 7.

$$\rho = 0.002378(1 - 0.0000068756 * Alt)^{0.42561} \quad (7)$$

Para calcular k, la constante de resistencia inducida por el empuje, se debe encontrar primero la eficiencia de la envergadura de las alas. Al haber previamente seleccionado un modelo de avión comercial (Skywalker X8) que se detalló anteriormente, el dato del área de las alas, así

como la envergadura de las mismas es conocido. Por lo tanto, con ambos datos el proceso de diseño se simplifica. El cálculo de la eficiencia (e) se lo realiza de la siguiente manera con la ecuación 8.

$$e = 1.78(1 - 0.045 AR^{0.68}) - 0.64 \quad (8)$$

Donde AR es la relación de aspecto entre la envergadura del ala y su área.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (9)$$

b= Envergadura

S= Superficie de las alas

Finalmente se calcula la constante de resistencia inducida k como:

$$k = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (10)$$

Todas las fórmulas, constantes y datos conocidos se ingresan a una hoja de Excel, un resumen de las variables fijas y calculadas se presenta en la tabla 6. Se realizan los cálculos de forma iterativa y así se obtiene el diagrama de restricciones propio para el caso del UAV VTOL que se presenta en la figura 11,

Tabla 6: Resumen de variables

Variables fijas y calculadas para el diagrama de restricciones	
CD _{min} : Coeficiente de resistencia	0.035
k: resistencia inducida por la fuerza empuje	0,06439
n: Factor de carga	2
q: Presión dinámica	2,18 lbf/ft ²
V: Velocidad crucero	15 m/s
Vv: Velocidad vertical de ascenso	1.85 m/s

W: Peso	13 lb
ρ : Densidad del aire	0,001801 slug/ft ³
e: Eficiencia de envergadura	0,88122
AR: Relación de aspecto	5.61
η : Eficiencia de la hélice	0.75
S: Superficie alar	80 dm ²

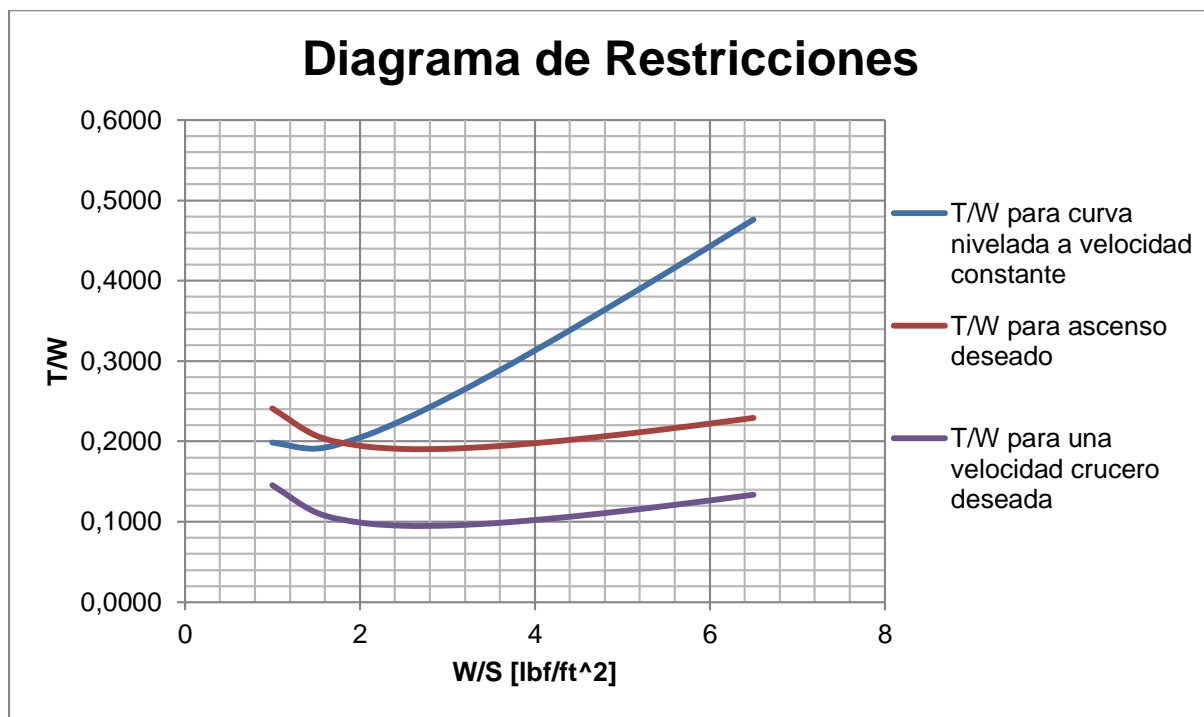


Figura 11: Diagrama de restricciones para los 3 casos particulares de vuelo

A partir de esta figura y los datos obtenidos se puede obtener el empuje T ya que se conocen el resto de variables W y S. Y a su vez relacionarlo con la potencia que se requiere del motor, Por medio de la siguiente ecuación 11, donde BHP es la potencia en caballos de fuerza del motor requerido.

$$BHP = \frac{T V}{\eta * 550} \quad (11)$$

Por lo tanto, se presenta la figura 12 donde se generan curvas parecidas a las de la figura 11 pero esta vez muestra la relación de potencia en caballos de fuerza para cada dato de peso sobre superficie de ala "W/S" y a su vez muestra un diagrama de restricciones de potencia necesaria para sobrellevar los 3 casos aerodinámicos. La línea entrecortada de color rojo muestra el punto de intersección de las curvas con la relación entre peso y superficie de ala W/S calculada para este proyecto que es aproximadamente 1.7 lbf/ft²

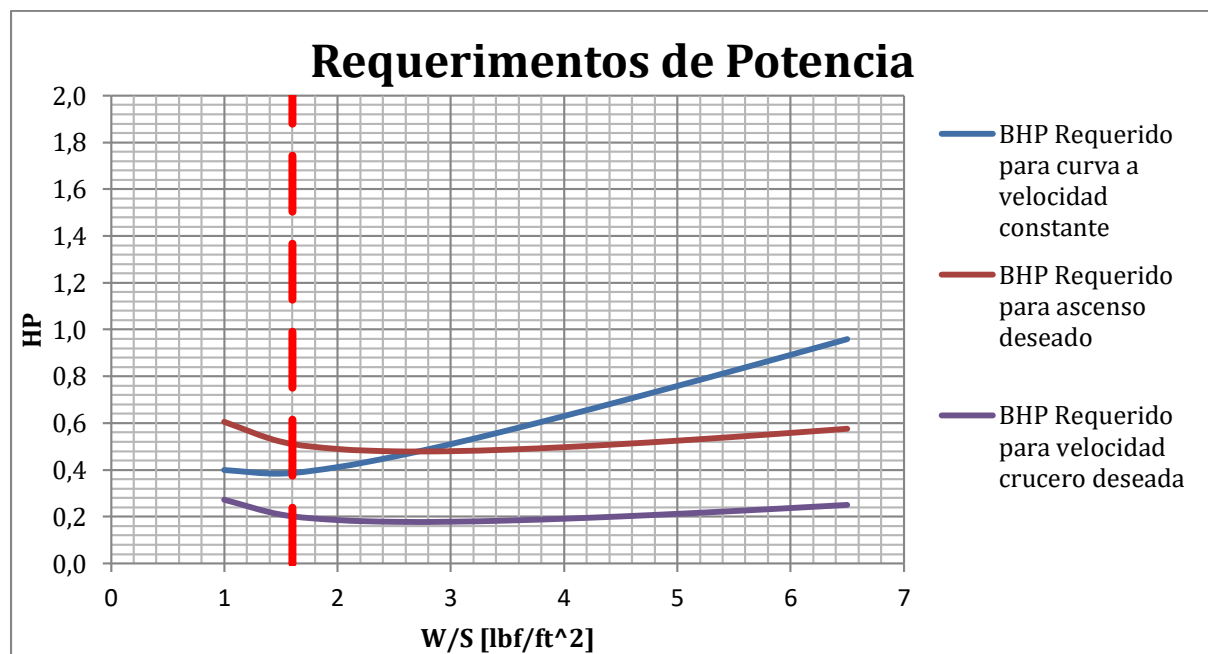


Figura 12: Requerimientos de potencia en HP para los 3 casos de vuelo

Se obtiene al analizar la figura 12, que para este proyecto con el dato conocido de $W/S = 1.7 \text{ lbf/ft}^2$ se busca ubicar al punto de operación sobre todos los valores mínimos requeridos de BHP para que el avión se desempeñe de forma satisfactoria en los 3 diferentes casos. Y se aprecia de la figura 12 que se requiere un motor de alrededor de 0.6 caballos de fuerza. Lo que equivale a 450 watts aproximadamente, este dato sirve para dimensionar el motor tanto a combustión como eléctrico.

Motor de empuje de combustión interna

Con el análisis previo se procedió a seleccionar el motor de combustión interna que cumpla con el requerimiento mínimo de 0.6 hp (447 W). Se busca un motor que sea de fácil mantenimiento y operación. Se excluyen los motores de nitro-metano de la búsqueda, usados comúnmente en aviones y autos de radio control, por dos razones, la primera que el combustible (nitro-metano) es bastante costoso y no se encuentra fácilmente en el país, y segundo que el consumo específico de combustible de estos motores es muy alto lo cual no beneficia la búsqueda de una autonomía de vuelo elevada.

La selección finalmente se dio por un motor japonés de marca Saito, modelo FG-14C, (figura 13) el cual va acorde a las necesidades del proyecto. Su tamaño es compacto y tiene la ventaja de ser un motor a gasolina de 4 tiempos, con carburador que integra una bomba de combustible, lo cual reduce considerablemente el consumo de gasolina. En la siguiente tabla 6 se detallan sus características principales.



Figura 13: Motor de combustión interna SAITO, FG-14C (Japón)

Tabla 7: Especificaciones del motor SAITO, FG-14C

Motor de Combustión, Marca SAITO modelo FG-14C	
Punto de referencia con hélice:	14 x 6 @ 9,000–9,200 rpm
Carburador:	Saito tipo bomba, 2-agujas
Rosca del Cigüeñal:	M7 x 1mm
Tipo de Cigüeñal:	Roscado
Tipo de Cilindro:	AAC
Numero de Cilindros:	Uno
Desplazamiento:	0.82 cu. in. (13.8 cc)
Peso solo del motor:	18.6 oz (528 g)
Peso de la ignición:	3.7 oz (105 g)
Tipo de escape:	Fundición
Peso del escape:	2.1 oz (58 g)
Tipo de aceite:	Sintético de alta calidad
Tipo de bujía:	1/4-32 bujía
Rango operativo de hélices:	13 x 8–14 x 8
Rango de RPM:	Max recomendado 8,500–9,300 rpm
Combustible sugerido:	Gasolina 20:1 aceite
Peso total:	24.4 oz (691 g)

El fabricante indica que el motor produce 1.12 hp de potencia, lo cual podría parecer suficiente e incluso sobredimensionado para el proyecto. Pero se debe recalcar que este dato que fue proporcionado se encuentra medido a nivel del mar. Al encontrarnos en la ciudad de

Quito a 2800 metros sobre el nivel del mar aproximadamente, se pierde bastante de esta potencia debido a la falta de oxígeno requerido para la combustión. Se utiliza el modelo de Gagg y Ferrar para motores a combustión (Gudmundsson, 2013) para obtener la potencia real que se tiene del motor en la altura con la ecuación 12.

$$BHP = BHP_0(1.132\sigma - 0.132) \quad (12)$$

En donde:

BHP = Potencia resultante

BHP_0 = Potencia al nivel del mar

σ = Relación de densidades del aire

$$\sigma = \frac{\sigma}{\sigma_0} \quad (13)$$

σ = Densidad del aire en Quito

σ_0 = Densidad del aire al nivel del mar

$$BHP = 1.12(1.132(0.68) - 0.132)$$

$$BHP = 0.714 \text{ Hp}$$

Por lo tanto, se ve que la selección del motor es correcta para funcionar en la altura de Quito.

Motor de empuje eléctrico

El motor para la versión eléctrica también se escoge a partir del análisis previo, al ser un motor eléctrico sin escobillas su eficiencia no depende de la cantidad de oxígeno en la altura sobre el nivel del mar. Se busca un motor que fácilmente pueda entregar 450 W de potencia para el vuelo a alrededor del 50 % de su capacidad para que sea eficiente en vuelo crucero, mientras más bajo el porcentaje de aceleración para el vuelo es mejor ya que se consume menos corriente. El motor debe tener potencia de sobra para el momento de la transición entre vuelo vertical del multirrotor con el horizontal del avión, por lo tanto se busca

un motor de al menos el doble de potencia cerca a los 900 W. Se seleccionó un motor de marca T-motor al igual que los de empuje vertical, diferente modelo AT2820 cuyas especificaciones se detallan en la tabla 8.

Tabla 8: Especificaciones del motor eléctrico T-Motor AT2820

T-Motor: AT2820 KV:830	
KV	830
Celdas de Batería LiPo	3-6S
Corriente constante Max (A)	42
Corriente Máxima (15s)	70 A
Corriente sin carga:	1.1A/10V
Diámetro del Estator	28mm
Largo del Estator	20mm
Dimensión (Día x L)	35mmx42mm
Diámetro del Eje	5mm
Peso (g)	132
Potencia Máxima (15S)	800W
Empuje Máximo (KG)	2.8-3.0

Resistencia mecánica de la estructura principal

Al tener definidos los parámetros de peso, motores de empuje vertical y horizontal, y los componentes electrónicos que deben ir dentro del UAV, se realizan algunas modificaciones a la estructura del avión. Según el fabricante el peso máximo de despegue debería ser de 6 kg, pero recomiendan volar con alrededor de 4.5 kg por posible daño estructural en los aterrizajes y la dificultad de lanzamiento. Al considerar que el avión va a despegar con motores verticales se puede llevar la capacidad de carga al límite.

En general las recomendaciones que especifica el fabricante son que, si se va a cargar al límite el avión o se quiere volar a velocidades mayores, se debería reforzar la estructura. De fábrica el avión cuenta con dos tubos de fibra de carbono de 10 mm de diámetro externo por 1 mm de espesor, los mismos que atraviesan el fuselaje y entran en las alas dándoles

estructura como se ve en la figura 17. A su vez cada ala tiene una pequeña viga de fibra de carbono que atraviesa toda su envergadura.

Se realizó un cálculo de resistencia mecánica para encontrar las cargas a las que se encuentran sometidos los tubos de fibra de carbono. Cabe analizar dos casos de vuelo particulares para ver en cuál de ellos la fuerza a la que se somete la estructura es mayor. En vuelo crucero a velocidad constante se puede asumir teóricamente que el empuje generado por el avión debe ser igual al peso del mismo para mantenerlo en el aire. Se lo muestra en un diagrama de cuerpo libre en la figura 14 a continuación. Por lo tanto, en este caso el empuje generado sería igual a $L=58,86 \text{ N}$

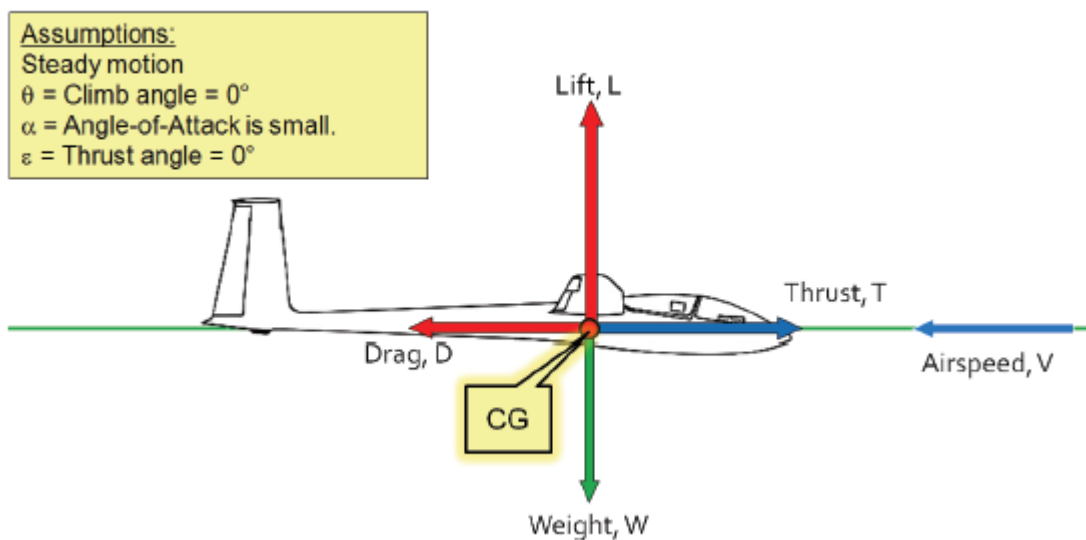


Figura 14: Diagrama de cuerpo libre para vuelo nivelado a velocidad constante (*Preliminary Aircraft Design Handbook, Gudmundsson S. 2013*)

El segundo caso con el que se debe comparar y donde regularmente se encuentra el mayor esfuerzo para la estructura es durante una curva a velocidad y altura constante. En este caso, que se grafica en la figura 15, el avión se inclina un cierto ángulo Φ por lo tanto la componente del empuje se divide en dos fuerzas. El empuje debe sostener el peso de la aeronave y además generar una componente de fuerza centrípeta la cual causa que el avión

cambie de dirección y gire. Para lograr esto la magnitud del empuje debe ser mayor al peso, de lo contrario se perdería altura (Gudmundsson, 2013).

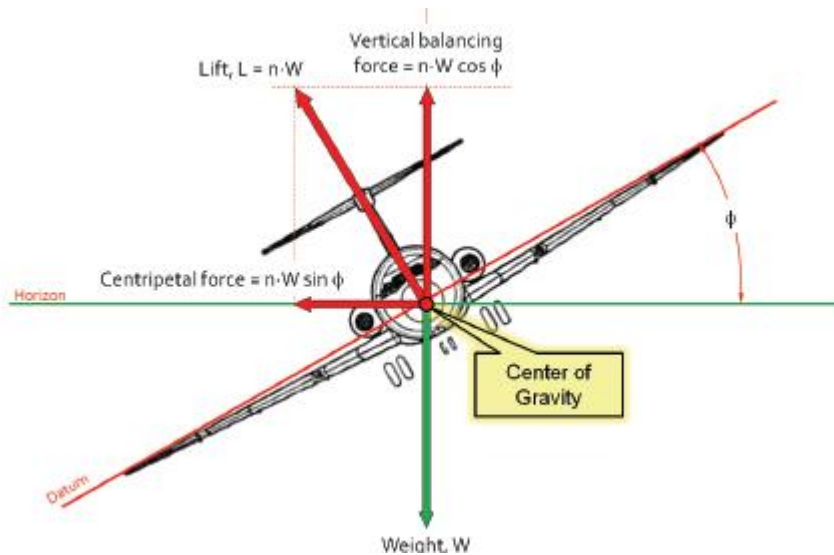


Figura 15: Diagrama de cuerpo libre para una curva nivelada a velocidad constante (Preliminary Aircraft Design Handbook, Gudmundsson S. 2013)

A esta relación entre el peso y el empuje se lo conoce como el factor de carga y se denota con la letra $n = L/W$. Este factor de carga también se lo conoce como las fuerzas g a las que se somete la estructura, para el cálculo previo de los requerimientos de potencia se asumió un factor de carga $n=2$, esto indica que el empuje va a ser el doble del peso de la aeronave por lo tanto $L = n \cdot W$ y da como resultado un empuje $L = 117.72 \text{ N}$ una vez encontrada esta fuerza vemos que este sería el caso más crítico para la estructura y con esa fuerza se calcula el esfuerzo máximo al que se someten los tubos de fibra de carbono.

A partir de este análisis también se puede encontrar el radio de giro R_{giro} y el ángulo ϕ de inclinación máximos al que se someten la aeronave con $n=2$. Se calcula con las siguientes ecuaciones.

$$\phi = \cos^{-1}\left(\frac{1}{n}\right) \quad (14)$$

$$R_{\text{giro}} = \frac{v^2}{n g \sin \phi} \quad (15)$$

Obtenemos los siguientes valores en la Tabla 9, los cuales son útiles para cargar al piloto automático en el avión y así limitar el ángulo máximo de inclinación en una curva.

Tabla 9: Datos obtenidos de ángulo de inclinación y radio de giro para un factor de carga n=2

Datos	
Factor de carga	2
Velocidad [m/s]	17
Gravedad [m/s ²]	9,81
Se obtiene	
Φ	60
Rgiro [m]	17,01

Utilizando el empuje calculado previamente de L=117.72 N se procede a calcular el esfuerzo máximo al que se somete la estructura. Los tubos están primordialmente sometidos a flexión. Podemos asumir que la fuerza se divide igualmente entre las dos alas y al ser un diseño simétrico se analiza solo la una mitad. Y también se divide la carga entre los dos tubos de fibra de carbono que cruzan la estructura como se ve en la figura 17, por lo tanto, la fuerza usada para el cálculo es L=29,43 N. El esfuerzo máximo se presenta en el punto medio de la estructura y tiene un brazo de palanca igual al largo del tubo midiendo la distancia desde el centro hacia el ala. Las ecuaciones utilizadas y los cálculos se presentan a continuación (Beer, 2013).

$$\sigma_{max} = \frac{Mc}{I} \quad (16)$$

$$M = F \times d \quad (17)$$

$$I = \frac{\pi}{64} (OD^4 - ID^4) \quad (18)$$

$$FS = \frac{\sigma_{permissible}}{\sigma_{max}} \quad (19)$$

Donde:

M= momento flector [N*m]

C= Distancia desde el plano neutro [m]

I= Momento de inercia [m⁴]

F= fuerza [N]

d= distancia donde se aplica la fuerza [m]

OD= Diámetro externo [m]

ID= Diámetro interno [m]

Se obtienen los siguientes resultados que se muestran en la tabla 10, se calculó para 2 casos en particular. En el caso 1 el tubo de fibra de carbono es de 10mm de diámetro externo por 8mm interno, el cual viene con la estructura del avión de fábrica. Y el caso 2 es un tubo de 12mm de diámetro externo por 8mm diámetro interno. A pesar de que los tubos de fábrica no fallan, tienen un factor de seguridad de 1,38 y al ser la pieza más crítica de la estructura se tomó la decisión de reemplazar estos tubos por los de mayor tamaño de 12mm de diámetro y espesor de 2 mm. Lo cual da una resistencia mayor a todo el airframe y mayor seguridad debido a que será la base donde se carga la estructura del multirrotor.

Tabla 10: Resultados del análisis de esfuerzo por flexión en la estructura

Caso 1 Tubo original 10mm x 8mm		Caso 2 Tubo de 12mm x 8mm	
Fuerza [N]	29,43	Fuerza [N]	29,43
Distancia [m]	0,5	Distancia [m]	0,5
OD [m]	0,01	OD [m]	0,012
ID [m]	0,008	ID [m]	0,008
M [N m]	14,715	M [N m]	14,715
I [m ⁴]	2,89812E-10	I [m ⁴]	8,1681E-10
c [m]	0,005	c [m]	0,006
Esfuerzo máximo [Mpa]	254	Esfuerzo máximo [Mpa]	108
Esfuerzo permisible [Mpa]	350	Esfuerzo permisible [Mpa]	350
Factor de seguridad	1,38	Factor de seguridad	3,24



Figura 16: Fuselaje del ala voladora, con tubos de fibra de carbono de 12mm x 8 mm

Estructura del multirrotor y sujeción

Debido a que los tubos de fibra de carbono son el alma que da estructura y refuerzan a todo el avión, la solución más viable y sencilla fue sujetar la estructura de cuadricóptero desde dichos tubos. Con ayuda del software Catia V5 se realizaron los diseños para la sujeción del sistema copter. Se diseñaron acoples en forma de U que se detallan en la figura 17, los cuales sostienen los tubos de fibra y a los cuales se empernan los brazos del multirrotor

dejándolos fijos en el ala. En la figura 18 se aprecia el ensamble generado en 3D de la estructura integrada tanto del avión como el multirrotor.

En la figura 17 se puede observar la pieza en forma de U que sujeta ambos sistemas. La pieza fue maquinada en 2 partes, primero se realizó por corte de agua del perfil y agujero central, de una platina de 12mm de espesor de aluminio. Los agujeros roscados en la base y parte superior se realizaron posteriormente con taladro de banco y machuelos. El agujero en la base plana es roscado M6 donde se acoplarán los brazos y el agujero en la parte superior esta roscado M3 para que un machuelo apriete al tubo de fibra de carbono.

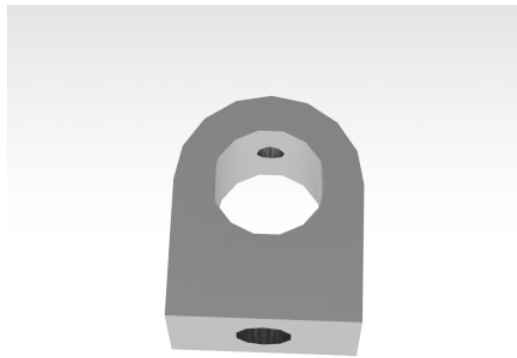


Figura 17: Diseño del sujetador U para acople de tubos redondos y brazos del multirrotor

Otra mejora que se agregó al diseño es que la estructura sea capaz de separarse en la mitad, de esta manera todo el UAV consta de 3 piezas, cada ala sale con su respectivo par de tubos de fibra de carbono, y la parte central del fuselaje se queda con todos los componentes eléctricos. Esta mejora simplifica el traslado y a futuro la operación del drone. Como se calculó previamente, el esfuerzo máximo esta justo en la unión de estos tubos por lo que se agregó

un par de ejes de aluminio maquinados para encajar perfectamente en el diámetro interno de los tubos, para que sirvan de acople de la estructura y además refuercen la misma.

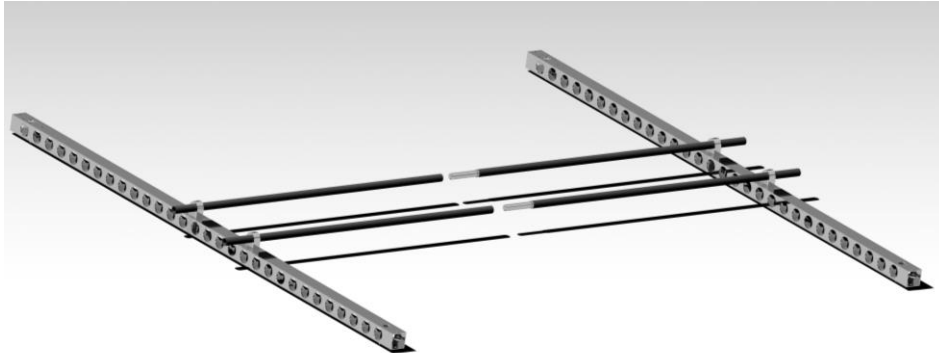


Figura 18:Ensamble de piezas para la integración del cuadricóptero a la estructura del avión

La estructura diseñada fue ensamblada en el mismo programa de diseño CAD a un modelo del avión Skywalker X8 descargado de internet, el cual había sido primero escaneado y luego regenerado en 3D, por lo tanto, guarda las dimensiones y proporciones casi exactas del avión real. Se comprobó la ubicación de las piezas y la factibilidad de la construcción del modelo como se ve en la figura 19. También se agregaron las hélices y motores de empuje vertical al modelo para comprobar que el área de empuje de las hélices quede libre de interferencia con el avión.

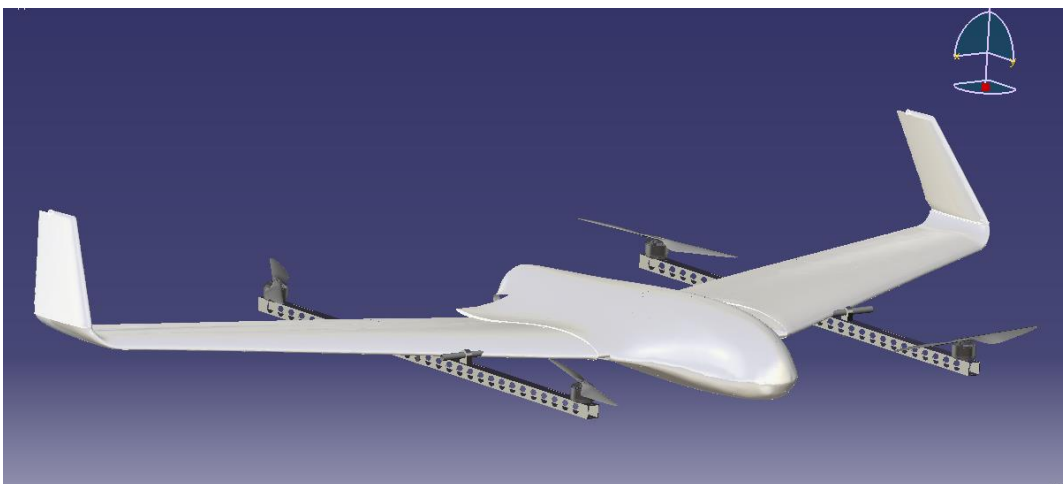


Figura 19:Ensamble completo del sistema multirotor y ala voladora

En la figura 20 se aprecia el mismo modelo desde una vista superior, y con el fuselaje del avión transparente lo que permite ver cómo pasan los tubos de fibra de carbono por dentro de la estructura.

Un punto a tomar en cuenta en ambas figuras 19 y 20 es que el tubo de fibra de carbono más cercano a la nariz sobresale del airframe del avión, pasando justamente por el borde de ataque de ambas alas. Este diseño facilito a la sujeción de los brazos del multirotor, alejo las hélices del mismo para que no interfieran y permitió que las dimensiones del sistema multirotor sean iguales en el largo y ancho.

En la figura 20 se puede apreciar que los brazos del cuadricóptero son más largos hacia adelante, sobresalen más del ala, que atrás. Esto fue diseñado de esta manera para igualar el centro de gravedad del avión con el centro de gravedad propio del multirotor. De esta manera se elimina el efecto del peso del sistema multirotor sobre el centro de gravedad del avión y con la ventaja de tener un vuelo más estable en modo copter.

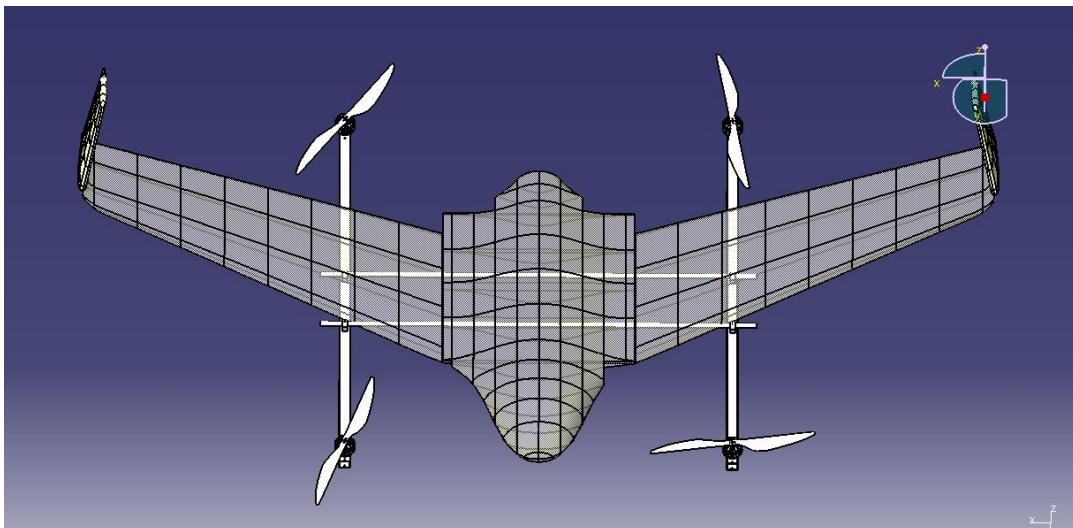


Figura 20: Ensamble completo del UAV con estructura de fuselaje en transparencia

Finalmente se completó el diseño con los brazos para el multirrotor, se muestran en la figura 21, estos fueron maquinados en Al, se utilizó tubo cuadrado de 1 pulgada y 1mm de espesor. El largo de este brazo es de 97cm y los agujeros donde se acoplan a los sujetadores U no son simétricos, por lo tanto, las cargas en el tubo tampoco serán simétricas. En el diseño se realizaron agujeros en ambas caras laterales del brazo con dos fines específicos. El primero alivianar el peso de la estructura y segundo permitir el ingreso de aire a los tubos como forma de refrigeración, ya que los ESC que controlan los motores verticales serán alojados dentro de los brazos.

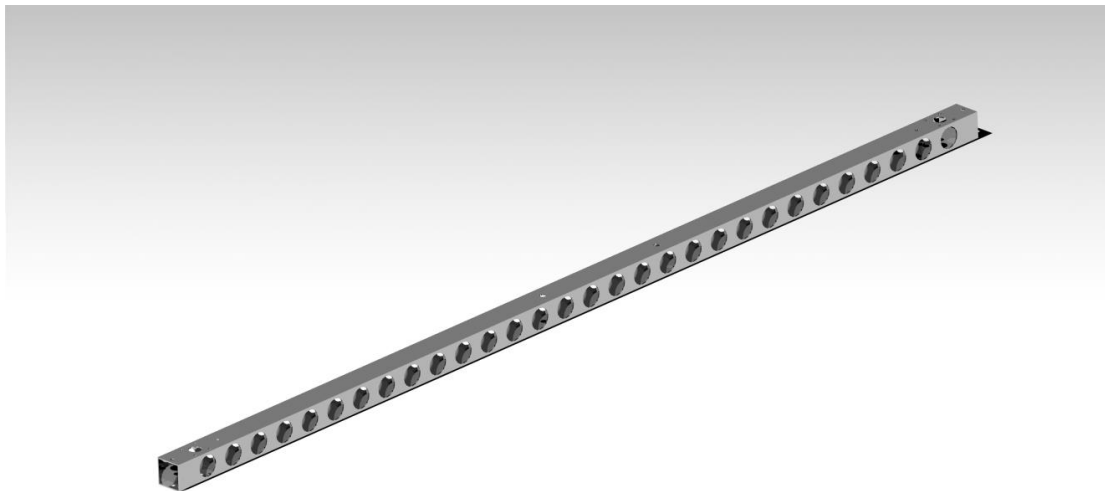


Figura 21: Brazo de la estructura del sistema multirrotor

Resumen de pesos

Una vez conocidos y seleccionado todos los componentes que van a dar forma al drone se procedió a realizar un resumen de pesos, en la tabla 11 se tabulan todos los componentes que son necesarios para que el UAV funcione, y se lo denomina peso vacío. No se toma en cuenta baterías y tampoco motores de empuje horizontal ya que se debe diferenciar la versión eléctrica con la de combustión. Se puede ver que el peso total de los

componentes básicos es de 3,3 kilogramos. Este análisis de pesos se lo utilizó durante todo el proceso de selección y diseño para tener una idea de cómo afectan al peso total del dron las decisiones y selecciones de equipos, ya que es el parámetro más importante de cumplir y mantener lo más bajo posible.

Tabla 11: Estimación de peso vacío del UAV VTOL

Peso Vacío			
Ítem	Cantidad	Peso unitario [g]	Peso total [g]
Alas	2	250	500
Costillas	4	33,75	135
Tubos fibra de carbono	2	90	180
Fuselaje	1	522	522
Piloto automático	1	150	150
ESC	4	25	100
Hélices	4	8,54	34,16
Motores Copter MN4010	4	134	536
Electrónicos Extra	1	100	100
Servos	2	20	40
Estructura copter	1	1000	1000
		Total	3297,16

Para la versión completamente eléctrica se realiza un análisis de peso similar que se muestra en la Tabla 12, se suma el peso vacío con el peso del motor y sus extras. Además, se realizó esta estimación tomando en cuenta una batería LiPo de 6 celdas y 10Ah de capacidad marca Multistar. Lo importante de este análisis es ver cuál es la carga disponible restante para cumplir los 6kg máximos de peso.

Tabla 12: Análisis de peso para la versión eléctrica del dron

Peso Versión Eléctrica			
Ítem	Cantidad	Peso unitario [g]	Peso total [g]
Peso Vacío	1	3297,16	3297,16
Motor AT2820	1	132	132
Hélice	1	20	20
ESC	1	50	50
Baterías 10000 mAh	1	1280	1280
Carga Disponible	1	1220,84	1220,84

Podemos ver que se tiene 1220 gramos aproximadamente de carga extra, este peso disponible se debe dividir principalmente en 2. Para un sensor como, por ejemplo, una cámara fotográfica o de video. Y con lo restante se podría pensar en una batería extra para aumentar la autonomía de vuelo.

Para la versión a gasolina se presenta la Tabla 13, el análisis es el mismo al anterior, se suman los pesos y al restarlos de los 6kg máximos obtenemos que se tiene una carga disponible de 1960 gr. La carga disponible se debe dividir ahora en 3. Para un sensor, el peso de la gasolina y finalmente una batería LiPo pequeña que alimente los motores verticales y todos los componentes eléctricos. Si tiene una ventaja, ya que el combustible con una fracción del peso de las baterías entrega mayor eficiencia energética para una mayor autonomía.

Tabla 13: Análisis de peso para la versión con motor a combustión

Peso Versión Gasolina			
Ítem	Cantidad	Peso unitario [g]	Peso total [g]
Peso Vacío	1	3297,16	3297,16
Motor Saito FG-14C	1	528	528
Escape	1	58	58
Ignición	1	105	105
Tanque	1	50	50
Carga Disponible	1	1961,84	1961,84

Banco de Pruebas

El ultimo desarrollo importante en esta etapa fue la construcción de un banco de pruebas, ver la figura 22. Este se refiere a una base estática hecha de madera donde se pueda realizar pruebas a los motores que se van a usar en el proyecto. La montura fue diseñada para poder alojar tanto al motor a combustión, como a los motores eléctricos. La prueba más

significativa que se realizará es una prueba de empuje, para lograr este objetivo se montó la base de madera que sostiene al motor sobre 2 rieles. Esto permite deslizar con muy poca fricción al motor al momento que este acelera, y esta misma base se sujetó a una balanza de resorte para medir el empuje estático que produce la combinación entre motor y hélice.

Otras pruebas que se pueden realizar en este banco son: medición de revoluciones por minuto, consumo específico de combustible, consumo de corriente eléctrica. Además, se tiene la capacidad de conectar todo el sistema de pruebas a un piloto automático igual al que va a estar montado en el avión para así simular ciertos parámetros y compararlos con los del prototipo en funcionamiento.



Figura 22: Banco de pruebas para motores

Con el banco se puede obtener un resultado experimental del empuje horizontal que necesita el avión para mantener un vuelo estable. Y comparar este dato experimental con la

relación entre empuje y peso calculada en el diagrama de restricciones en la sección de métodos. El proceso para obtener este dato se detalla a continuación.

Se debe realizar un vuelo de prueba con despegue vertical y transición a modo avión. Durante 5 minutos volar manteniendo una velocidad constante de crucero por ejemplo = 17 m/s.

El piloto automático funciona como una caja negra donde se graban todos los datos del vuelo.

De la información de este vuelo se obtienen 2 parámetros de interés. La corriente consumida y el porcentaje de aceleración del motor eléctrico.

Con estos datos se pueden replicar las condiciones en el banco de pruebas, conectando el mismo motor eléctrico con el que se voló a un piloto automático, y el dato que se encuentra es el empuje producido

Definición de pruebas a realizarse

Una vez concebido el primer prototipo del UAV se deben realizar pruebas de vuelo graduales aumentando la complejidad, en las que se puedan probar los diferentes componentes y las transiciones. El primer prototipo será completamente eléctrico, la ventaja del modelo eléctrico es que el control es mucho más simple y confiable que el motor a gasolina. Con este prototipo eléctrico el objetivo es realizar todas las configuraciones de ganancias en el piloto automático para que éste sea capaz de realizar los vuelos tanto en forma de copter, de avión y una transición suave entre los dos modos.

Mientras tanto el motor a gasolina es sometido a su proceso de desarrollo en el banco de pruebas para de esta manera sacar su máximo potencial y eficiencia, y obtener los datos de

consumo específico de combustible. Esto permite alimentar el modelo con esta información y predecir cuanta cantidad de combustible es necesaria para un tiempo de vuelo requerido.

En la tabla 14 se presenta como se dividen las pruebas de vuelo con sus objetivos específicos en los que se probaran los diferentes sistemas.

Tabla 14: Detalle de las pruebas de vuelo y sus objetivos durante el desarrollo del prototipo final

Prueba #	Ítem a probarse	Tipo de prueba	Objetivo
1	UAV prototipo eléctrico	Prueba de vuelo en modo copter	Obtener el consumo real de los motores al levantar la estructura y configurar las ganancias del piloto automático para que el vuelo sea estable en misiones autónomas
2	UAV prototipo eléctrico	Prueba de vuelo de transición y modo avión	Configurar los parámetros de la transición y obtener las ganancias en modo avión para vuelo estable en misiones autónomas
3	Motor a combustión	Banco de prueba	Realizar el desarrollo del motor y obtener los parámetros de operación: consumo, empuje, rpm, etc
4	UAV prototipo a gasolina	Prueba de vuelo modo copter	Corroborar que las ganancias obtenidas previamente permitan vuelo estable.
5	UAV prototipo a gasolina	Plan de vuelo con transición y modo avión a gasolina	Configurar el control del motor a gasolina por medio del piloto automático. Y pruebas de rendimiento.

Transición de modo vertical a ala fija

El UAV tiene la capacidad de despegar como un multirrotor verticalmente, en el aire hacer una transición a vuelo de ala fija y regresar al momento del aterrizaje con una transición

de regreso a modo copter y aterrizar verticalmente. El proceso se lo ilustra en la figura 23, en rojo se aprecia el sistema en funcionamiento en cada una de las etapas.



Figura 23: Etapas del vuelo del prototipo UAV VTOL

En el despegue vertical únicamente los 4 motores eléctricos del multirrotor están encendidos y elevan al UAV hasta una altura designada por el piloto. EL siguiente paso es efectuar la transición. Mientras el sistema multirrotor sigue encendido el motor horizontal empieza a impulsar al avión hacia adelante ganando velocidad horizontal, en total los 5 motores están encendidos. La velocidad es medida a través del sensor pitot del avión. Una vez que se llega a una velocidad de transición mínima, superior a la velocidad de stall=11 m/s según el fabricante, el avión apaga el sistema de cuadricóptero gradualmente durante un tiempo determinado, para que durante ese lapso el copter continúe brindando algo de sustentación antes de finalmente pasar el control al avión. El vuelo crucero se da únicamente con el motor de empuje horizontal encendido. Al momento de regresar a la base para aterrizaje el avión continúa volando hasta que se encienden los motores del copter para frenar el avión. Esto se puede dar por un comando del piloto o también de forma automática

una vez el dron esté a una distancia establecida “x” del punto donde debe aterrizar. Mientras se prende el multirrotor para frenar, el avión sigue con su trayectoria debido a la inercia que carga del vuelo. Finalmente se detiene y se realiza un descenso vertical hasta el piso donde se apagan todos los motores.

El avión cuenta con dos modos denominados de ayuda en vuelo, en los cuales interviene el multirrotor para evitar accidentes, el primer modo entra en acción una vez que el avión baja su velocidad por debajo de la denominada “velocidad de ayuda” la cual debe ser un poco mayor a la velocidad de stall, pero menor a la de velocidad crucero del vuelo. Y la segunda forma de ayuda es si el avión se inclina por encima de un ángulo máximo determinado igualmente prenderá el multirrotor para evitar una pérdida de sustentación y un posible accidente.

RESULTADOS Y DISCUSIONES

Esfuerzos y deformaciones en brazos del multirrotor

Los resultados que se muestran a continuación son obtenidos de los análisis de carga en los brazos del cuadricóptero. En las siguientes figuras 24 y 25 se puede apreciar el análisis de elementos finitos efectuado al brazo que soporta los motores del multirrotor. Se cargaron las fuerzas verticalmente aplicadas en el eje de los motores con un valor de 15N en cada uno. Este valor es dado considerando el peso máximo de 6kg del drone, cada brazo con 2 motores debería cargar 3kg y por lo tanto cada motor 1,5kg. A su vez las restricciones de movimiento fueron aplicadas en los puntos donde el brazo se acopla a los sujetadores en forma de U y a los tubos de fibra de carbono. De esta manera se simula el caso en el que el drone está flotando estáticamente a una altura constante.

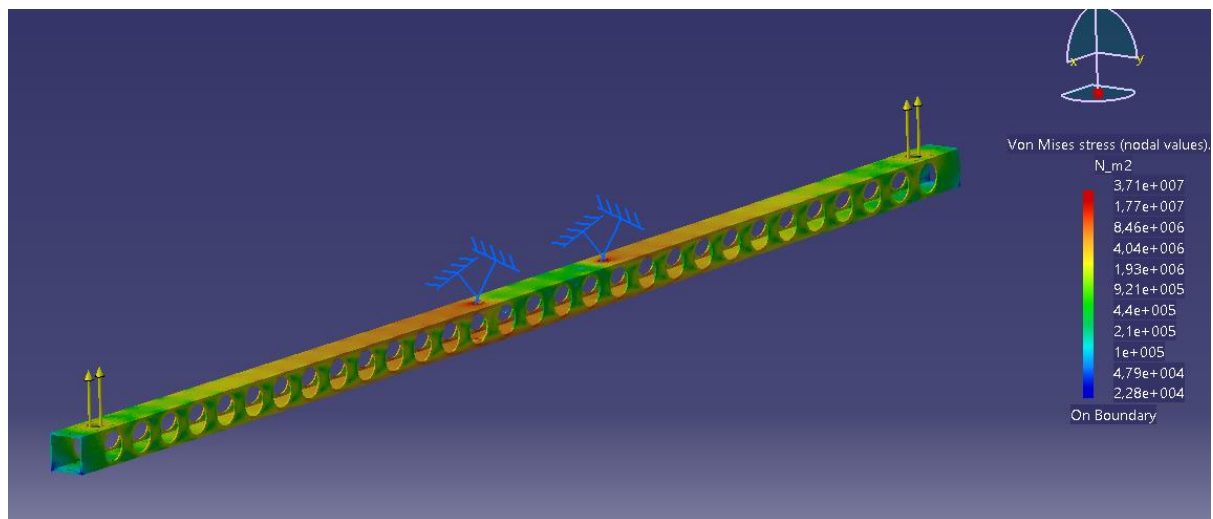


Figura 24: Esfuerzos de Von Mises para un vuelo estático a altura constante

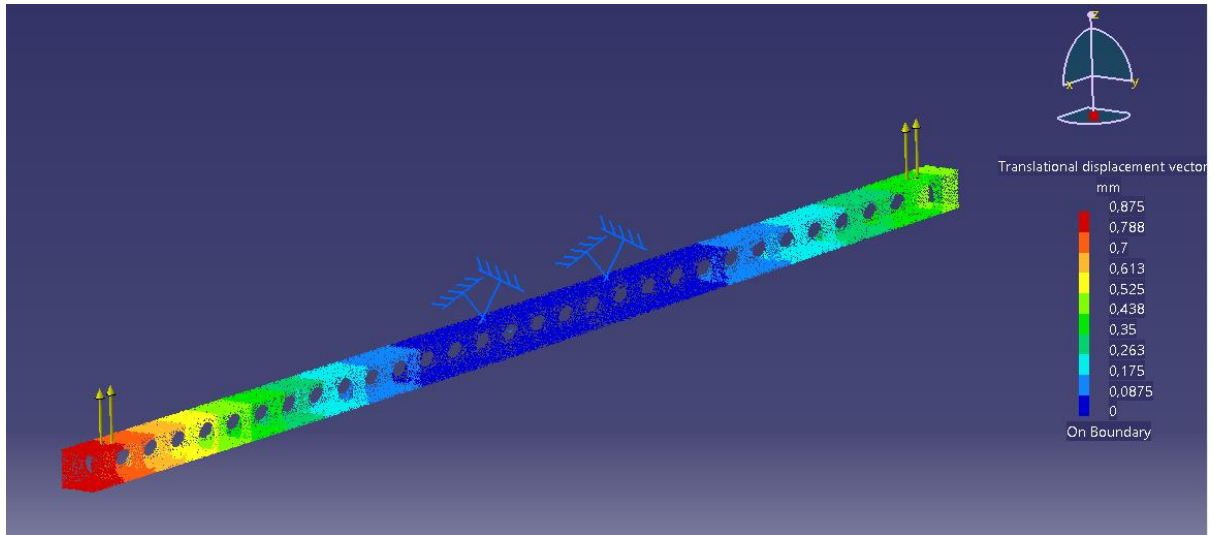


Figura 25: Desplazamiento en milímetros de los nodos en la estructura para un vuelo estático a altura constante

Como se observa en la figura 25 y posteriormente en la figura 27 el desplazamiento de los brazos debido a la carga no es simétrico. Esto sucede ya que los puntos de sujeción entre los brazos y los tubos del avión, no son simétricos con respecto a la dimensión del brazo.

El siguiente caso presentado en las figuras 26 y 27 es una simulación similar en los brazos del multirrotor, pero tomando en cuenta una fuerza mayor. Este caso simula un ascenso del drone, en donde la fuerza de empuje es mayor al peso. La fuerza cargada en la

simulación fue de 20 N por cada motor que es el máximo teórico de empuje que pueden generar los motores.

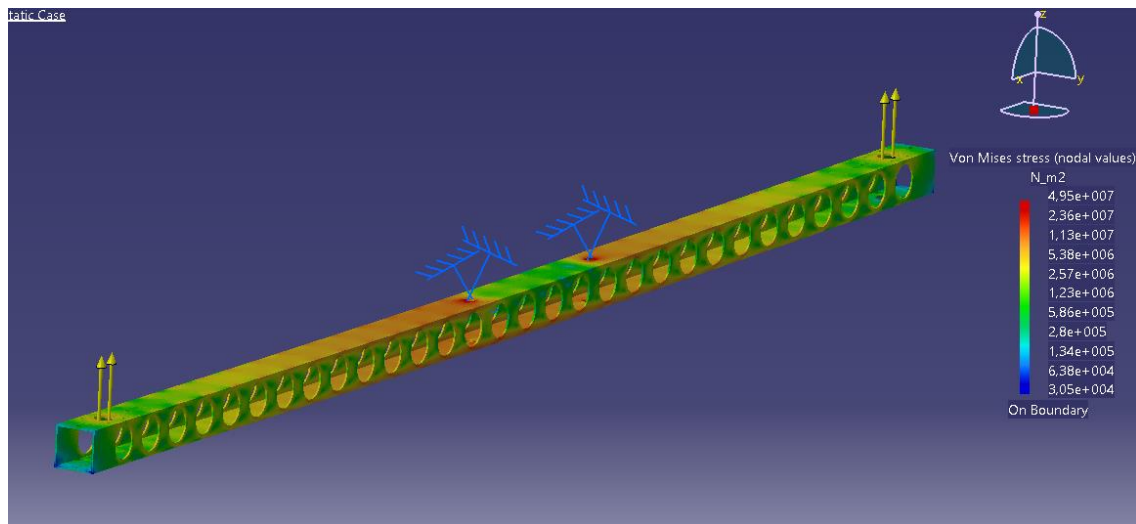


Figura 26: Esfuerzos de Von Mises para un caso de ascenso en el vuelo del drone

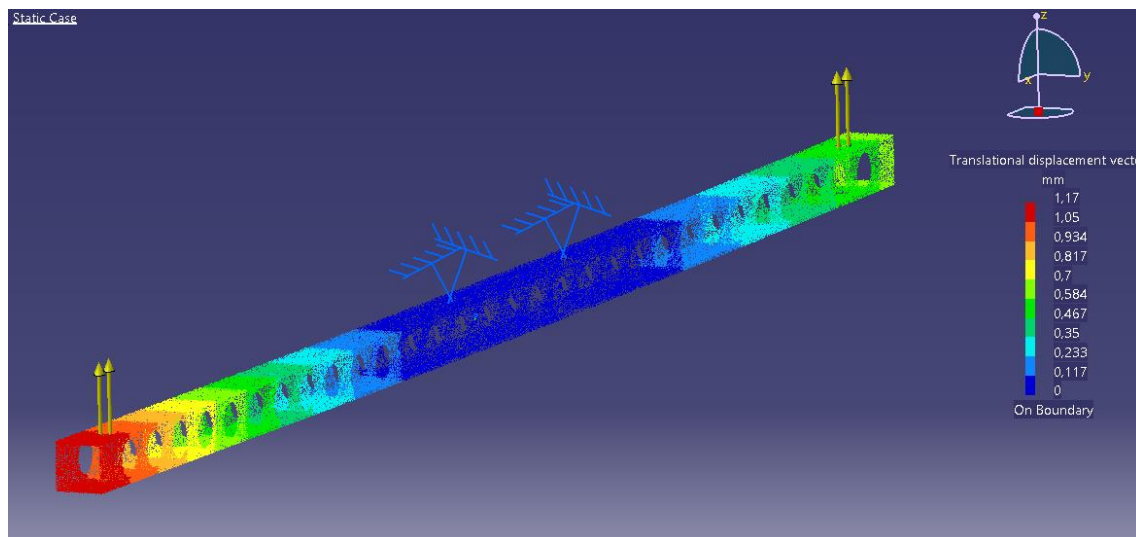


Figura 27: Desplazamiento en milímetros de los nodos en la estructura para un caso de ascenso del drone

En la tabla 15 se resumen los datos obtenidos por la simulación. El esfuerzo máximo obtenido fue de 50 MPa aproximadamente, el cual es bastante menor al esfuerzo de fluencia de 240 Mpa para el aluminio 6061 (Beer,2013) Obteniendo así un factor de seguridad de $FS=4.8$. También si vemos la figura 27, la máxima deformación es de 1.17mm lo cual es prácticamente imperceptible, esto nos asegura que el brazo no se deformará elásticamente

al ser aplicada la carga en los brazos, y también asegura que no exista una variación en el ángulo del vector de empuje proporcionado por los motores.

Tabla 15: Resumen de esfuerzos y deformaciones obtenidas en la simulación a los brazos del multirotor

Vuelo Estático	
Esfuerzo máximo [MPa]	37
Deformación máxima [mm]	0,875
Vuelo Ascendente	
Esfuerzo máximo [MPa]	49,5
Deformación máxima [mm]	1,17

Como podemos apreciar los brazos aguantan la carga y tienen bastante capacidad, por lo tanto, se podría optimizar más este diseño haciéndolo más liviano. El problema encontrado en utilizar un tubo más pequeño de 7/8 de pulgada por ejemplo es que las dimensiones no son suficientes para alojar el patrón de agujeros que tienen los motores (25mm), por lo tanto, usar un tubo de menor tamaño supone que se deba diseñar una pieza extra que acople los motores al tubo. Esto agrega peso y a la vez complicaciones en la fabricación. Entonces usar la solución del tubo más grande de 1 pulgada es por la facilidad de acople a los motores y también porque en su espacio interior alojan fácilmente a los ESC.

Construcción del prototipo

A partir del modelo que se generó en CAD del UAV (Figura 28) en la siguiente sección de la figura 28 hasta la figura 34 se muestra de manera ilustrada con fotografías como fue el

proceso de ensamblado del prototipo. Se muestran fotografías de las piezas mecánicas de sujeción y todos los elementos previamente mencionados en la sección de métodos.

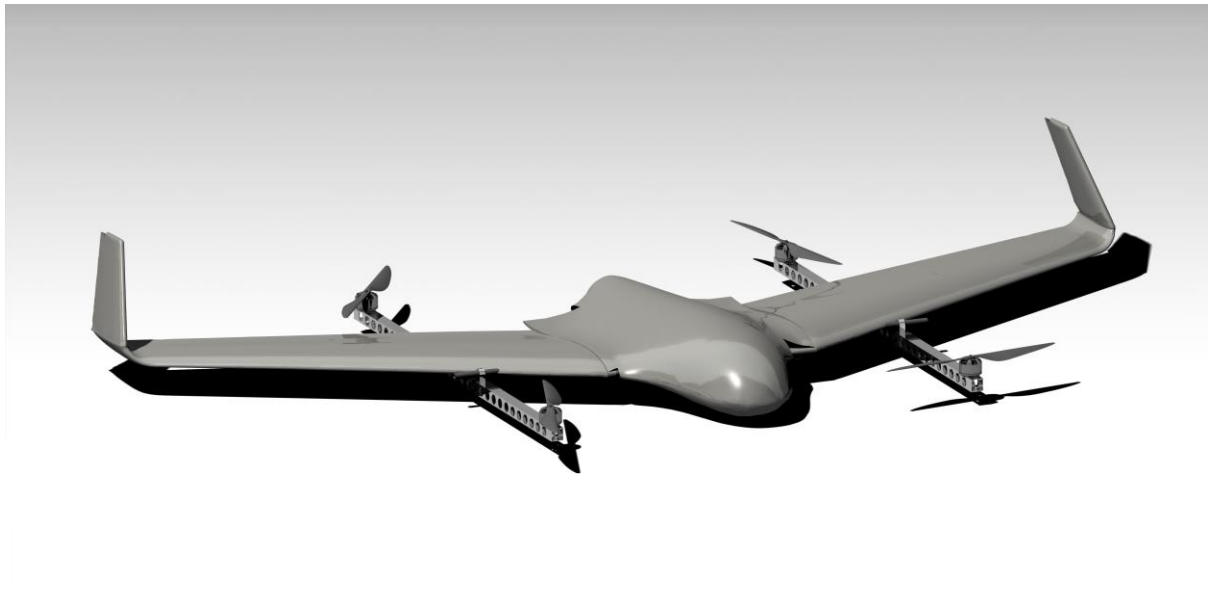


Figura 28: Modelo CAD del UAV VTOL del proyecto

En la figura 29 se puede una recopilación de fotografías de diferentes ángulos donde se aprecia la unión de los dos sistemas UAV, el copter y el avión por medio de la pieza de sujeción en forma de U descrita previamente. En la figura 29-A se aprecia como entran los sujetadores en el ala. En la foto B se aprecia como el tubo de más adelante sale por el borde de ataque del ala y se sujeta al brazo de copter. En las fotos C y D se aprecia en dos vistas como queda el ensamble final y el cableado como es ruteado desde los brazos hasta el interior del avión, tratando de ser lo menos invasivo posible.

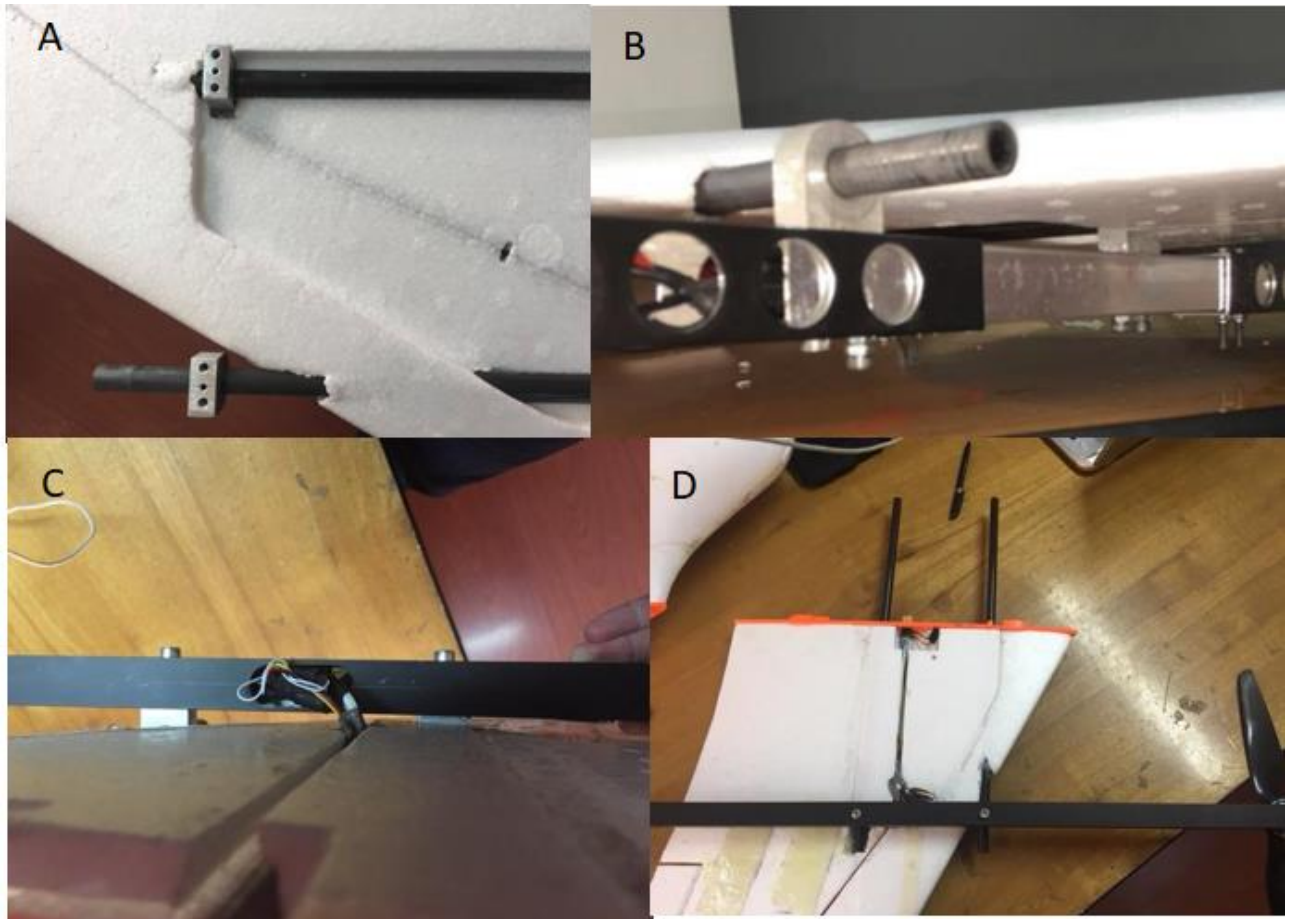


Figura 29: Construcción y vistas del acople entre multirrotor y fuselaje

En la figura 30 se aprecia una segunda recopilación de fotografías que se centra en mostrar cómo quedan los tubos de fibra de carbono que dan estructura al avión en cada una de las alas. En la fotografía A se aprecia como una de las dos alas tiene dentro de los tubos los acoples de aluminio que brindan refuerzo y ayudan a alinear ambas alas. Estas 3 partes además que se ven en las fotografías es lo que compone al UAV siendo 2 alas + el fuselaje. En la fotografía C se ve como los tubos entran en el fuselaje y se unen en la mitad. Las costillas

que se aprecian de color naranja son las encargadas de asegurar las alas al fuselaje con seguros de plástico.

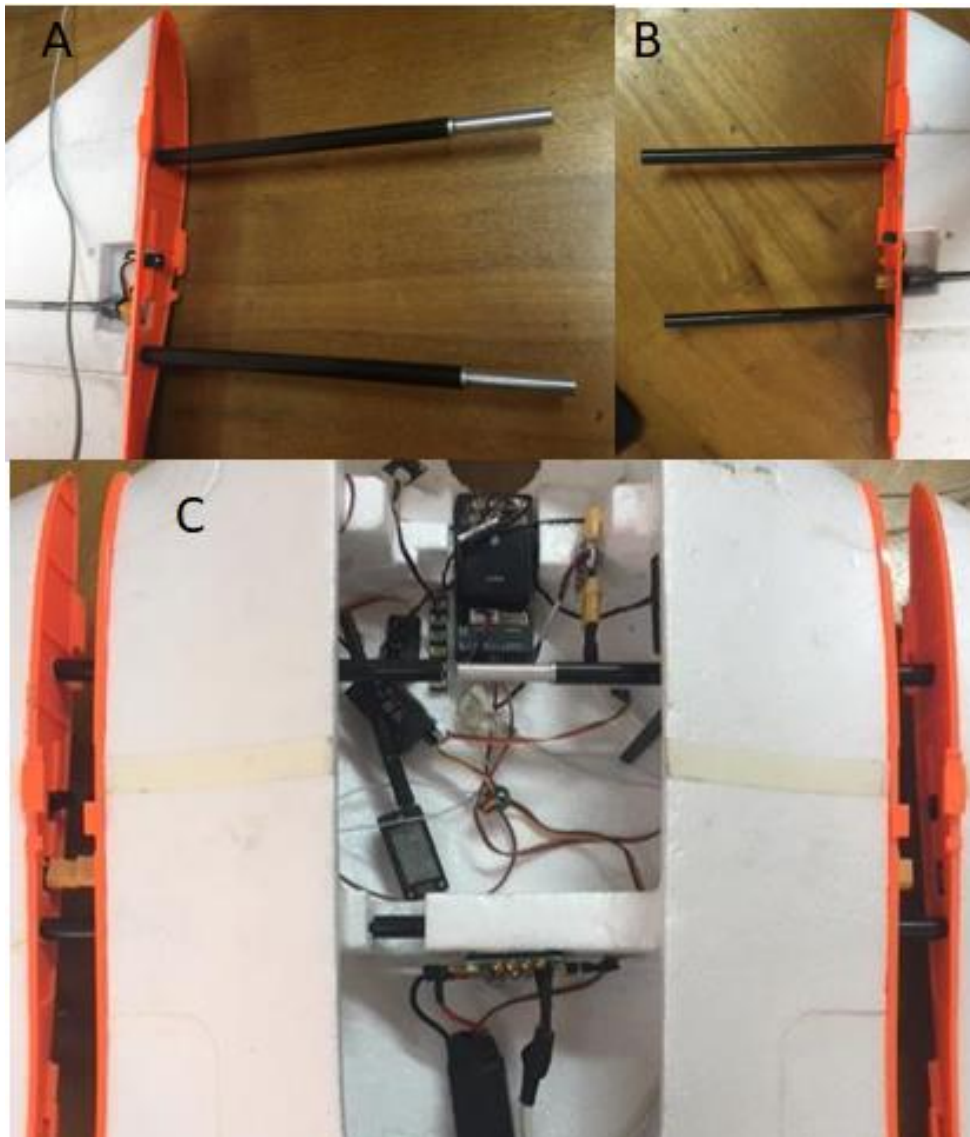


Figura 30: Tubos de fibra de carbono estructurales en alas y fuselaje

En la figura 31 se muestra la construcción de una denominada pared corta fuegos, la cual sirve como montura donde se acoplan ambos motores de empuje horizontal tanto el eléctrico como el de combustión. Se realizó de una plancha de fibra de carbono con corte CNC por chorro de agua. Su función es darle soporte al motor y en el caso del motor de

combustión impide que el calor generado por el escape y el mismo cilindro dañen las partes del foam del fuselaje.



Figura 31: Pared corta fuego para montura de motor

En la figura 32 se aprecia un primer ensamble del prototipo, como se ve en las fotografías aún no tiene ningún componente eléctrico. De igual manera se ven los motores del sistema multirotor en la primera fotografía y se observa también como la unión de los tubos redondos de fibra de carbono queda en el centro del fuselaje. En la segunda foto también se

aprecia cómo van los cables de potencia y señal al centro del drone, donde se ven los conectores que permiten separar a las alas del fuselaje.

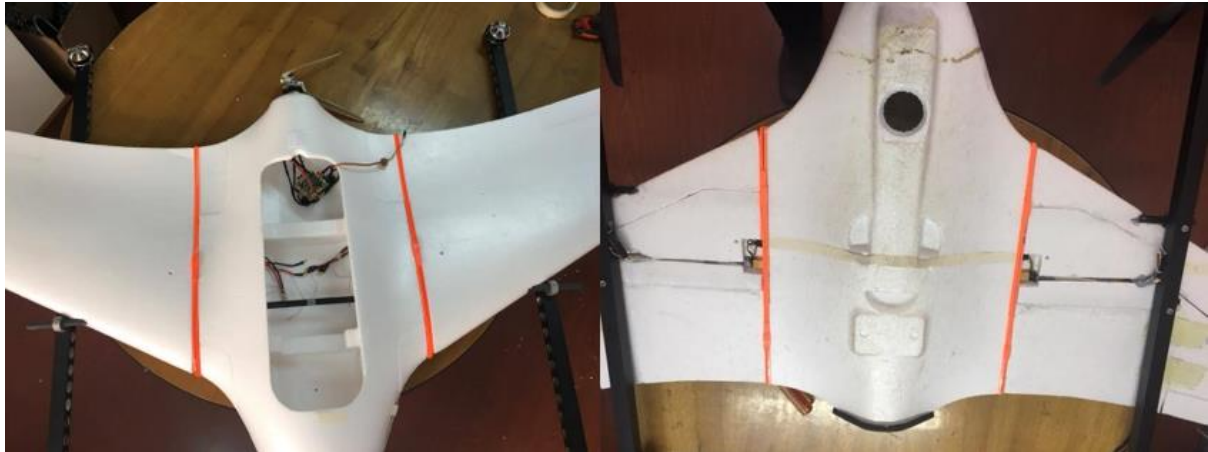


Figura 32: Prototipo UAV VTOL ensamblado

En la figura 33 se ve una fotografía de comparación entre el prototipo finalizado y armado con el ensamble que se hizo en el programa CAD, donde se corroboraron las diferentes dimensiones y el acople de todos los sistemas tanto del multirrotor como del avión sin causar interferencias que afecten en el vuelo.



Figura 33: Prototipo UAV VTOL completo junto al diseño CAD

Finalmente, en la figura 34 se ve en funcionamiento al equipo en un vuelo estabilizado en modo copter. Esta fotografía permite apreciar también como se ve desde una vista inferior la sujeción de los brazos al airframe.



Figura 34: UAV VTOL en vuelo modo copter

Prueba modo Copter

En la primera prueba el objetivo fue volar el UAV prototipo eléctrico, únicamente en configuración de cuadricóptero. De esta manera se pudo determinar el consumo real de amperaje para levantar el peso requerido y corroborar los datos con la estimación presentada en la Tabla 4. Además, esta prueba sirvió para alimentar al piloto automático con la configuración de ganancias PID necesarias para que el cuadricóptero efectuó sus 3 movimientos principales (roll, pitch y yaw) en misiones autónomas. Finalmente se determinó la autonomía de vuelo con varias configuraciones de baterías. Los datos obtenidos en las

pruebas de vuelo se detallan en la tabla 16 a continuación. Todos los datos de tiempo máximo de vuelo se realizaron hasta consumir máximo un 80% de la capacidad de las baterías.

Tabla 16: Datos experimentales obtenidos del vuelo en modo cuadricóptero del UAV

# de vuelo	Capacidad de Batería LiPo 6s	Peso Total del UAV	Consumo de corriente promedio	Tiempo de vuelo	Objetivo
1	1 x 10000mAh	4700 g	35 A	4 min	Primer vuelo de prueba
2	1 x 10000mAh	4700g	37A	12 min	Ajuste de ganancias en Pitch y Roll
3	1 x 10000mAh	4700g	36A	12min	Ajuste de ganancias en Yaw
4	1 x 5000 mAh	4100g	30A	7min	Tiempo máximo de vuelo
5	1x10000mAh +1x5000mAh	5400g	41A	16min	Tiempo máximo de vuelo

Se puede mencionar que el copter luego de ajustar las ganancias PID reacciona sin problemas a los comandos enviados desde el control aun cargando la estructura del avión. El copter se desempeñó de manera satisfactoria en modos autónomos (modo Qloiter y RTL). Los motores tienen la capacidad suficiente para levantar el UAV sin trabajar fuera de su zona de mayor eficiencia y en el aire tienen la capacidad extra necesaria para compensar cuando el viento trata de desviar la posición del UAV. El máximo amperaje registrado mientras el copter está suspendido estáticamente (condición ideal) fue de 41 amperios. Y el máximo consumo registrado, de 62 amperios, fue al momento de ascender a una altura determinada. Se debe mencionar también que el modo copter es el menos eficiente (16 minutos de vuelo máximo) y el proyecto no está enfocado en llegar a tiempos de vuelo elevados en este modo, sino en

optimizar el vuelo de copter para despegues, aterrizajes y casos de emergencia. En la figura 35 se muestra el primer vuelo del prototipo en modo copter.



Figura 35:Primer vuelo de prueba del UAV VTOL en modo copter

Prueba de transición a modo avión

Por una parte, el objetivo de esta prueba fue obtener las velocidades de transición y de ayuda; y el tiempo que permanece el copter prendido durante la transición para cargarlos al piloto automático y dejar al modelo finalmente configurado en sus ganancias de los controladores del avión. Como se definió en la sección de métodos el avión cuenta con dos modos denominados de ayuda en vuelo el primer modo entra en acción una vez que el avión baja su velocidad por debajo de la denominada “velocidad de ayuda” la cual debe ser un poco mayor a la velocidad de stall, pero menor a la de velocidad crucero del vuelo. Se detallan los resultados en la tabla 16 a continuación.

Tabla 17: Datos experimentales de velocidades necesarias para la transición de vuelo vertical a horizontal

# de prueba	Velocidad de transición [m/s]	Tiempo que permanece encendido el copter [s]	Velocidad de ayuda [m/s]	Modo de vuelo	Observación
1	15	5	13	Semiautomático	Velocidad de transición bien, no se aprecia perdida de altura al apagar el copter. Gran distancia hasta completar transición. Velocidad de ayuda muy alta, interfirió en los giros
2	14	5	13	Semiautomático	Velocidad de transición bien, no hay perdida de altura. Velocidad de ayuda muy alta, interfirió en los giros
3	13	5	12	Semiautomático	Velocidad de transición muy buena, tomo menos distancia y no pierde altura. Velocidad de ayuda mejoro, no interfiere.
4	13	5	12	Autónomo	Velocidad de transición buena, vuelo autónomo muy suave y con bajo consumo de corriente. No interfiere la ayuda en los giros
5	12	5	12	Semiautomático	Velocidad de transición muy baja, se observa perdida de altura al momento que se apaga el copter.

El segundo objetivo de estos vuelos fue configurar las ganancias PID del sistema en modo avión de la misma manera como se hizo con el copter. Se debe llegar a ganancias que

le permitan al avión moverse en todas las direcciones sin problemas. Y además se le debe dar datos al piloto automático sobre las cargas máximas que soporta el airframe y la potencia disponible del motor, como son: el ángulo máximo de subida, los radios de giro y la velocidad crucero. Como se pudo ver del análisis de restricciones, en la figura 12, el desempeño en una curva nivelada a velocidad constante, es el que más demanda potencia del motor. Por lo tanto, se probó varios radios de giro que para llegar a un valor que le permitiera al avión lograr el giro sin perder altura y sin exigir el motor a sus límites. Los datos de desempeño que se ingresaron al piloto automático luego de las pruebas se tabulan en la tabla 18 a continuación.

Tabla 18: Datos de desempeño en configuración de vuelo de modo avión

Datos Para vuelo del Avión	
Velocidad Crucero [m/s]	16
Velocidad máxima [m/s]	22
Radio de giro en modo Retorno a Base [m]	50
Ángulo máximo de ascenso [grados]	20
Ángulo máximo de descenso [grados]	15
Límite de corriente en modo copter [A]	80

Se obtuvo un empuje experimental del motor de empuje horizontal de 1500 gr, siguiendo el método detallado previamente en la sección de banco de pruebas. Si comparamos este dato con el obtenido en el diagrama de restricciones vemos lo siguiente. De la figura 12 vemos que el valor de T/W donde interseca con $W/S = 1.7$, es de $T/W = 0.24$ aproximadamente. En el caso específico de esta prueba el peso del avión está cerca de los 5kg. Si calculamos el empuje teórico nos da $T = 1200g$. Por lo tanto, si se compara con el empuje obtenido de forma experimental vemos que el cálculo y el dimensionamiento del

motor está bastante cercano a la realidad. Incluso el empuje experimental puede ser menor ya que en esta prueba el valor se vio influenciado porque la mitad del tiempo se voló en modo semiautomático donde el piloto controla el avión y siempre el piloto automático es más preciso y eficiente para mantener un consumo menor.

Para concluir esta prueba se realizaron pruebas de tiempo máximo de vuelo con el prototipo eléctrico. Este es un dato muy importante cuando ya el avión pase de prototipo a desempeñarse en operaciones reales, ya que es el limitante para programar las misiones de vuelo para levantar información. Analizando los datos de la computadora de vuelo de varios vuelos también se obtuvo una media de consumo en modo de copter, es decir cuántos miliamperios se consumen de la batería en las fases de despegue y aterrizaje. En todas las pruebas la transición se realizó a 30 metros de altura luego del despegue y el aterrizaje se hizo desde 80 metros de altura. Los resultados se resumen en la tabla 19 a continuación.

Tabla 19: Tiempo máximo de vuelo en versión del drone eléctrico

# de vuelo	Capacidad de Batería	Consumo en modo copter	Peso Total del UAV	Consumo de corriente promedio	Tiempo de vuelo
1	10000mAh	1500 mAh	4700 g	12	32.5 min
2	15000 mAh	1600 mAh	5400g	13	50 min

El consumo en modo copter es bastante elevado, a futuro se podría optimizar realizando la transición a menor altura y programando la misión para el momento de finalizar y regresar el avión baje gradualmente de altura para que el aterrizaje vertical tome menos tiempo.

Lecciones aprendidas

Un punto de discusión importante que se ve en la tabla 18 es el límite de corriente en el modo multirotor. Se realizó esta limitación para prevenir accidentes con el UAV, como el que se

detalla a continuación. En una de las primeras pruebas realizadas se probó un modo de seguridad muy común en los drones que es el regreso a casa o modo RTL (Return to Launch). El equipo se encontraba volando en modo avión y al activarse este modo, los motores de empuje vertical entregaron una cantidad de fuerza enorme para tratar de frenar la inercia del movimiento del avión y cambiar de dirección. Este cambio fue tan brusco que el avión básicamente se inclinó 90 grados y perdió completamente toda la sustentación cayendo al piso en una voltereta descontrolada.

Luego de revisar los archivos del piloto automático se descubrió que la corriente que se entregó a los motores superaba los 100 amperios por lo tanto su fuerza superó las capacidades del avión de mantenerse estable. Debido a este accidente se tomaron las acciones correctivas para limitar la corriente máxima de estos motores por ende limitando su fuerza. En posteriores pruebas se efectuó el mismo proceso y los resultados fueron satisfactorios.

Motor de combustión en banco de pruebas

Los motores a combustión necesitan un periodo de desarrollo conocido como “Break in” en inglés, este se efectuó en el banco de pruebas siguiendo las direcciones del fabricante (SAITO, Japón). Aproximadamente el motor se mantuvo 1 hora encendido. Mientras se ajustan las agujas de alta y baja del carburador para obtener el máximo rendimiento. Se obtuvieron 2 resultados importantes, el empuje máximo del motor y a que rpm lo genera, y segundo las rpm mínimas que permiten que el motor no se apague y a la vez entreguen un

buen rango de respuesta al acelerar el motor sin que este se ahogue. Se presenta los resultados en la Tabla 20

Tabla 20: Datos de rendimiento máximo del motor luego del periodo de asentamiento

Motor SAITO FG – 14C	Tamaño Hélice	RPM máximas	RPM mínimas ralentí	Empuje máximo [g]	Temperatura en el cilindro
	APC 13x10 gasolina	7200	2200	2100	112°C

Ya que los motores a combustión son bastante sensibles a los cambios de altura debido a la falta de oxígeno como se mostró en la sección de métodos podemos ver de la Tabla 20 que las revoluciones máximas que se alcanzaron son inferiores a las que muestra el fabricante en sus especificaciones en la Tabla 6.

En el mismo banco de pruebas el siguiente paso es obtener los datos de desempeño del motor. De esta prueba se obtuvo el consumo específico de gasolina, este depende de la aceleración a la que se desarrolle la prueba. Para simplificar este proceso se utilizó el dato mencionado previamente de empuje requerido para vuelo del avión, que se encontró con el motor eléctrico, el cual es de 1500 gr de empuje estático. También se registran las revoluciones por minuto (RPM) a las que llega. Un resumen de los datos promedio obtenidos luego de 3 pruebas se presentan en la tabla 20 a continuación. La figura 36 muestra el empuje obtenido con el motor de combustión en esta prueba.

Tabla 21: Datos experimentales de desempeño del motor a combustión 4 tiempos FG-14C (SAITO, Japón)

Motor SAITO FG – 14C	Tamaño Hélice	% Acelerador	Consumo específico de combustible (ml/min)	RPM	Empuje (g)
	APC 13x10 gasolina	70	5.66	5800	1500

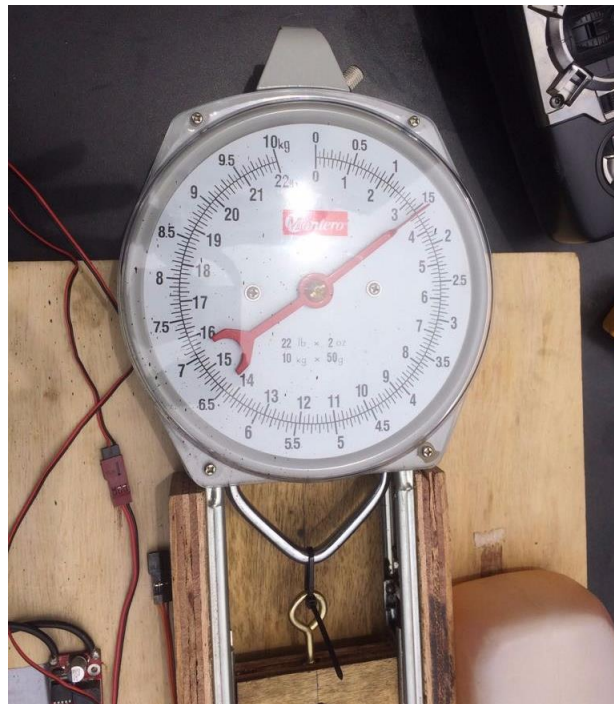


Figura 36: Empuje de motor a combustión en banco de pruebas

Finalmente, luego de obtener los datos experimentales del motor, se realizó la integración para que éste fuese controlado por el piloto automático por medio de un servo que mueve la mariposa de aceleración. Se probó también un switch en el control remoto que corta

completamente la aceleración para apagar el motor. Este es necesario para el momento del aterrizaje del UAV sino la hélice chocaría contra el piso.

Prueba modo copter con motor de combustión

Una vez montado el motor de combustión en el avión, se realizó nuevamente las pruebas de vuelo en modo de cuadricóptero con el fin de corroborar las ganancias previamente establecidas. No se debió realizar ninguno cambio al piloto automático en los parámetros del copter.

En la tabla 21 a continuación se detalla el peso total del dron en esta prueba de modo copter con el motor de gasolina montado. Se realizó la prueba con la batería de 5000mAh ya que solo debe encargarse del despegue aterrizaje y mantener los sistemas eléctricos encendidos

Tabla 22: Peso total del prototipo hibrido para prueba de copter

Peso Versión Gasolina Prueba 4			
Ítem	Cantidad	Peso unitario [g]	Peso total [g]
Peso Vacío	1	3297,16	3297,16
Motor Saito FG-14C	1	528	528
Escape	1	58	58
Ignición	1	105	105
Tanque	1	50	50
Batería 5000 mAh	1	780	780
Gasolina 300ml	1	200	200
		Total	5018,16

Lecciones aprendidas

Un problema principal se presentó al realizar esta prueba. Ya que el motor eléctrico es reemplazado por el de gasolina se están reemplazando 200gr (motor + ESC) por los 690 gr del motor y sus componentes. Esto cambia completamente el centro de gravedad del avión dejándolo pesado de cola. El tanque de gasolina va justo sobre el centro de gravedad ya que

el combustible se consume y varía su peso durante el vuelo. Por lo tanto, no tiene efecto sobre el centro de gravedad.

Lo que se debió hacer para contrarrestar este efecto fue mover la posición de la batería lo más adelante en la punta posible y así se igualaron los momentos producidos por los componentes. En un futuro para una versión del dron solamente a gasolina se podría mover el piloto automático también más adelante.

Prueba de transición a ala fija con motor de combustión

En esta prueba se recopilaban datos de cada una de las 4 pruebas anteriores, para finalmente juntar la información más relevante y realizar un plan de lo que sería tener el dron 100% híbrido con motor de empuje horizontal de combustión y la máxima cantidad posible de gasolina para la máxima autonomía de vuelo.

Se puede ver que en uno de los vuelos de la prueba 2 el peso del dron eléctrico fue de 5400 gramos, dejando 600 gramos para cualquier sensor de adquisición de datos. Se parte tomando este peso como el máximo al que se debe llegar incluyendo combustible. Por lo tanto, en la tabla 23 se observa es una versión actualizada de la tabla 21 en la prueba 4, con la máxima cantidad de combustible que podría cargar el avión con un peso de 5400g.

Tabla 23: Análisis de pesos para versión híbrida con máxima cantidad de gasolina.

Peso Versión Gasolina Prueba 5			
Ítem	Cantidad	Peso unitario	Peso total
Peso Vacío	1	3297,16	3297,16
Motor Saito FG-14C	1	528	528
Escape	1	58	58
Ignición	1	105	105
Tanque	1	50	50
Batería 5000 mAh	1	780	780
Gasolina 880ml	1	600	600
		Total	5418,16

Es factible llevar 600 gramos de gasolina, tomando en cuenta que la densidad de la gasolina es de 680 gramos por litro, se puede llevar un volumen de 880 ml de gasolina. Con este dato y conociendo el consumo específico de combustible calculado en la prueba 3 se predice el tiempo de vuelo al que se puede llegar con el motor de gasolina. Se refleja el cálculo en la tabla 24.

Tabla 24: Estimación de tiempo de vuelo con máxima carga de combustible.

Motor SAITO FG – 14C	Tamaño Hélice	Consumo específico de combustible (ml/min)	RPM	Empuje (g)	Volumen de combustible [ml]	Tiempo de vuelo estimado (min)
	APC 13x10 gasolina	5.66	5800	1500	880	155

Resulta en un tiempo estimado de vuelo de 155 minutos o alrededor de 2 y media horas. Comparando con los 50 minutos máximos de vuelo de la versión eléctrica el salto en el rango al implementar el motor a combustión es muy importante. Tomando el dato de la velocidad crucero de $V=17\text{m/s}$ multiplicado por el tiempo de vuelo estimado, es posible obtener un rango de distancia de 150km, este rango abre nuevas posibilidades en las aplicaciones que se le pueden dar al UAV tipo VTOL. Se puede incursionar en misiones mucho más largas como es el patrullaje o vigilancia.

Incluso siendo el motor de combustión mucho más pesado que uno eléctrico, la ventaja de la versión híbrida es en el peso de las baterías. Actualmente las baterías de LiPo siguen siendo

muy pesadas en relación a la capacidad energética que tienen. En cambio, el combustible entrega una capacidad energética mayor y su densidad es relativamente baja.

También es una ventaja que el motor sea de 4 tiempos, incluso siendo a carburador, y que use gasolina común ya que esto disminuye bastante el consumo específico de gasolina y los costos de operación, si se lo compara con un motor de las mismas características de nitrometano.

La prueba final es poner el producto a funcionar a su máxima capacidad con una misión de vuelo en la que se realicen todas las transiciones autónomamente, y ver la autonomía real a la que se logró llegar. El plan final de la versión híbrida y su rango de vuelo se detallan en la tabla 25 a continuación.

Tabla 25: Desempeño del prototipo final, autonomía de vuelo y distancia recorrida

Versión	Tiempo de Autonomía	de Distancia Recorrida (Km)	Peso del UAV (Sin sensores fotográficos) [g]	Carga útil restante [g]
Híbrida	6 min copter + 150 min avión	150	5400	600

CONCLUSIONES

- La plataforma UAV de despegue y aterrizaje vertical es capaz de volar misiones completamente autónomas, realiza la transición sin perder altura y ofrece la ventaja de poder cargar al avión al máximo de su capacidad de carga, en este caso de 6kg. Es capaz tener una autonomía de vuelo de 2 y media horas en la que se puede recorrer 150 kilómetros en su versión híbrida. Y en la versión eléctrica se puede llegar a los 50 minutos con un alcance de alrededor de 50km.
- El dron se convierte en una plataforma que se puede usar en varios ámbitos de la industria y sociedad ecuatoriana y de la región. En comparación a otros diseños similares, es un UAV VTOL mucho más compacto con 2.12 metros de envergadura contra otros que empiezan en los 3 metros y son más pesados y complicados de operar. Este UAV es programable y las ventajas radican en la facilidad de su operación ya que no se requiere saber volar un avión para operarlo y que puede despegar básicamente de cualquier lugar que se desee.
- Se logró diseñar una estructura que acople dos sistemas diferentes, un cuadricóptero y un avión, de la forma más simple posible. En la que no sea necesario un gran número de piezas y que sea armable y desmontable con relativa facilidad para el transporte y operación. El diseño de los componentes mecánicos se basó en utilizar la estructura de fibra de carbono que corre a largo del avión para sostener al sistema multirrotor. El diseño del sujetador en forma de U fue una solución práctica y sencilla.
- Se concluye que es un desarrollo innovador en el país, conceptualizado a partir de necesidades reales de una empresa que brinda servicios con drones. Por lo cual es un vehículo que puede ser fácilmente utilizado en varias aplicaciones. Se diferencia de

otros vehículos de tamaños similares al implementar además del sistema híbrido de despegue y aterrizaje vertical, el uso de un motor de combustión interna de 4 tiempos que impulsa al avión. El uso de este motor es la clave para obtener rangos de operación y autonomía mucho mayor a otros UAV de similares características de peso, tamaño y costo.

- Técnicamente se concluye que, son necesarios 4 motores eléctricos de al menos 450 W cada uno para el sistema multirotor. 1 motor eléctrico o de combustión para el empuje horizontal capaz de brindar 900 W de potencia para la transición y 450 W para vuelo crucero. El factor de carga aerodinámico para el que está diseñado el UAV es igual a 2, con lo cual la estructura interna presenta un factor de seguridad de 3.24. Los brazos del multirotor están sobredimensionados con un factor de seguridad 4.8, se pueden optimizar para bajar peso.
- Finalmente, para una transición satisfactoria de vuelo vertical a horizontal, la velocidad de transición óptima para este proyecto es igual a 13m/s, y el tiempo de apagado de los motores eléctricos es de 5 segundos luego de completada la transición. Igualmente, para los modos de ayuda la velocidad de ayuda es de 12m/s y el ángulo máximo de ayuda es de 80 grados.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Ardupilot. (2013), *Quadplane support*. Plane documentation Wiki. Recopilado de: <http://ardupilot.org/plane/docs/quadplane-support.html>
- Beer F, Johnston E, Dewolf. (2004). *Mechanics Of Materials*. Tata McGraw-Hill Education
- ALTI UAS. (2009). Transition model specifications. Recopilado de: <http://www.altiuas.com/transition/>
- Gudmundsson, S. (2013). *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Elsevier, Inc.
- Kapetair. (2017). VTOL specifications. Recopilado de: kapetair.com
- Majudmar, Dave. (2014). *U.S. Marines to Retire Harrier Fleet Earlier Than Planned, Extend Life of Hornets*. USNI News. Recopilado de: <https://news.usni.org/2014/11/03/u-s-marines-retire-harrier-fleet-early-planned-extend-life-hornets>
- Ministerio de Agricultura, G. A. (2014). *Ministerio de Agricultura, Ganadería, Acuacultura y Pesca*. Retrieved from SIGTIERRAS: <http://www.sigtierras.gob.ec/fotografia-aerea-y-ortofotos/>
- Moposita Estrella, Jessica Tatiana y Orbea Jerez, David Rolando (2017). Diseño y construcción de un prototipo UAV multirotor de mini escala con estructura aerodinámica de ala fija. Carrera de Ingeniería en Mecatrónica. Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Matriz Sangolquí.
- Ozdemir, U., Orkut, Y., Aslihan, A., Yasin, V., Farabi, A., Karaca, T., ... Gokhan, O. (2014). Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System, 371–393. <https://doi.org/10.1007/s10846-013-9900-0>.
- Precisionhawk. (2018) *Industries, agriculture*. Aplicaciones, recopilado de: <https://www.precisionhawk.com/es/agricultura>
- Raymer, D. (1992). *Aircraft design: a conceptual approach*. (AIAA Inc. education series).
- SAITO SEISAKUSHO CO., LTD (Since 1949). FG-14C petrol engine specifications. Recuperado de: <http://www.saito-mfg.com/english/itemlist1.html>
- T-motor (2017) Navigator type specifications. MN4010 375kv. Recuperado de: <http://store-en.tmotor.com/goods.php?id=341>
- Wingcopter. (2017). Wingcopter 178 Heavy Lift. Recopilado de: <http://www.wingcopter.com/>

Yalama Castro, C. P. (2018). Estudio paramétrico y simulación dinámica de fluidos computacionales (cfd) de los efectos de integración aerodinámicos entre el sistema de propulsión y fuselaje para un vehículo aéreo no tripulado (uav) utilizado en agricultura. 86 hojas. Quito: EPN